

Abschlussbericht

Unfall mit dem Hubschrauber der Type AS 350 B1,
am 10.03.2009, um ca. 13:24 Uhr UTC, in Deutschlandsberg,
A-8530, Deutschlandsberg, Steiermark
GZ: 2023-0.901.086

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: 9. Januar 2024

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:

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

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:

bmk.gv.at/impressum/daten.html.

Vorwort

Die Sicherheitsuntersuchung erfolgt in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 und dem Unfalluntersuchungsgesetz - UUG 2005, 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 (Art. 2 Z 4 Verordnung (EU) Nr. 996/2010).

Die im Untersuchungsbericht zitierten Regelwerke beziehen sich grundsätzlich auf die zum Zeitpunkt des Vorfalls gültige Fassung, ausgenommen es wird im Untersuchungsbericht ausdrücklich auf andere Fassungen Bezug genommen oder auf Regelungen hingewiesen, die erst nach dem Vorfall getroffen wurden.

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 (Art. 5 Abs. 3 Verordnung (EU) Nr. 996/2010).

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 + 1 Stunden).

Inhalt

Vorwort	3
Einleitung	7
Kurzdarstellung.....	7
1 Tatsachenermittlung	9
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	9
1.2 Personenschäden.....	12
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	13
1.4 Andere Schäden	13
1.5 Besatzung.....	14
1.5.1 Pilot/in.....	14
1.6 Luftfahrzeug.....	14
1.6.1 Bord Dokumente.....	15
1.6.2 Luftfahrzeug Wartung.....	16
1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeugs	17
1.6.4 Open Item List.....	19
1.7 Flugwetter.....	19
1.7.1 GAMET, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	19
1.7.2 TAF, METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH	21
1.7.3 ALPFOR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH	22
1.7.4 GAFOR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH	22
1.7.5 Natürliche Lichtverhältnisse	23
1.8 Navigationshilfen	23
1.9 Flugfernmeldedienste.....	23
1.10 Flugplatz.....	23
1.11 Flugschreiber	23
1.11.1 GPS Geräte	23
1.11.2 Radardaten	24
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall	24
1.12.1 Unfallort	24
1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile.....	25
1.12.3 Cockpit und Instrumente	28
1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen	31
1.13 Medizinische und pathologische Angaben	31
1.14 Brand.....	31
1.15 Überlebensaspekte.....	31

1.15.1 Rückhaltesysteme	31
1.15.2 Evakuierung	32
1.15.3 Verletzungsursachen	32
1.16 Weiterführende Untersuchungen	33
1.16.1 Technische Untersuchungen	33
1.16.2 Kraftstoffuntersuchung.....	64
1.16.3 Ölproben	64
1.17 Andere Angaben	65
1.17.1 Flughandbuch	65
1.18 Nützliche und effektive Untersuchungstechniken	68
1.18.1 Chemische Untersuchung des Löschpulvers	68
1.18.2 Bodenläufe.....	68
1.18.3 Flugversuche	70
1.18.4 Detailuntersuchung des Wärmetauschers durch einen externen Sachverständigen	71
2 Auswertung.....	76
2.1 Flugbetrieb.....	76
2.1.1 Flugverlauf	76
2.1.2 Besatzung.....	81
2.2 Luftfahrzeug.....	81
2.2.1 Beladung und Schwerpunkt.....	81
2.2.2 Luftfahrzeug Wartung.....	81
2.2.3 Schalterstellungen	82
2.2.4 Technische Untersuchung	82
2.2.5 Überlebensaspekte	84
2.3 Flugwetter.....	84
2.4 Wärmetauscher	85
3 Schlussfolgerungen.....	87
3.1 Befunde.....	87
3.2 Wahrscheinliche Ursachen	88
3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren	88
4 Sicherheitsempfehlungen	89
5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....	90
Tabellenverzeichnis.....	91
Abbildungsverzeichnis.....	92

Verzeichnis der Regelwerke	94
Abkürzungen.....	95

Einleitung

Luftfahrzeughalter:	Bundesministerium für Inneres
Betriebsart:	Einsatzflug gem. § 145 LFG 1957
Flugzeughersteller:	Aerospatiale
Musterbezeichnung:	AS 350 B1
Luftfahrzeugart:	Hubschrauber
Staatszugehörigkeit:	Österreich
Unfallort:	A-8530 Deutschlandsberg, Steiermark
Koordinaten (WGS84):	N 46°48'47,08" E015°12'39,97"
Ortshöhe über dem Meer:	373 m
Datum und Zeitpunkt:	10.03.2009, ca. 13:24 Uhr

Kurzdarstellung

Der Pilot und ein Besatzungsmitglied starteten um ca. 12:19 Uhr vom Flughafen Graz LOWG zu einem Suchflug nach einer vermissten Person. Um ca. 12:30 Uhr landete der Hubschrauber am Sportplatz Frauental, um einen ortskundigen Polizeibeamten aufzunehmen. Nach ergebnisloser Suche in einem Waldgebiet wollte der Pilot auf die westliche Seite des Stadtgebietes von Deutschlandsberg fliegen, wo die Suche fortgesetzt werden sollte. In dieser Flugphase nahm das links vorne sitzende Flugbesatzungsmitglied plötzlich ein völlig untypisches Flugverhalten sowie ein metallisches Geräusch und ein lautes akustisches Warnsignal wahr. In einer steilen Rechtskurve über dicht bebautem Gebiet verlor der Hubschrauber in der Folge stark an Höhe. Ein am Rande der Bebauung zum Fluss situiertes zweistöckiges Haus wurde durch die Erstberührung mit dem Sporn und dem unteren Ende der vertikalen Stabilisierungsflosse im Bereich der Kamineinfassung beschädigt.

Der Hubschrauber stürzte daraufhin in einem steilen Winkel auf eine angrenzende Wiese. Das Luftfahrzeug wurde durch den Aufprall zerstört. Der Pilot verstarb, der zugestiegene Insasse erlag sechs Tage später im Krankenhaus seinen schweren Kopfverletzungen. Das links vorne sitzende Flugbesatzungsmitglied überlebte den Unfall schwer verletzt.

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, Verkehrsbereich Zivilluftfahrt, wurde am 10. März 2009 um 13:40 Uhr von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß § 9 UUG, idF BGBl. I Nr. 2/2008, wurde eine Sicherheitsuntersuchung des Unfalles eingeleitet.

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

Herstellerstaat:	Frankreich (BEA)
Betreiberstaat:	Republik Österreich
Halterstaat:	Republik Österreich
Sonstige Organisationen:	Eurocopter Frankreich Turbomeca Frankreich International Civil Aviation Organisation (ICAO) European Union Aviation Safety Agency (EASA)

1 Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Flugverlauf und Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen von Augenzeugen sowie eines Besatzungsmitgliedes, der Auswertungen eines mitgeführten Garmin 296-GPS Gerätes und der Auswertung der Radardaten, in Verbindung mit den Erhebungen des Landeskriminalamtes Steiermark und der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wie folgt rekonstruiert:

Grundsätzlich werden alle Hubschrauber für den Einsatzdienst an den Standorten des Innenministeriums an jedem Morgen vor Beginn des Flugbetriebes im betriebseigenen Hangar auf Flugklarheit und Einsatztauglichkeit überprüft. Diese Kontrolle fand auch am betroffenen Hubschrauber am 10. März 2009 statt. Der Hubschrauber war standardmäßig mit 400 Liter Kraftstoff Jet A1 betankt.

Um ca. 12:19 Uhr startete der Pilot, am rechten Sitz sitzend, mit einem weiteren, den linken vorderen Sitz besetzenden, Besatzungsmitglied (Flight Operator) an Bord vom Flughafen Graz (LOWG) zu einem Sucheinsatz in Richtung Deutschlandsberg. Um ca. 12:30 Uhr wurde am Fußballplatz Frauental eine ortskundige Person (Exekutivbeamter) für die Durchführung eines Suchfluges nach einem Vermissten abgeholt. Dieser besetzte den linken hinteren Sitz.

Um ca. 12:47 Uhr erfolgte eine Landung in einem Waldgebiet im Bereich Frauenegg. Während der Pilot das Triebwerk laufen ließ, verließen die beiden anderen Insassen zur Überprüfung einer vorausgegangenen Beobachtung den Hubschrauber. Nach ihrer Rückkehr wurde der Sucheinsatz um ca. 12:52 Uhr fortgesetzt, wobei laut Aussage des Flight Operators kurz Kontakt mit dem Bodenpersonal aufgenommen wurde. Diesbezügliche polizeiliche Funkprotokolle liegen der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nicht vor. Nach erfolgloser Suche im südlichen und östlichen Bereich von Deutschlandsberg, ersuchte der ortskundige Polizeibeamte, die Suche im Bereich der so genannten „Klause“ (Waldgebiet nordwestlich des Stadtgebietes Deutschlandsberg) fortzusetzen. Daraufhin steuerte der Pilot das Luftfahrzeug in westliche Richtung.

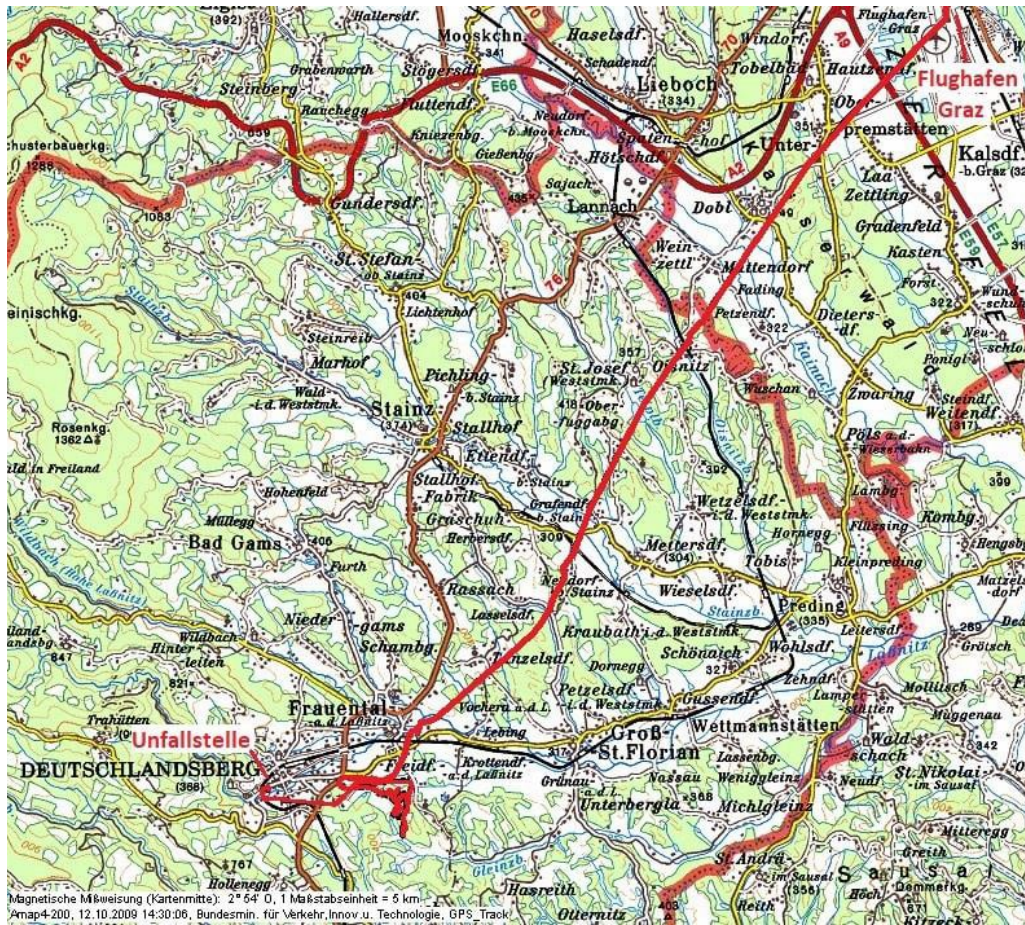
Während dieser Flugphase nahm der Flight Operator ein plötzlich auftretendes völlig untypisches Flugverhalten des Hubschraubers, verbunden mit akustischen Warnsignalen

und metallischen Geräuschen, wahr. Unbeteiligte Zeugen, von denen einige durch knallartige Geräusche aufmerksam geworden waren, sahen den mehrmals um die Hochachse in beide Richtungen gierenden Hubschrauber in einer nach ihrer Einschätzung normalen Flughöhe und anschließend in einer Rechtskurve stark sinken. Der Pilot antwortete auf die Frage des Flight Operators, ob es sich um einen Triebwerksaufall handle, mit nicht mehr rekonstruierbaren Worten.

Am Beginn der über dichtbesiedeltem Gebiet der Stadt Deutschlandsberg durchgeführten Autorotation flog der Hubschrauber südlich eines Sportplatzes. Ungefähr 15 m über dem Straßenniveau kam es zu einer Berührung der vertikalen Stabilisierungsflosse mit einem Hausdach, insbesondere einer Kamineinfassung. Der Hubschrauber schlug etwa 25 m von diesem Haus entfernt neben einer Straße, jedoch vor dem Uferbewuchs des Flusses Laßnitz, mit deutlicher Querlage nach rechts auf.

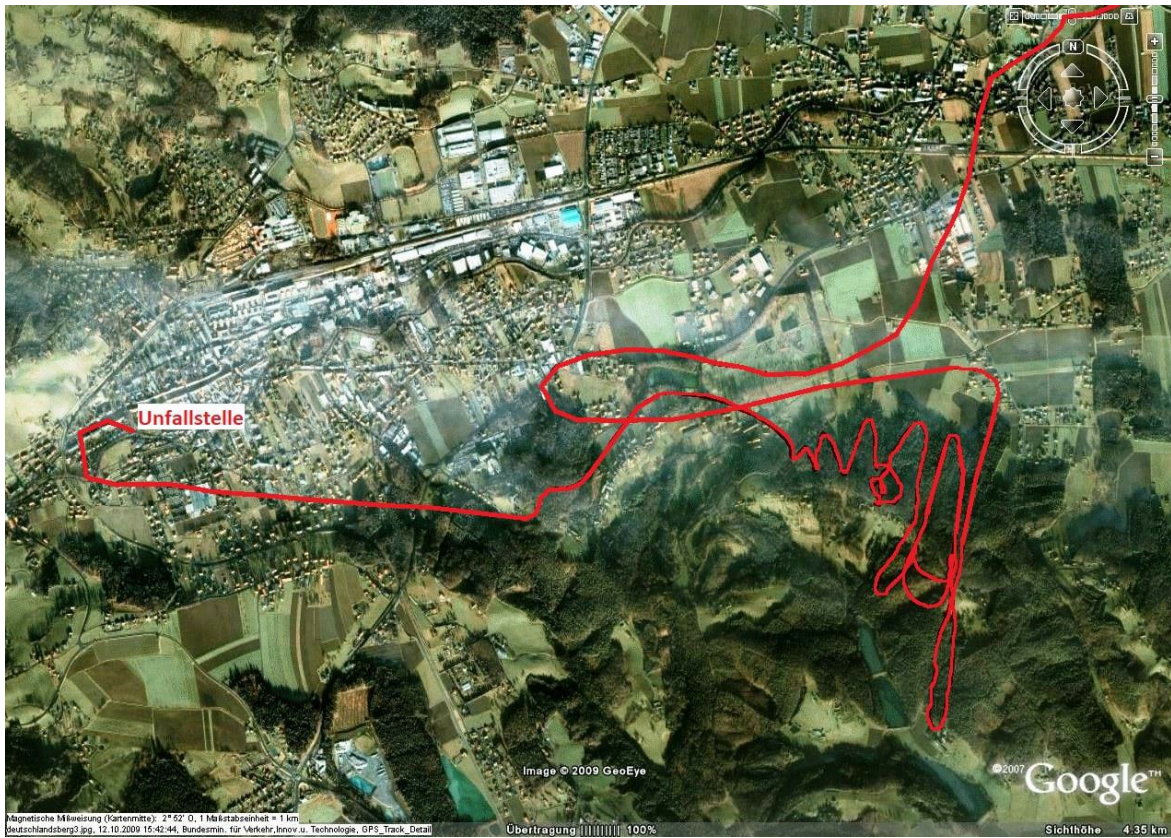
Durch den Aufprall erlitt der Flight Operator schwere Verletzungen, der Pilot verstarb kurze Zeit später im LKH Graz und der links hinten sitzende Insasse erlag sechs Tage nach dem Unfall seinen schweren Verletzungen. Am Hubschrauber entstand Totalschaden.

Abbildung 1 Auswertung des Garmin GPS 296 mit eingezeichnetem Flugverlauf



Quelle: SUB / AMAP

Abbildung 2 Auswertung des Garmin GPS 296 mit eingezeichneter Detailansicht des Flugverlaufes über Deutschlandsberg



Quelle: SUB / Google Earth ®

1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche	1	1	
Schwere	1		
Leichte			
Keine			

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug wurde zerstört.

1.4 Andere Schäden

Ein Gebäude, welches sich ca. 25 m nord-nord-westlich von der Endlage des Luftfahrzeuges befand, wurde im Bereich der Kamin-Blecheinfassung, des Blitzableiters und des westlichen Daches beschädigt. Die beschädigte Blecheinfassung konnte im Bereich der westlichen Schneehaken vorgefunden werden.

Abbildung 3 Beschädigung des Gebäudedaches und Kamin



Quelle: SUB

An der Unfallstelle selbst traten ca. 205 Liter Kraftstoff Jet A-1 aus, welche in das Erdreich im Bereich des nahegelegenen Flusses gelangten. Das kontaminierte Erdreich musste großflächig abgetragen und ersetzt werden.

1.5 Besatzung

1.5.1 Pilot/in

Alter:	39 Jahre
Art des Zivilluftfahrerscheines:	Berufshubschrauberpilotenlizenz
Berechtigungen:	Hubschrauber
Muster/Typenberechtigung:	Bell 206, AS 350 B1, AS 355 / AS 355 N
Instrumentenflugberechtigung:	Keine
Lehrberechtigung:	Keine
Sonstige Berechtigungen:	Nachtsichtflug
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig
Überprüfungen (Checks)	
Medical check:	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis Klasse 1 ausgestellt am 10. März 2008, Klasse 1 gültig bis 26. März 2009
License Proficiency Checkflug:	durchgeführt am 19. November 2008 auf der Unfalltype
Gesamtflugerfahrung	
(inkl. Unfallflug):	2791:37 Stunden bei 7049 Flügen
davon in den letzten 90 Tagen:	30:50 Stunden
davon in den letzten 30 Tagen:	17:45 Stunden
davon in den letzten 24 Stunden:	01:05 Stunden
Flugdienst am Unfalltag	
Flugzeit:	01:05 Stunden
Beanspruchungszeit:	11:00 Stunden
Ruhezeit (vor dem Unfallflug):	ca. 12:00 Stunden

1.6 Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug AS 350 B1 des Herstellers Aerospatiale (heute Airbus Helicopters) ist ein einmotoriger Mehrzweckhubschrauber, angetrieben von einem Wellenleistungstriebwerk. Der Hauptrotor ist als Dreiblatt „Starflex“ System ausgeführt und ist rechtsdrehend. Der Heckrotor befindet sich auf der rechten Seite des Heckauslegers und ist als Zweiblatt System mit gemeinsamen Schlaggelenk ausgeführt.

Luftfahrzeugart: Hubschrauber
Hersteller: Aerospatiale
Herstellerbezeichnung: AS 350 B1
Baujahr: 1987
Luftfahrzeughalter: Bundesministerium für Inneres
Gesamtbetriebsstunden: 7518:55
Landungen: 34255

Triebwerk: Wellenleistungstriebwerk
Hersteller: Turbomeca
Herstellerbezeichnung: Arriel 1D
Gesamtbetriebsstunden: 4545:53
Landungen: 17447

1.6.1 Bord Dokumente

Eintragungsschein: ausgestellt am 05.07.2007 von Austro Control GmbH
Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt am 23.05.2001 von Austro Control GmbH
Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit: ausgestellt am 03.04.2007, Zeitpunkt der nächsten periodischen Nachprüfung 27.03.2009
Lärmzulässigkeitszeugnis: ausgestellt am 29.12.1987 von Austro Control GmbH
Verwendungsbescheinigung: ausgestellt am 03.04.2007 von Austro Control GmbH für folgende Verwendungsarten:
Arbeitsflüge (Absetzen von Fallschirmspringer)
Außenlast – Frachttransporte
Außenlast – Personentransporte
Flüge nach Sichtflugregeln bei Tag VFR
Flüge nach Sichtflugregeln bei Nacht NVFR
Sichtflüge bei Nacht im Flugplatzbereich
Versicherung: gültig von 01.12.2008 bis 01.12.2009
Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle: ausgestellt am 11.08.1988 von Post und Telegraphendirektion für Wien, Niederösterreich und Burgenland als Fernmeldebehörde 1. Instanz, unbefristet gültig

1.6.2 Luftfahrzeug Wartung

Das letzte große Wartungsereignis wurde bei einer Zellengesamtbetriebszeit von 7201:29 Stunden und 33308 Landungen bei einem gem. EASA Part 145 genehmigten Wartungsbetrieb des Herstellers durchgeführt.

Dabei wurden eine 12 Jahres-Kontrolle der Zelle und eine 1500-Stunden Kontrolle des Triebwerks durchgeführt. Weiteres wurde die gesamte Hubschrauberzelle lackiert und im Anschluss gewogen. Die Freigabe des Luftfahrzeuges zum Flugbetrieb erfolgte am 03. Juni 2008.

Die zuletzt durchgeführte Wartung war eine 100 Stunden-Kontrolle der Zelle mit einer 200 Stunden-Kontrolle des Triebwerkes. Diese wurde gem. Dokumentation am 04. März 2009 durchgeführt. Dabei gab es eine Beanstandung bezüglich eines gem. Wartungshandbuch unzulässigen Risses des Triebwerk-Abgasrohres. Daraufhin wurde, um den Flugbetrieb ohne Verzögerung aufrechtzuerhalten, ein Ersatztriebwerk auf die Hubschrauberzelle aufgebaut. Dieses Triebwerk wurde mit folgenden Bemerkungen eingebaut:

Engine repaired and tested at TMUK IAW Overhaul Manual X292875002, ISSUE 21.

- *Module 01 (S/N XXXX), Module 02 (S/N XXXX) and Module 04 (S/N XXXX) Repaired and 3000 h Inspection effected.*
- *Module 03 (S/N XXXX) and Module 05 (S/N XXXX) overhauled.*

Folgende Service Bulletins (SB) und Service Bulletins Alert (SBA) wurden vom Triebwerkshersteller durchgeführt und am 20.11.2008 dokumentiert.

- *SBA292 72 0230, SB292 72 0231, SB292 72 0237, SB292 72 0246, SBA292 73 0251, SBA292 72 0809 und SB292 72 0819.*

Die im Anschluss durchgeführten Tätigkeiten wurden wie folgt dokumentiert:

Durchgeführte Tätigkeiten nach Einbau des Triebwerks S/N 7159 gemäß OPEN 350 (Rev. 31) TM MM:

- *Kontrolle des TW Shock Mounts*
- *Öltank abbauen und reinigen*
- *Zellenseitigen Kraftstofffilter entlüften*
- *Öl und Facetfilterwechsel durchführen*

- Kraftstoffsystem entlüften (1 min. Tankpumpen einschalten)
- NTL und NG Bowdenzüge auf richtige Einstellung kontrollieren
- Torquegebereinbau kontrollieren
- TW Massekabel an Zelle angeschlossen
- Diverse Leitungen angeschlossen (Fuel In, Oil in, Oil out, TW Entlüftung, Single Drain und Rear Bearing Entlüftung).
- Verkabelung an Zelle angeschlossen
- Mechanische Verbindungen kontrollieren (TW / MGB, hintere Auflage, TW / Heckrotorzwischenwelle)
- Diverse Abdeckungen abnehmen, Fremdkörperkontrolle durchführen
- Ventilieren (max. 15 sek.) und auf abnormale Geräusche achten
- TW Starten –Steigende NG Anzeige, T4 Anzeige, NTL Anzeige und Öldruck
- Min. Öl Licht geht bei 70 % NG aus
- Überprüfen TW Parameter bei 100 % NTL, alle Warnlichter aus
- TW Öldruck normal
- Fuel Maintenance durchführen (2 min. ohne Tankpumpen)
- TW auf Dichtheit
- Vor dem Abstellen 1 min. auf 70 % NG laufen lassen
- Min. Öl Licht kommt bei ca 70 % NG
- NG Auslaufzeit von 30 % auf 0 % mindestens 30 Sekunden
- Ölprobe nehmen
- Zyklenzählerstand für ein und ausgebautes TW notieren

1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeugs

Das höchstzulässige Gesamtgewicht des Luftfahrzeuges betrug 2200 kg. Das gem. dem letzten Wiegeprotokoll vom 03. Juni 2008 dokumentierte Leergewicht des Hubschraubers betrug 1356 kg. Das spezifische Gewicht gem. Flughandbuch für den Kraftstoff Jet A-1 wurde mit 0,79 kg/L angenommen. Das Gewicht für Pilot, Operator und Insasse wurde mit je 80 kg angenommen.

Tabelle 2 Beladung und Schwerpunkt zum Abflugzeitpunkt vom Flughafen Graz LOWG

	Gewicht	Longitudinal x		Lateral y	
	in kg	CG m	Moment	CG m	Moment
Leergewicht	1356,00	3,504	4751,424	0,012	16,272
Pilot	80,00	1,55	124,00	0,3625	29,00
Operator	80,00	1,55	124,00	-0,3625	-29,00

Einsatzrüstung (verzurt am Gepäckraumboden)	80,00	3,20	256,00	-0,55	-44,00
Kraftstoff	316,00	3,475	1098,1	0,00	0,00
Abfluggewicht LOWG •	1912,00	3,322	6353,524	-0,014	-27,728

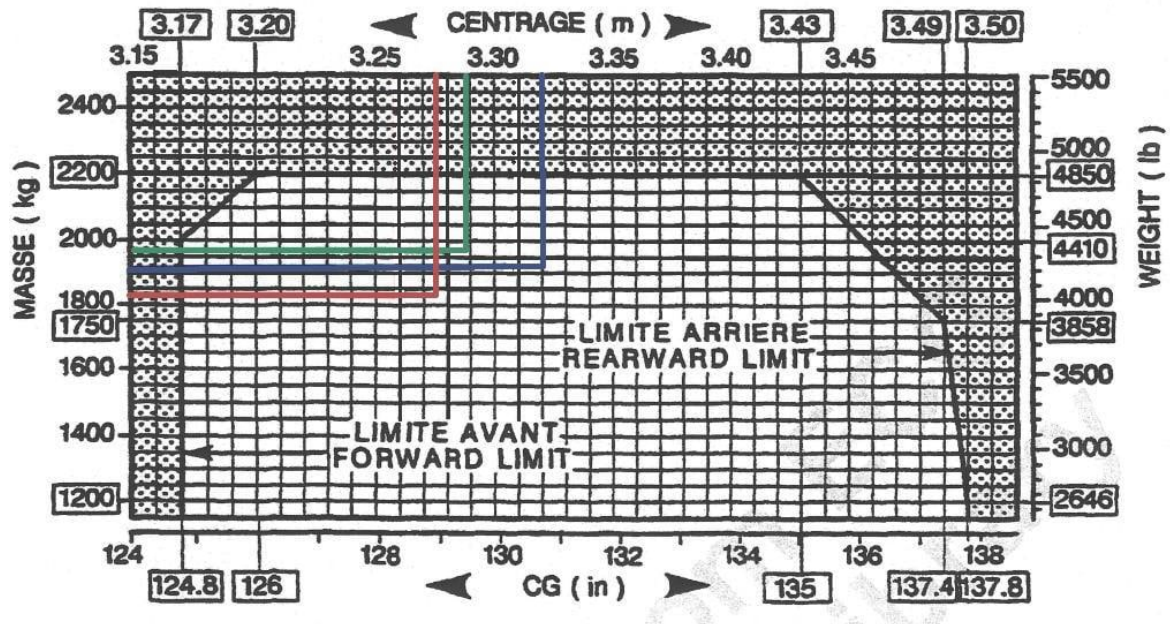
Tabelle 3 Beladung und Schwerpunkt zum Aufnahmezeitpunkt des Insassen

	Gewicht	Longitudinal x		Lateral y	
	in kg	CG m	Moment	CG m	Moment
Leergewicht	1356,00	3,504	4751,424	0,012	16,272
Pilot	80,00	1,55	124,00	0,3625	29,00
Operator	80,00	1,55	124,00	-0,3625	-29,00
Insasse	80,00	2,54	203,20	-0,625	-50,00
Einsatzrüstung (verzurt am Gepäckraumboden)	80,00	3,20	256,00	-0,55	-44,00
Kraftstoff	290,00	3,475	1007,75	0,00	0,00
Abfluggewicht Insasse •	1966,00	3,289	6466,374	-0,039	-77,728

Tabelle 4 Beladung und Schwerpunkt zum Unfallzeitpunkt

	Gewicht	Longitudinal x		Lateral y	
	in kg	CG m	Moment	CG m	Moment
Leergewicht	1356,00	3,504	4751,424	0,012	16,272
Pilot	80,00	1,55	124,00	0,3625	29,00
Operator	80,00	1,55	124,00	-0,3625	-29,00
Insasse	80,00	2,54	203,20	-0,625	-50,00
Einsatzrüstung (verzurt am Gepäckraumboden)	80,00	3,20	256,00	-0,55	-44,00
Kraftstoff	162,00	3,475	562,95	0,00	0,00
Gesamtgewicht zum Unfallzeitpunkt •	1838,00	3,276	6021,574	-0,042	-77,728

Abbildung 4 Darstellung des Longitudinalen Schwerpunktes



Quelle: SUB / AFM AS 350 B1

Die lateralen Schwerpunktgrenzen befinden sich beim gegenständlichen Hubschraubermuster bei -0,18 m auf der linken und bei 0,14 m auf der rechten Seite der symmetrisch verlaufenden Mittelachse (0) des Luftfahrzeuges.

1.6.4 Open Item List

Im Bordbuch befanden sich keine offenen technischen oder flugbetrieblichen Beanstandungen.

1.7 Flugwetter

1.7.1 GAMET, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

FIR:LOVV(VIENNA)

FAOS41 LOWW 101200

LOVV GAMET VALID 101300/101900 LOWWLOVV

WIEN FIR / DANUBE AREA BLW FL200

SECN I

SFC WSPD: NIL

SFC VIS: 13/19 3000-5000 M SN ABV 020-030 HFT AMSL W PART MOV E
SIGWX: NIL
MT OBSC: 13/19 ABV 040-060 HFT AMSL N ALPS
SIG CLD: NIL
ICE: 13/19 LOC MOD BLW 180 HFT AMSL
TURB: 13/19 LOC MOD BLW 180 HFT AMSL
MTW: NIL
SIGMET APPLICABLE AT TIME OF ISSUE: NIL
AIRMET APPLICABLE AT TIME OF ISSUE: 4
FOR SECN II REFER TO ALPFOR AUSTRIA AND UPPER
WIND/TEMPERATURE CHARTS=
FAOS42 LOWW 101200
LOVV GAMET VALID 101300/101900 LOWWLOVV
WIEN FIR / ALPS NORTH SIDE BLW FL200
SECN I
SFC WSPD: NIL
SFC VIS: 13/19 3000-5000 M SN ABV 025-040 HFT AMSL ENTIRE AREA
SIGWX: NIL
MT OBSC: 13/19 ABV 040-060 HFT AMSL N AND CENTRAL ALPS
SIG CLD: NIL
ICE: 13/19 LOC MOD BLW 180 HFT AMSL ENTIRE AREA
TURB: 13/19 LOC MOD BLW 180 HFT AMSL ENTIRE AREA
MTW: NIL
SIGMET APPLICABLE AT TIME OF ISSUE: NIL
AIRMET APPLICABLE AT TIME OF ISSUE: 4
FOR SECN II REFER TO ALPFOR AUSTRIA AND UPPER
WIND/TEMPERATURE CHARTS=
FAOS43 LOWW 101200
LOVV GAMET VALID 101300/101900 LOWWLOVV
WIEN FIR / ALPS SOUTH SIDE BLW FL200
SECN I
SFC WSPD: NIL
SFC VIS: NIL
SIGWX: NIL
MT OBSC: 13/19 ABV 060-080 HFT AMSL CENTRAL ALPS
SIG CLD: NIL
ICE: NIL
TURB: 13/19 LOC MOD BLW 180 HFT AMSL ENTIRE AREA
MTW: NIL
SIGMET APPLICABLE AT TIME OF ISSUE: NIL
AIRMET APPLICABLE AT TIME OF ISSUE: 4
FOR SECN II REFER TO ALPFOR AUSTRIA AND UPPER
WIND/TEMPERATURE CHARTS=

1.7.2 TAF, METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

FT =LOWG / 10.03.2009—

FTOS31 LOWM 101100 AAA

TAF LOWG 101130Z 1012/1118 32005KT 9999 FEW060 BKN250

TX10/1112Z TNO1/1103Z

TEMPO 1012/1015 35010G20KT

BECMG 1016/1018 VRB02KT CAVOK

TEMPO 1105/1110 8000 SRRA SCT040 BKNO70

BECMG 1109/1111 34012G25KT 9999 FEW060

METAR - LOWG

SAOS31 LOWM 101350

METAR LOWG 101350Z 30005KT 230V010 9999 FEW060 SCT100 BKN270 11/M08

Q1013 NOSIG=

SAOS31 LOWM 101320

METAR LOWG 101320Z 28007KT 210V330 9999 FEW060 SCT100 BKN270 11/M08

Q1013 NOSIG=

MET REPORT - LOWG

SXOS55 LOWG 101350

MET REP LOWG 101350Z

WIND RWY 17 TDZ VRB BTN 240/ AND 330/5KT RWY 35 TDZ VRB BTN 230/ AND

010/8KT VIS 70KM FEW 6000FT SCT 10000FT BKN 27000FT

T 11 DP MS8 QNH 1013 29911NS QFE 973 THR 35/974

NOSIG=

SXOS55 LOWG 101320

MET REP LOWG 101320Z

WIND RWY 17 TDZ VRB BTN 200/ AND 350/3KT MAX 14 MNM 1 RWY 35 TDZ VRB

BTN 210/ AND 330/6KT VIS 70KM FEW 6000FT SCT 10000FT BKN 27000FT

T 11 DP MS8 QNH 1013 29931NS QFE 973 THR 35/974

NOSIG=

1.7.5 Natürliche Lichtverhältnisse

Tageslicht

1.8 Navigationshilfen

Der gegenständliche Flug wurde als Sichtflug durchgeführt. Navigationshilfen waren nicht betroffen.

1.9 Flugfernmeldedienste

Nach Verlassen der Kontrollzone Graz fand kein unfallrelevanter Sprechfunkverkehr statt. Der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes liegen keinerlei polizeiliche Sprechfunkaufzeichnungen vor.

1.10 Flugplatz

Abflugplatz:	Flughafen Graz LOWG
1. Außenlandung:	Sportplatz der Marktgemeinde 8523 Frauental
2. Außenlandung:	Waldlichtung südwestlich der Fraueneggerstrasse
Geplanter Zielflugplatz:	Flughafen Graz LOWG

1.11 Flugschreiber

Für die gegenständliche Hubschraubertypen war weder ein Flugdatenschreiber (FDR) noch ein Sprachaufzeichnungsgerät (CVR) vorgeschrieben und auch nicht verbaut.

1.11.1 GPS Geräte

Ein im Luftfahrzeug installiertes GPS Gerät des Herstellers Becker wurde beim Unfallflug nicht verwendet und zeichnete dadurch auch keine Positionsdaten auf. Ein zusätzlich mitgeführtes GPS Gerät Garmin 296 zeichnete den gesamten Unfallflug auf und konnte für die Flugwegrekonstruktion herangezogen werden.

1.11.2 Radardaten

Für den Unfallflug wurden Radardaten aufgezeichnet und für die Flugwegrekonstruktion herangezogen.

1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

1.12.1 Unfallort

Die Unfallstelle befand sich im westlichen Teil der Stadt Deutschlandsberg auf einem Wiesengrundstück, welches an einer Seite an den Uferweg angrenzt und an der anderen Seite ohne Uferbewuchs an den Fluss Laßnitz grenzt. Am Ufer befanden sich in nördlicher Richtung mehrere ca. 15 m hohe Laubbäume. Der straßenseitige Rand des Wiesengrundstückes war mit Sträuchern bewachsen. Nord-nord-westlich der Unfallstelle befindet sich ein Gebäude, welches im Bereich der Kamineinfassung und des westlichen Daches durch den Absturz beschädigt wurde. Die Aufschlagrichtung des Hubschraubers auf das Wiesengrundstück betrug ca. 120°.

Abbildung 7 Übersichtsaufnahme des Unfallortes



Quelle: SUB

Abbildung 8 Endlage des Luftfahrzeuges



Quelle: SUB

1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Das Luftfahrzeug befand sich in der Endlage auf der rechten Seite liegend mit einer Ausrichtung von ca. 120° . Die Verteilung der Wrackteile begrenzte sich auf einen Radius von ca. 10 m um die Endlage. Das Wrack war bis auf den unteren Abschnitt der vertikalen Stabilisierungsflosse, welche separiert vom Hauptwrack ca. 5 m in Aufprallrichtung gesehen vor der Endlage des Luftfahrzeuges am Uferweg vorgefunden wurde, in seinen Hauptbestandteilen vollständig. Vor dem Wrack liegend konnten diverse Kleinteile vorgefunden werden, unter anderem das zusätzlich mitgeführte GPS Garmin 296. Im Flussbett, welches sich ca. 10 m in Verlängerung der Luftfahrzeuglängsachse vor dem Hauptwrack befand, konnten Scheibenteile sowie ein Verstärkungsspannt des Heckauslegers aufgefunden werden.

Die Luftfahrzeugzelle war im rechten Cockpitbereich vollständig in sich kollabiert. Im Passagierraum war der Kabinenboden teilweise vom Hauptwrack separiert. Das rechte Kufenrohr mit dessen Querrohren war vom restlichen Teil der Zelle separiert. Das linke

Kufenrohr, inklusive Schneeboarder und Lastenkorb, war mit der Zelle kraftschlüssig verbunden. Im Bereich der linken Kufe konnte eine ca. 0,5 m lange Schleifspur im Wiesenboden festgestellt werden.

Abbildung 9 Endlage des Luftfahrzeuges von oben



Quelle: SUB

Der Hauptrotorkopf war in seinen Bestandteilen vollständig vorhanden, alle drei Hauptrotorblätter (rot, gelb, blau) zeigten Biegeverformungen in Profil-Längs- und Querichtung. Das blaue Hauptrotorblatt wies im Bereich der Blattwurzel eine Gewaltbruchstelle auf. Das rote und gelbe Hauptrotorblatt waren in Endlage in Kontakt mit dem Untergrund, der Einschlagwinkel des gelben Blattes konnte mit ca. 60° festgestellt werden. Der Blattanschluss des roten Hauptrotorblattes war im Bereich der Blattbefestigung mit einem Gewaltbruch teilweise vom Hauptrotorkopf getrennt.

Abbildung 10 Hauptrotorkopf mit Hauptrotorblättern



Quelle: SUB

Der Heckausleger war im Bereich der vertikalen Vernietung vor der horizontalen Stabilisierungsflosse in Flugrichtung gesehen vollständig vom Hauptwrack abgetrennt und lag ca. 80° versetzt zur Luftfahrzeuglängsachse auf dem Heckausleger. Die Heckrotorantriebswelle wies in diesem Bereich eine Biegeverformung auf und war auf Höhe des Verbindungsflansches von kurzer zu langer Antriebswelle (Anschlusspant Zelle Heckausleger) abgetrennt. Der abgetrennte Teil des Heckauslegers wies im Bereich des Heckrotorgetriebes eine weitere Gewaltbruchstelle auf. Das Heckrotorgetriebe war mit dessen Heckrotorkopf und Heckrotorblättern vollständig und kraftschlüssig verbunden. Die lange Heckrotorantriebswelle war mit der Eingangswelle des Heckrotorgetriebes in der Endlage kraftschlüssig verbunden. Die Blattspitzen der Heckrotorblätter zeigten ziegelfarbige oberflächliche Schleifspuren. Ein Heckrotorblatt wies im Bereich der Blattwurzel eine Gewaltbruchstelle auf.

Abbildung 11 Heckausleger Bruchstelle Abbildung 12 Heckausleger Gegenstück



Quelle: SUB

Die Abdeckung der langen Heckrotorantriebswelle war im Bereich der Bruchstelle des Heckauslegers ca. 1,0 m in Flugrichtung gesehen, teilweise von diesem separiert, im Bereich des Anschlussflansches von kurzer zu langer Heckrotorantriebswelle, zeigte diese mehrere Verformungen, welche von innen nach außen verliefen.

Abbildung 13 Abdeckung des Anschlussflansches



Abbildung 14 Anschlussflansch kurze zu langen Heckrotorantriebswelle



Quelle: SUB

1.12.3 Cockpit und Instrumente

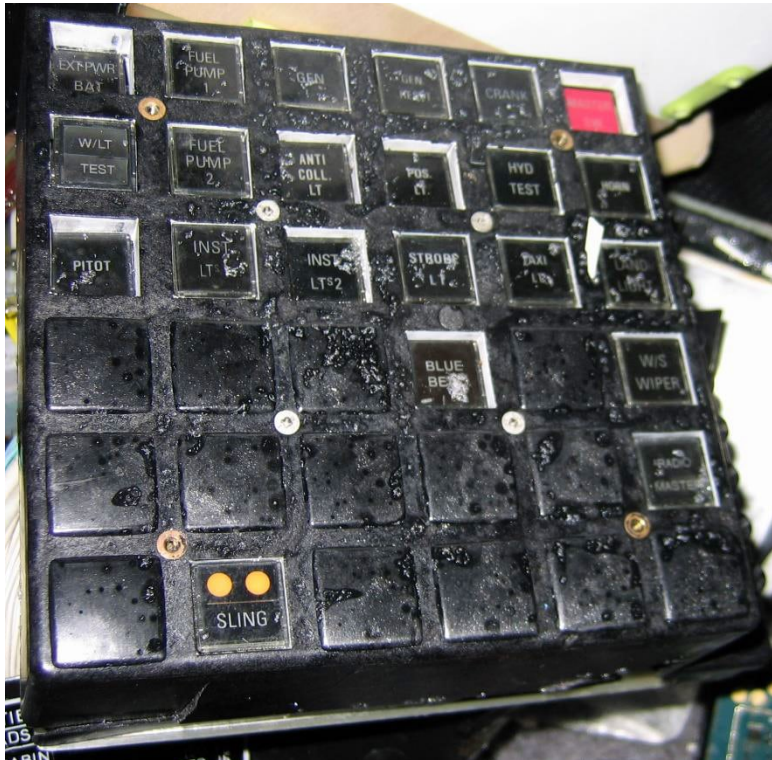
Der kollektive Blattverstellhebel wurde an der Unfallstelle in der untersten Position (geringster Anstellwinkel) vorgefunden. Der zyklische Blattverstellhebel war an der Kabinenbodendurchführung abgeknickt und befand sich ca. in 2 Uhr Position. Der Kraftstoffzufuhrhebel befand sich in Flight Position, der mechanische Brandhahn befand sich in geöffneter Stellung mit unbeschädigten Plombierungsdraht am Hebel.

Schalterkonsole (Switch Panel)

Die Schalterkonsole zur Betätigung der Verbraucher wurde wie folgt an der Unfallstelle vorgefunden:

MASTER SWITCH	ON	GEN	OFF
CRANK	OFF	FUEL PUMP 1	OFF
GEN RESET	OFF	EXT PWR BAT	ON
HORN	OFF	ANTI COLL LT	ON
HYD TEST	OFF	FUEL PUMP 2	OFF
POS LT	ON	W/LT TEST	OFF
LAND LIGHT	OFF	TAXI LT	OFF
STROBE LT	OFF	INST LTs 2	ON
INST LT	OFF	PITOT	ON
W/S WIPER	OFF	BLUE BEACON	ON
RADIO MASTER	OFF	SLING	OFF

Abbildung 15 Aufnahme der Schalterkonsole an der Unfallstelle

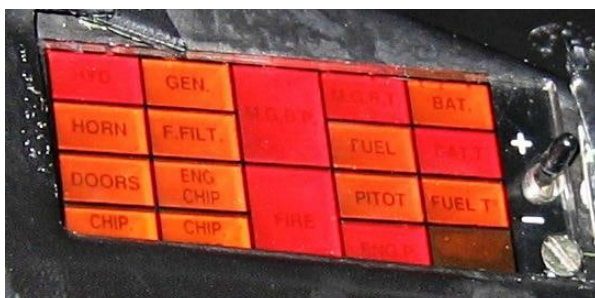


Quelle: SUB

Warnlampen Konsole (Warning Caution and Advisory Panel)

Die Warnlampen Konsole wurde an der Unfallstelle äußerlich unbeschädigt und vollständig vorgefunden.

Abbildung 16 Aufnahme der Warnlampen Konsole nach externer Spannungsversorgung



Quelle: SUB

1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen

Mehrere Augenzeugen, die sich an unterschiedlichen Standorten befanden, konnten Knallgeräusche in Verbindung mit mehreren Gierbewegungen des Hubschraubers wahrnehmen. Durch das überlebende Flugbesatzungsmitglied konnte unmittelbar vor dem Unfall ein akustisches Warnsignal im Cockpit wahrgenommen werden.

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Es liegen keinerlei Hinweise auf eine vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigung des Piloten sowie der Besatzungsmitglieder vor.

1.14 Brand

Durch die ortsansässige Feuerwehr wurde, da Kraftstoff austrat und Rauch im Bereich des Triebwerkes festgestellt werden konnte, das Wrack mit einem Wasser-Schaum-Gemisch abgedeckt und in den Verdichter Löschpulver eingesprüht. Es brach kein Brand an der Unfallstelle aus.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Rückhaltesysteme

Der Pilot sowie der Flight Operator waren über einen 4-Punkt Gurt angeschnallt. Diese Gurtsysteme hielten dem Unfall stand. Der Insasse, welcher hinten links in der Kabine saß, war mit einem Beckengurt angeschnallt. Dessen Gurtbefestigung hat dem Aufprall nicht standgehalten. Die Gurtbefestigung ist ein im rechten Winkel gebogenes Blech mit einer Karabineröse, das vertikal mit der Kabinenrückwand verschraubt und horizontal mit dem Kabinenboden vernietet ist. Das Blech wurde im Bereich der Bohrungen (Muttern) an der Rückseite ausgerissen. Die horizontale Vernietung mit dem Blech des Kabinenbodens wurde abgeschert.

1.15.2 Notsender

Der vorgeschriebene Notsender ELT wurde mitgeführt, war betriebsbereit und löste aus. Der Emergency Locator Transmitter (ELT) mit dessen Antenne befindet sich bei diesem Luftfahrzeugmuster im Inneren des Heckauslegers. Durch den Unfall kam es zu einer Trennung des Antennenkabels und es konnte durch die Such- und Rettungszentrale kein ELT Signal empfangen werden.

1.15.2 Evakuierung

Die Alarmierung der Rettungskräfte erfolgte unmittelbar nach dem Unfall durch mehrere Augenzeugen sowie Bewohner der umliegenden Häuser. Kurz nach dem Aufprall wurden alle Insassen durch Passanten aus dem Wrack geborgen. Ein Arzt war unmittelbar nach dem Unfall vor Ort und führte bis zum Eintreffen der Rettungskräfte die Erstversorgung aller Insassen durch.

1.15.3 Verletzungsursachen

Der Pilot wurde nach erfolgter Erstversorgung in das LKH Graz eingeliefert, wo er aufgrund seiner schweren inneren Verletzungen kurze Zeit später verstarb. Dem Piloten stand durch die steile rechte Quer- und Vorwärtslage sowie der Deformationen im Bereich des rechten Cockpits des Hubschraubers in Endlage kein ausreichender Überlebensraum zur Verfügung.

Der Flight Operator, welcher den Sitz links vorne eingenommen hatte, wurde nach erfolgter Erstversorgung in das LKH Weststeiermark Deutschlandsberg eingeliefert. Er erlitt mehrere Knochenbrüche und eine schwere Gehirnerschütterung. Durch die links angeordnete Sitzposition hatte er genügend Überlebensraum.

Der Pilot sowie der Flight Operator trugen jeweils einen Schutzhelm, wie für Flugbesatzungsmitglieder im Einsatzdienst vorgesehen. Der Insasse trug keinen Schutzhelm.

Der Insasse besetzte den linken äußersten Sitz auf der Rückbank und wurde, nachdem die Gurtbefestigung beim Aufprall versagte, auf die rechte Seite geschleudert, was zu schweren Verletzungen führte. Nach erfolgter Erstversorgung wurde der Insasse in das LKH Klagenfurt verbracht, wo er sechs Tage nach dem Unfall aufgrund der schweren Kopfverletzungen verstarb.

1.16 Weiterführende Untersuchungen

1.16.1 Technische Untersuchungen

Elektrische Systemkontrolle am Hubschrauber

Der Hubschrauber wurde extern mit einer entsprechenden Batterie stromversorgt. Es leuchteten folgende Warnlampen: FUEL, GEN, FIRE, PITOT und DOORS. Die elektrische Funktion von GEN (Generator ausgeschalten und nicht angeschlossen) war gegeben.

Warnlampen Konsole (Warning and Advisory Panel)

Die Warnlampen-Konsole wurde ausgebaut und alle Warnlampen einer mikroskopischen Untersuchung unterzogen. Die Wendeln der Glühlampen wiesen keine abnormalen Verformungen oder Brüche auf.

Hauptgetriebe

Assy Number: 350A 320300.04

MFBG Date: 03/90

Die richtige Funktion und die Verbindung zwischen dem Hauptgetriebe und der kurzen Heckrotorantriebswelle waren gegeben. Bei Drehung des Hauptrotorkopfes drehte sich die kurze Antriebswelle mit. Das akustische Geräusch des Zahnflankenspiels des Hauptgetriebes wies keine Anormalitäten auf.

Die Befestigungen der Hauptgetriebestreben an der Struktur und am Hauptgetriebe waren kraftschlüssig und mittels Sicherungsnadeln gegen Verdrehung gesichert. Die linke vordere Strebe wies in der Mitte eine Zugbruchstelle auf. Die rechte vordere Strebe wies

Biegeverformungen entgegen der Aufprallrichtung auf. Die beiden hinteren Streben waren hingegen nur leicht deformiert.

Der Hauptgetriebe Ölfilter wurde ausgebaut und eine Ölprobe entnommen. Die Ölleitung zwischen Hauptgetriebe und Ölkühler wurde hauptgetriebeseitig für einen späteren Ausbau abgeschlossen. Alle außenliegenden Leitungen waren angezogen und mit Draht gegen Verdrehung gesichert. Beide Magnetic Chip Detectors wiesen keine metallischen Partikel auf.

Abbildung 17 Magnetic Chip Detector



Abbildung 18 Mast Magnetic Chip Detector



Quelle: SUB

Das Hauptantriebskegelrad wurde visuell mittels Endoskopie durch die Inspektionsöffnung am konischen Eintrittsteil des Hauptgetriebes geprüft. Weiteres wurde durch die gleiche Öffnung das Kegelrollenlager beim Hauptgetriebeeingang endoskopiert. Der untere Zahnkranz (Ring Gear) des Kegelradgetriebes konnte durch die Öleinfüllöffnung an der linken Seite mit dem Endoskop geprüft werden.

Abbildung 19 Kegelrollenlager



Abbildung 20 Hauptantriebskegelrad



Abbildung 21 Ring Gear



Quelle: SUB

Im Anschluss wurde das Hauptgetriebe für weitere Detailuntersuchungen aus der Hubschrauberzelle ausgebaut. Als erstes wurden das Tragrohr und der Gimbal Ring abgebaut. Alle vier Befestigungsbolzen des Gimbal Ringes wiesen keine Anomalitäten auf. Weiters wurde das Brandschutzblech abgeschraubt, um das Tragrohr vom Hubschrauber entfernen zu können. An der Flexkupplung wurde die Hauptantriebswelle abgeschraubt und vom Hubschrauber entfernt. Diese Welle hatte Aufprallspuren in Form von Druckbeanspruchungen im Bereich der Scheiben der Flexkupplung. An der Gegenseite des Befestigungsflansches konnten Gegenspuren festgestellt werden. Die Betätigung der Rotorbremse wurde am Hebel abgebaut und die Schelle des Bowdenzuges am Hauptgetriebe gelöst. Die Befestigungsmutter der Rotorbremse war mittels Blechsicherung und Farbmarkierung gesichert.

Abbildung 22 Aufprallspuren an der Flexkupplung



Abbildung 23 Gimbal Ring

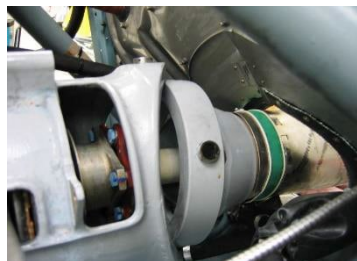


Abbildung 24 Antrieb der Hydraulikpumpe



Quelle: SUB

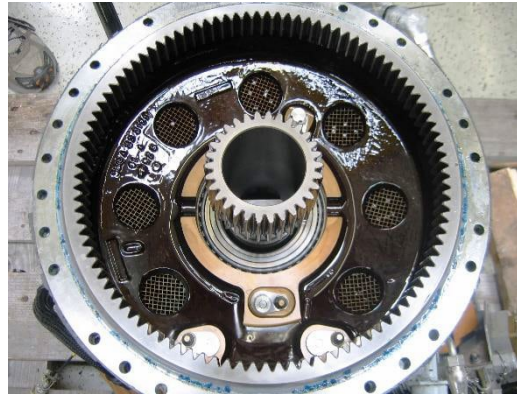
Im Anschluss wurde der Hauptrotorkopf mit dem Rotorträger und dem Hauptgetriebe in einem Stück von der Hubschrauberzelle gehoben. Danach wurde das Hauptrotorgetriebe am unteren Befestigungsflansch des konischen Gehäuses im Bereich des Planetenradgetriebes getrennt.

Es konnten weder mechanische Schäden noch Abnutzungsspuren an den Zahnflanken festgestellt werden. Die Wälzlager der Planetenräder und des Antriebrades waren unbeschädigt und freigängig. Alle Öldüsen zur Schmierung des Hauptgetriebes und innen liegenden Hydraulikleitungen waren vorschriftsmäßig eingebaut und verschraubt. Die Befestigungsschrauben des Mastes waren alle mit Sicherungsblechen gesichert und wiesen keine visuell erkennbaren Mängel auf. Im Planetenradgetriebe konnten weder technische Mängel noch eine beeinträchtigende Funktion festgestellt werden.

Abbildung 25 Planetenräder, Planetenträger und Rotormastbefestigung



Abbildung 26 Unterseite des Hauptgetriebes



Quelle: SUB

Heckrotorgetriebe

Model 350A R-G

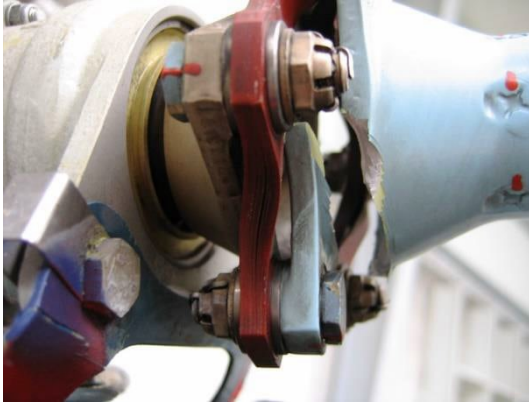
P/N 33020005

Das Heckrotorgetriebe konnte frei durchgedreht werden. Die Befestigungen am Heckausleger waren vorhanden und die Befestigungsschrauben gesichert. Die beiden Blattverstellsteuerstangen (Pitch Links) waren an ihren Befestigungsmuttern versplintet und hatten kein Spiel in den Pendellagern. Der magnetische Chip wurde sauber und ohne metallische Späne vorgefunden. Eine Ölprobe konnte nicht entnommen werden, da das Heckgetriebe an der Unfallstelle verkehrt lag, und somit das gesamte Öl über die Einfüllöffnung ausfloss. Das eingebaute Sieb an der Einfüllöffnung war sauber und die Zahnflanken der Zahnräder, soweit erkennbar, wiesen keine visuellen Beschädigungen auf. Die axiale Blattverstellung über den angebauten Umlenkhebel am Heckgetriebe war funktionstüchtig. Die lange Blattverstellstange, die unter der Heckrotorwelle angebaut war, war im Bereich des dritten Hauptlagers durch einen Biegebruch abgerissen.

Die Heckrotorwelle war kraftschlüssig mit dem Heckgetriebe verbunden. Die Verbindung wies genau am Verbindungsflansch der langen Heckrotorwelle einen Gewaltbruch auf.

Abbildung 27 Bruchstelle der Heckrotorwelle

Abbildung 28 Magnetic Chip Detector



Quelle: SUB

Hydraulische Flugsteuerung

Der Antrieb der Hydraulikpumpe war unbeschädigt und die Funktion der Pumpe wurde durch händisches Durchdrehen geprüft. Der Antriebsriemen hatte ein Spanmaß von 105 mm und war innerhalb der zulässigen Toleranz gemäß Maintenance Manual. Bei der Untersuchung des metallischen Hydraulikfilters konnten keine metallischen Partikel festgestellt werden. Weiteres wurden die drei Steuerstangen an den Hydraulikzylindern abgeschlossen. Die Hydraulikleitungen für den externen Anschluss wurden an der Pumpe abgeschlossen. Die hydraulische Verbindungsleitung zwischen dem externen Anschluss und dem Hydraulikfilter wurde filterseitig abgeschlossen. Alle drei Stickstoffbehälter der Hydraulikanlage wurden mittels Manometer auf den publizierten Stickstoffdruck überprüft.

Alle drei Stickstoffbehälter im Hydrauliksystem hatten die P/N 704-A-34-240-015.

Folgende Werte wurden festgestellt:

Nr. 1 IST Wert: 10 bar

Nr.2 IST Wert: 18 bar

Nr.3 IST Wert: 15 bar

Abbildung 29 Stellung des Hydraulikschalters am kollektiven Steuerknüppel



Quelle: SUB

Bei allfälligem Leuchten der HYD. Warnlampe und dem akustischen Signal HORN an der Warnlampenkonsole beschreibt das AFM einen Hydrauliksystemfehler.

Bei den Servozyylindern der Hauptrotorsteuerung und dem Servozyylinder der Heckrotorsteuerung beschreibt das AFM vorerst die Reduzierung der Fluggeschwindigkeit auf 40 – 60 kts IAS und das nachfolgende Ausschalten des Hydraulikschalters am kollektiven Steuerknüppel. Dadurch wird einerseits das Hydrauliksystem wirkungslos gemacht. Andererseits werden die Stickstoffbehälter durch Magnetschalter aktiviert und der Stickstoffdruck wird über bewegliche Kolben in die Hydraulikanlage zur leichteren Steuerbarkeit des Hubschraubers übertragen.

Systembeschreibung des zellenseitigen Kraftstoffsystems

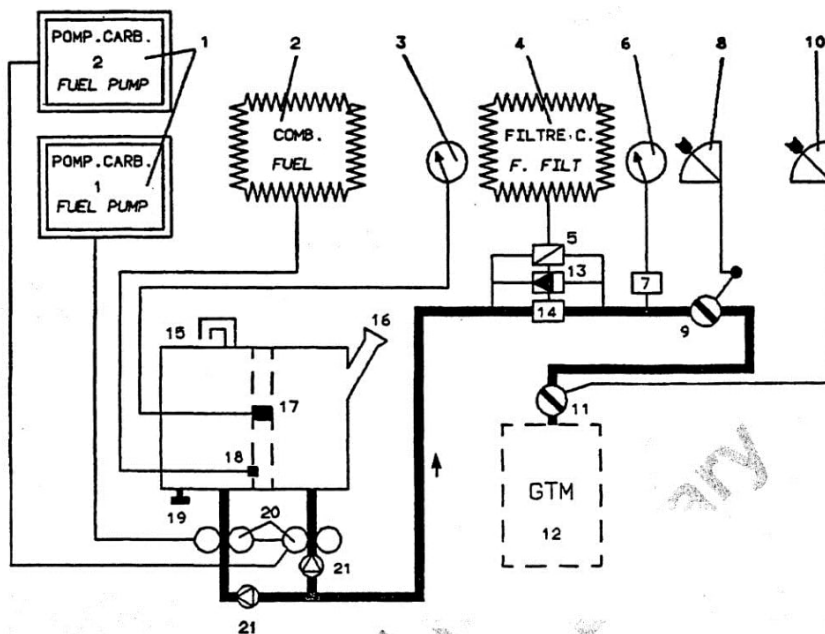
Das Kraftstoffsystem besteht aus einem Kunststofftank, zwei Tankpumpen, die beide mit einem Check Valve verbunden sind. Die zwei kurzen Kraftstoffschläuche verbinden die Check Valves mit einem metallischen Y – Stück an der Unterseite und an der Oberseite mit einem langen Kraftstoffschlauch, der hinter dem Kraftstofftank zu einem Wärmetauscher führt. Der Wärmetauscher ist ein zusätzlicher Einbau und ist im Flughandbuch (AFM) Kapitel 7 Systembeschreibung des Kraftstoffsystems nicht enthalten. Der Wärmetauscher wird im AFM Kapitel 10, optionale Einbauten (Flight Manual Supplements) angeführt.

Über eine starre Kraftstoffleitung wird der Kraftstoff aus dem Wärmetauscher in die Filtereinheit geleitet. Danach fließt der Kraftstoff durch den mechanisch betätigten Brandhahn (Shut Off Valve) und in weiterer Folge durch einen kurzen Kraftstoffschlauch in die Treibstoffregelanlage (Fuel Control Unit - FCU) mit integrierter Hochdruckpumpe.

Es werden der Kraftstoffdruck und der Kraftstoffvorrat im Cockpit angezeigt. Das zellenseitige Kraftstoffsystem wird weiters mit zwei Warnlampen für zu wenig Kraftstoffvorrat (FUEL) und Filterverlegung (FUEL FILTER) überwacht.

Der optionale Einbau des Wärmetauschers zwischen dem Kraftstofftank und der Filtereinheit erfolgte 1988 beim Zellenhersteller. Dabei wurde die Warnlampenkonsole um eine weitere Warnlampe (FUEL T) im Kraftstoffsystem erweitert. Der Wärmetauscher ist mit zwei Temperaturschaltern ausgerüstet, wovon einer unter 5 °C, der andere bei Überschreiten von 50 °C zur Aktivierung der Warnlampe Kraftstofftemperatur (FUEL T) führt.

Abbildung 30 Schematische Darstellung des Kraftstoffsystems



Item	DESCRIPTION	Item	DESCRIPTION
1	Booster pump pushbuttons	10	Fuel flow control
2	Low fuel level light	11	Fuel flow control valve
3	Fuel contents indicator	12	Engine
4	Fuel filter clogging light	13	Filter bypass valve
5	Differential pressure switch	14	Fuel filter
6	Differential pressure switch	15	Fuel tank vent
7	Fuel pressure indicator	16	Refuelling spout
8	Fuel pressure transmitter	17	Fuel contents gauge
9	Fuel shutoff lever	18	Fuel low level contactor
		19	Fuel tank water bleed valve
		20	Booster pump
		21	Check valve

Quelle: AFM Kapitel 7 AS350 B1

Kraftstofftank

An der Unterseite des Kraftstofftanks befinden sich zwei Tankpumpen und ein Ablassventil. An der Oberseite befinden sich eine flexible Belüftungsleitung und eine dünne Rücklaufleitung der beiden Kraftstoffeinspritzdüsen.

Die Belüftungsleitung war am Tankansatz abgerissen und war frei von Fremdkörpern. Der abgebrochene Ansatz war mit einer Schlauchschelle in der flexiblen Belüftungsleitung fixiert. Die Rücklaufleitungen der beiden Kraftstoffdüsen wiesen keine Verengungen auf und waren frei von Fremdkörpern. Beide oberen Tanköffnungen waren ohne Verschmutzungen und durchgängig. Das Ablassventil war trotz Verformungen funktionstüchtig und der O-Ring wies keine Beschädigung bzw. Undichtheit auf. Das Ablassventil wurde im geschlossenen Zustand an der Unfallstelle vorgefunden. Der Tankdeckel wurde an der Unfallstelle im verschlossenen Zustand vorgefunden, wies keine mechanischen Schäden auf und war an der Innenseite frei von Verunreinigungen.

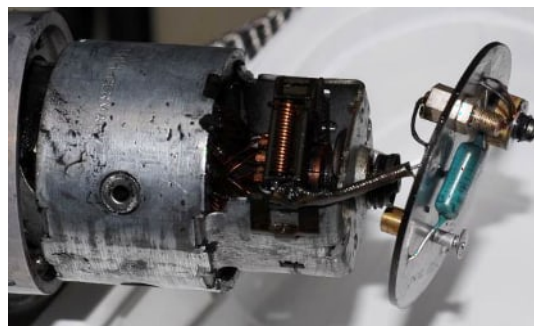
Kraftstoffpumpen

Eine der beiden Kraftstoffpumpen wurde außerhalb des Tanks vorgefunden. Das Gehäuse der elektrischen Antriebseinheit zeigte starke Deformationen. Bei der Zerlegung dieser Pumpe konnten Magnetpolbruchstücke im Gehäuse festgestellt werden. Der mechanische Teil der Pumpe war leicht drehbar und wies keine offensichtlichen mechanischen Schäden auf. Das Ansauggitter war im Ansaugbereich der Pumpe herausgebrochen. Das Check Valve und die flexible Schlauchverbindung zur Kraftstofffiltereinheit waren mit dem Pumpengehäuse verschraubt.

Abbildung 31 Kraftstoffpumpe Nr. 1



Abbildung 32 Elektrische Antriebseinheit



Quelle: SUB

Die zweite Kraftstoffpumpe zeigte äußerlich keine Beschädigungen und war noch auf einem Bruchstück des Kraftstofftanks mit den elektrischen Anschlüssen befestigt. Für weitere Untersuchungen wurde die Kraftstoffpumpe abgebaut und die elektrische Versorgung getrennt.

Abbildung 33 Kraftstoffpumpe Nr. 2



Abbildung 34 ausgebaute Kraftstoffpumpe Nr. 2



Quelle: SUB

Beide Kraftstoffpumpen wurden an der Unfallstelle nicht eingeschaltet vorgefunden. Die Schmelzsicherungen beider Pumpen wurden elektrisch durchgemessen und waren funktionsfähig.

Kraftstoffleitungen und Verbindungen

Die flexiblen Schlauchverbindungen von den beiden Check Valves der Kraftstoffpumpen bis zum Y Stück und weiter zur Filtereinheit waren mittels metallischen Schellen befestigt und wiesen visuell keine Beschädigungen und Verengungen auf. Beide flexiblen Kraftstoffleitungen wurden an den Check Ventilen der Kraftstoffpumpen abgeschlossen, aus beiden Leitungen trat kein Kraftstoff aus. Die flexible Kraftstoffleitung zwischen dem Brandschott und dem Triebwerk wurde auf der Brandschottseite abgeschlossen, wobei Kraftstoff austrat. Alle zellenseitigen Kraftstoffschläuche wurden ausgebaut und

endoskopiert. Es konnten keine Knickungen, Aufschwellungen oder Durchscheuerungen festgestellt werden.

Zellenseitige Filtereinheit

Es konnten keine mechanischen Beschädigungen sowie Verschmutzungen an der Filtereinheit und dessen Verbindungsstellen festgestellt werden. Die metallischen Leitungen wurden visuell auf Risse und Verformungen überprüft. Alle konischen Dichtflächen und Schweißnähte an den Leitungen wiesen keine mechanischen Schäden auf. Das Ablassventil der Filterglocke war gesichert und der O-Ring unbeschädigt. Bei Versuchen unter Kraftstoffdruck konnte die Dichtheit ebenfalls festgestellt werden. Die Filterverstopfungsanzeige war nicht sichtbar und das Filterumgehungsventil war geschlossen. Für weiterführende Versuche wurde die Filtereinheit im Anschluss wieder zusammengebaut.

Abbildung 35 Zerlegung der zellenseitigen Filtereinheit



Quelle: SUB

Abbildung 36 Detailaufnahme des zellenseitigen Kraftstofffilters



Quelle: SUB

Triebwerkssteuerung, Kraftstoffzufuhrhebel und Einstellung an der Kraftstoffregleinheit (Fuel Control Unit)

Der Kraftstoffzufuhrhebel befand sich in Endlage im Cockpit in Flight Position und der Zeiger an der Fuel Control Unit am Ende des gelben Bereiches. Die Stoßstange wies ca. 15 cm vor der FCU eine Verbiegung auf, wodurch die geschlossene Stellung mechanisch nicht mehr eingestellt werden konnte.

Abbildung 37 FCU Einstellung in Endlage

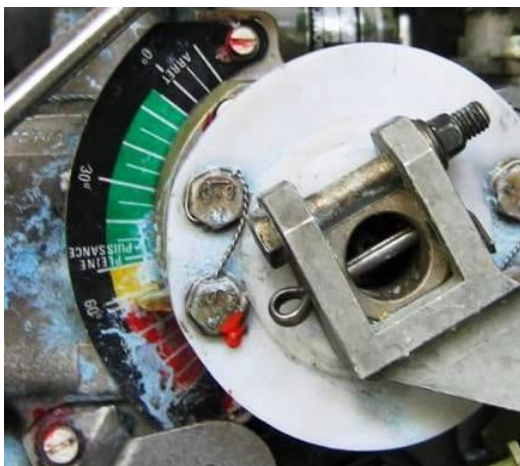


Abbildung 38 FCU Einstellung Emergency Position



Quelle: SUB

Abbildung 39 Kraftstoffzufuhrhebel in Flight Position (Zustand in Endlage)

Abbildung 40 Kraftstoffzufuhrhebel in Emergency Position



Quelle: SUB

Anticipator Control

Der mechanische Bowdenzug des Anticipator Controls wurde in 90° Position vorgefunden, was einer hohen Triebwerksleistung entsprechen würde. Der Bowdenzug wurde im Bereich der Kabinenrückwand getrennt. Nach Abschließen des Gestänges konnte der Anticipator Control Lever leichtgängig gedreht werden.

Abbildung 41 Anticipator Lever in Endlage (Auffindungszustand)



Quelle: SUB

Versuche am zellenseitigen Kraftstoffsystem

Die unbeschädigte Kraftstoffpumpe (Tankpumpe) Nr. 2 wurde mit einer externen Batterie stromversorgt und in ein Jet A1 Bad getaucht. Es wurde nach dem Shut Off Valve ein Schlauch angeschlossen, um den Kraftstofffluss in eine Wanne zu leiten. Die Funktion der Pumpe war gegeben, ebenso wie die Dichtheit des Systems. Es konnten keine Verengungen der flexiblen Kraftstoffschläuche, sowie Undichtheiten an Anschlüssen und am zweiten Check Ventil festgestellt werden. Beide Check Valves öffneten in Durchflussrichtung und sperrten in Gegenrichtung.

Der zweite Versuch erfolgte in der Emergency Stellung, wobei sich der FCU Zeiger ans Ende des rot markierten Bereiches bewegte. Funktion und Dichtheit waren gegeben.

Weiters wurde die Funktion des Shut Off Valves geprüft. Während die Tankpumpe den Kraftstoff durch die Leitungen pumpte, wurde das Shut Off Valve geschlossen. Das Ventil unterbrach konstruktionsgemäß den Kraftstofffluss und die Dichtheit des Systems war gegeben. Danach wurde der durch das zellenseitige Kraftstoffsystem gepumpte Kraftstoff auf Sauberkeit überprüft. Dabei konnten keinerlei Partikeln oder Verschmutzung im Kraftstoff festgestellt werden.

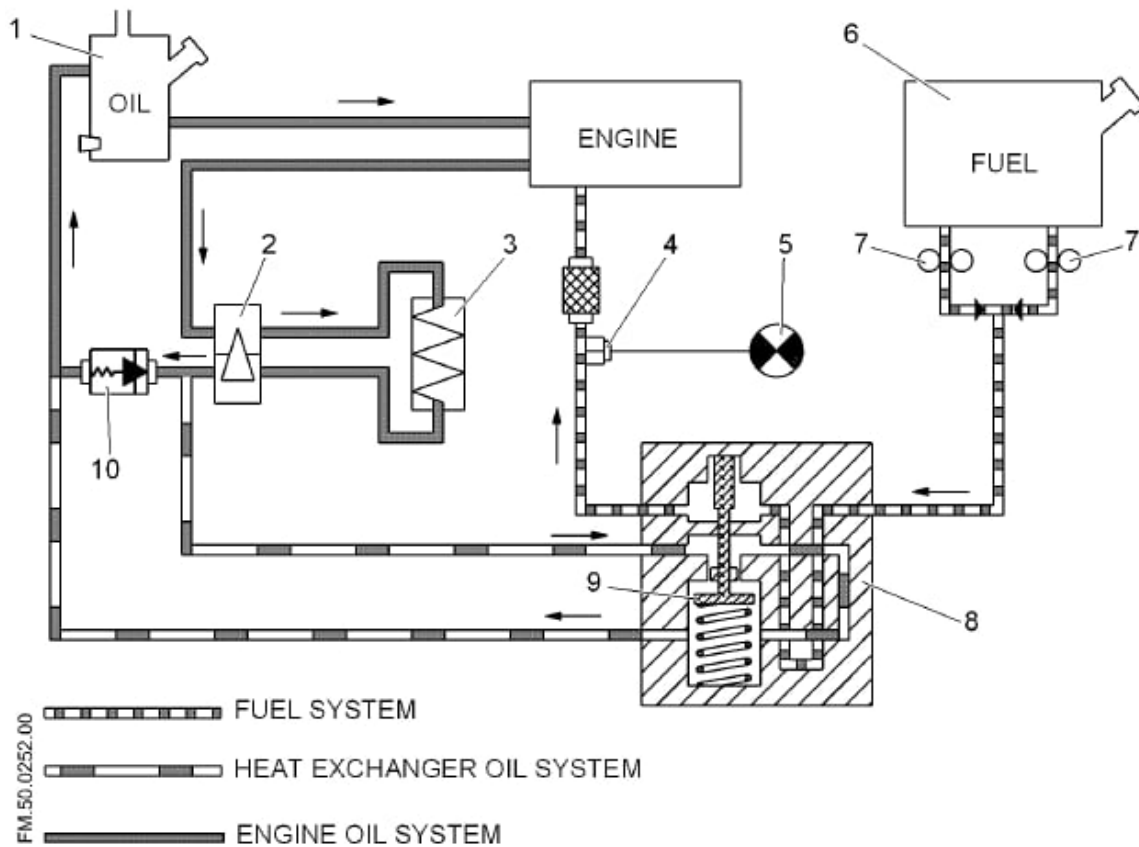
Bei allen durchgeführten Versuchen konnten keine Abweichungen oder Unregelmäßigkeiten im zellenseitigen Kraftstoffsystem festgestellt werden.

Die schwer beschädigte Kraftstoffpumpe (Tankpumpe) Nr. 1 konnte keiner elektrischen Funktionsprüfung unterzogen werden.

Systembeschreibung des Wärmetauschers

Der Wärmetauscher besteht aus einem metallischen Gehäuse mit einem Kraftstoffzulauf und einem Kraftstoffablauf, welcher mit einer kurzen starren Leitung und einem kurzen flexiblen Kraftstoffschlauch mit der Kraftstofffiltereinheit verbunden ist. Nach dem Wärmetauscher sind im Kraftstoffsystem zwei thermische Schalter (Einstellung des Temperaturbereiches 5 °C und 50 °C) für eine Anzeige bei allfälliger Abweichung der Kraftstofftemperatur durch eine Kontrolllampe (FUEL T) an der Warnkonsole im Cockpit eingebaut.

Abbildung 42 Schematische Darstellung des Fuel Heating Systems



OIL SYSTEM	FUEL SYSTEM
1 Oil tank	7 Booster pumps
2 Thermal valve	8 Oil/fuel heat exchanger
3 Oil coolers	9 Thermal capsule (fuel temperature)
4 Thermal switches	10 Heat exchanger bypass-valve
5 Indicator light	
6 Fuel tank	

Quelle: AFM AS 350 B1 Flight Manual Supplement SUP.10.13.P11

Eine thermische Kapsel (9), welche sich im Kraftstoffkreislauf des Wärmetauschers befindet, reguliert die erforderliche Ölmenge über ein Bypass-Ventil/einen Steuerkolben zur Erwärmung des Kraftstoffes. Umso höher die Kraftstofftemperatur ansteigt, desto weiter wird das Bypass-Ventil über den Steuerkolben geöffnet bzw. die Öffnung über den Wärmetauscher geschlossen und die Durchflussmenge des Triebwerksöles, das über den

Wärmetauscher fließt, wird geringer. Sinkt die Kraftstofftemperatur, so wirkt auf der einen Seite des Steuerkolbens eine Feder und schließt das Bypass-Ventil/den Steuerkolben bzw. öffnet die Bohrung des Retourflusses im Wärmetauscher, da auf Grund der sinkenden Temperatur der Steuerstift der thermischen Kapsel wieder zurückgeht, und es wird die Durchflussmenge des Triebwerksöles, welches über den Wärmetauscher fließt, erhöht, wodurch der Kraftstoff wieder erwärmt wird. Die Einstellung sollte laut Description and Overhaul Manual wie folgt sein:

Falls die Kraftstofftemperatur 40 °C übersteigt, fließt kein Öl durch den Wärmetauscher, sondern nur über das Bypass-Ventil im Wärmetauscher.

Funktionskontrolle der thermischen Schalter (4)

Der untere Temperaturbereich ist mit 5° (Pos 4) und der obere mit 50° (Pos 4) gemäß Service Bulletin Optional No. 28.00.09 angegeben. Die Überprüfung dieser Schalter hat gemäß Maintenance Plan alle 1000 h oder 4 Jahre Laufzeit zu erfolgen. Es wurde zuerst mittels Vereisungssprays die Funktion des Temperaturschalters (5°) geprüft. Dafür musste die Warnlampenkonsole zuvor wieder eingebaut werden. Die zellenseitige Anzeige für zu niedrige Kraftstofftemperatur (FUEL T) leuchtete an der Warnlampenkonsole im Cockpit auf und erlosch nach Beendigung des Abkühlens nach ungefähr einer Minute.

Die Funktion des oberen Temperaturbereichs (50°) des zweiten Schalters wurde ebenfalls geprüft. Es wurde vorsichtig der Temperaturschalter mit einem Heißluftfön erwärmt und die Anzeige im Cockpit für zu hohe Kraftstofftemperatur (FUEL T) leuchtete ebenfalls auf. Ohne weitere Wärmezufuhr des Schalters erlosch diese Anzeige kurze Zeit darauf selbstständig.

Das zellenseitige elektrische System zur Überwachung der Kraftstofftemperatur war funktionstüchtig.

Zellenseitiges Triebwerksölsystem

Das zellenseitige Triebwerksölsystem besteht aus einem Öltank, einem Triebwerksölfilter, einem Differenzdruckventil (Bypass-Ventil), einem thermisch eingestellten Ventil (Thermal Valve 2 in Abbildung 29), einem Temperaturschalter, der unmittelbar nach dem Triebwerksölbehälter angebracht ist, einem Ölkühler mit Lüftermotor und einem Wärmetauscher (Oil / Fuel Heat Exchanger 8 Abbildung 29).

Das Triebwerksöl wird durch die am Triebwerk angebrachte mehrstufige Ölpumpe (1 stufige Pressure Pump, 3 stufige Scavenge Pump) vom Triebwerksölbehälter angesaugt, fließt dann über einen Temperaturschalter, der bei einer Öltemperatur von ca. 70 °C - 80 °C den elektrischen Ölkühler - Lüftermotor aktiviert und weiter über den zusätzlich verbauten zellenseitigen Ölfilter. Danach erfolgt die weitere Verteilung triebwerksseitig. In der Retourflussleitung des Triebwerkes befindet sich dann das thermisch eingestellte Ölkühler-Umgehungsventil (Thermal Valve 2 in Abbildung 29), das bei einer Öltemperatur von $t < 57\text{ °C}$ vollkommen geöffnet ist, wodurch kein Ölfluss über den Ölkühler stattfindet, und bei einer Öltemperatur von $t > 67\text{ °C}$ vollkommen geschlossen ist, wodurch dann der gesamte Ölfluss über den Ölkühler fließt. Danach befindet sich ein Differenzdruckventil (Bypass-Ventil 10), das sich bei einem Differenzdruck von 0,5 bar zwischen Wärmetauscher Zu- und Retourflussleitung öffnet, wodurch der Wärmetauscher umgangen wird.

Zunächst wurde das obere Ölfiltergehäuse des zusätzlich verbauten zellenseitigen Ölfilters mit der Verstopfungsanzeige durch das Abschrauben von drei Befestigungsschrauben an einem Befestigungsblech von der Zelle getrennt. Danach wurde der zellenseitige Triebwerksölfilter ausgebaut und eine Ölprobe für einen SOAP Check entnommen. Das Filtersieb wies visuell keine Verschmutzung auf, metallische Partikel konnten nicht festgestellt werden.

Weiters wurde die Funktion des Ölkühler Lüftermotors überprüft. Der Hubschrauber wurde dazu durch eine externe Stromquelle versorgt, sodass die Schaltfunktion durch Kurzschließung des Temperaturschalters festgestellt werden konnte. Der vorgegebene Temperaturbereich dieses temperaturabhängigen Schalters (ca. 70 °C – 80 °C) wurde nicht geprüft. Der Ölkühler Lüftermotor schaltete sich vorschriftsmäßig bei geschlossenem Schalterzustand ein und bei geöffneten Schalterzustand wieder aus.

Im Anschluss wurden beide Schläuche des Ölkühlers abgebaut, diese wurden gesichert und angezogen vorgefunden. Nachdem die Schraubverbindungen geöffnet wurden, konnte festgestellt werden, dass beide Leitungen am Ölkühler mit Triebwerksöl gefüllt waren. Danach wurde das Ölsystem am zellenseitigen Filterausgang von der Zelle getrennt. Das thermische Bypass-Ventil für den Ölkühler wurde an der Hauptgetriebeplattform durch Lösen zweier Schrauben von der Zelle getrennt. Eine Funktionsprüfung des thermisch eingestellten Ölkühler Umgehungsventils (Thermal Valve 2) konnte nicht durchgeführt werden. Der Temperaturbereich ($t < 57\text{ °C}$ Ventil vollkommen geöffnet und wenn $t > 67\text{ °C}$ Ventil vollkommen geschlossen) ist publiziert, unterliegt aber keinem Wartungsverfahren.

Die Feststellung, ob das Öl über den Ölkühler fließt oder nicht, konnte mit keiner Überprüfung sichergestellt werden.

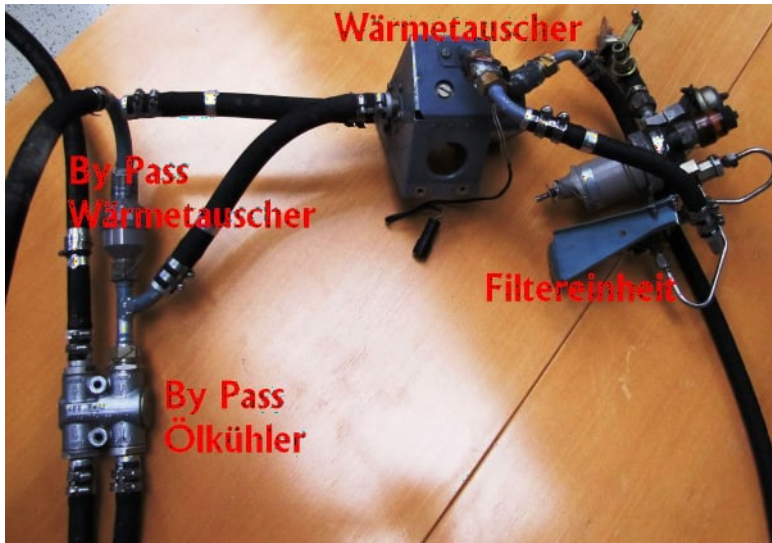
Abbildung 43 Bypass Ölkühler (Ölkühler Umgehungsventil) P/N: 704A34636001



Quelle: SUB

Danach wurde die Rücklaufleitung des Triebwerksöls vom Wärmetauscher zum Triebwerksölbehälter ebenfalls abgebaut. Der Gummischlauch wurde kurz vor der Befestigung am Tank, wegen der Schwergängigkeit beim Versuch des Trennens, abgeschnitten. Das Differenzdruckventil (Bypass-Ventil 10), welches zwischen Wärmetauscher Zu- und Retourflussleitung im Ölsystem eingebaut ist, ist auf einen Druck von 0,5 bar kalibriert. Eine Überprüfung dieser Kalibrierung konnte aufgrund nicht festgelegter Prüfverfahren nicht durchgeführt werden.

Abbildung 44 Ausgebaute Komponenten des zellenseitigen Kraftstoff / Ölsystems



Quelle: SUB

Untersuchung des Wärmetauschers

Bei dem im gegenständlichen Luftfahrzeug eingebauten Wärmetauscher konnten folgende Bezeichnungen abgelesen werden:

Hersteller: Stewart Warner South Wind Corp. Troy, IN / USA

Vendor Code: 20039

P/N: 10544E

3053308-01 Rev.A

Am Wärmetauscher wurden die beiden Ölleitungen (Oil In, Oil Out) und die beiden Kraftstoffanschlüsse (Fuel In, Fuel Out) abgeschlossen. Der Wärmetauscher wurde an seinem Befestigungsblech abgeschraubt. Die Einstellschraube der thermischen Kapsel (9), die das Bypass-Ventil im Ölkreislauf des Wärmetauschers steuert, wurde nicht geöffnet. Das Gehäuse des Wärmetauschers wies keine Risse auf und alle Leitungen waren zum Zeitpunkt des Zerlegens angezogen und mittels Drahtsicherung gesichert.

Die Innenseite des Wärmetauschers wurde durch die Öffnungen Oil In und Fuel In endoskopierte. Es konnten keine Verunreinigungen sowie mechanische Schäden im Inneren des Wärmetauschers vorgefunden werden.

Abbildung 45 Endoskopie der Oil In Öffnung



Abbildung 46 Endoskopie der Fuel In Öffnung



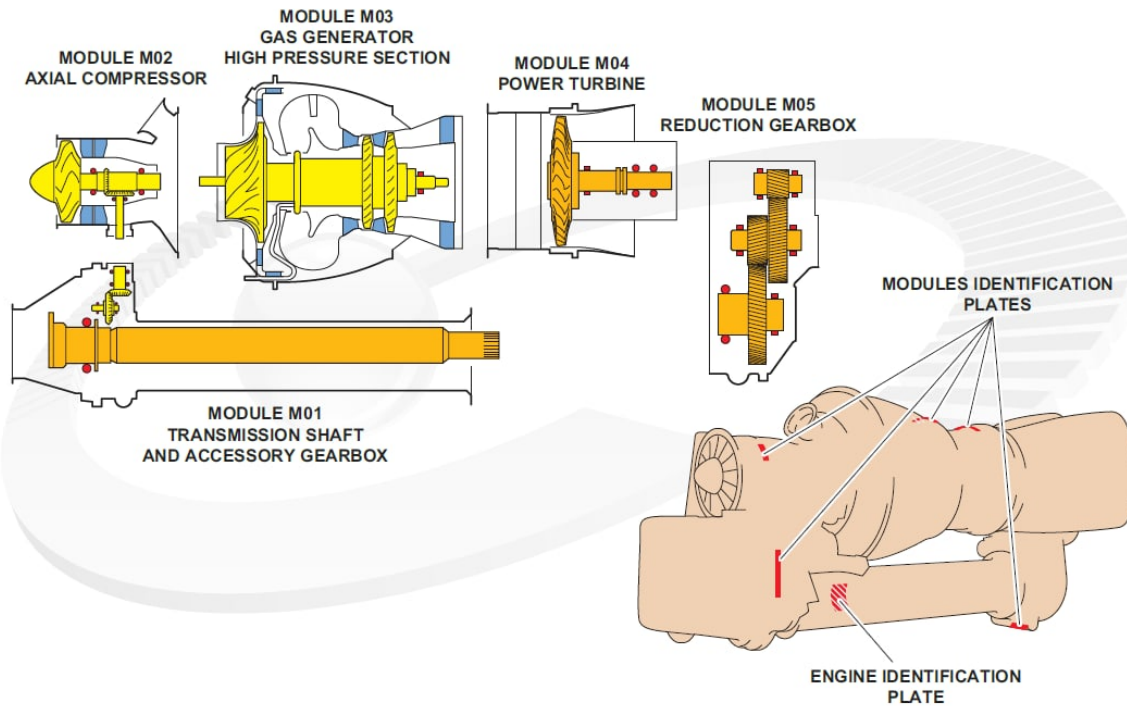
Quelle: SUB

Triebwerksuntersuchung

Das gesamte Triebwerk wurde für eine Detailuntersuchung beim Triebwerkshersteller zunächst aus der Hubschrauberzelle ausgebaut. Alle Leitungen und Anschlüsse wurden davor visuell kontrolliert und auf Zustand überprüft.

Nach Ausbau des Triebwerkes wurde dieses in einen Transportcontainer verpackt und anschließend verplombt. Beim Triebwerkshersteller wurde dann die weitere Detailuntersuchung durchgeführt. Dabei wurde im ersten Schritt das Triebwerk in seinem Anlieferungszustand kontrolliert und dokumentiert. In weiterer Folge wurden folgende Anbaugeräte abgebaut: FCU, Fuel Valve Assy, Overspeed Drain Valve, Electro Valve, Pressurizing Valve, Bleed Valve, Control and Monitoring Harness. Alle außenliegenden Öl- und Kraftstoffleitungen wurden abgebaut und die Anzugsmomente der Anschlüsse überprüft. Die Leitungen wiesen keine mechanischen Schäden auf. Eine T-Leitung war am Ansatz ihrer Befestigung am Overspeed Drain Valve locker, jedoch konnte bei einer Dichtheitsprobe keine Undichtheit festgestellt werden. Danach wurde das Triebwerk in seine einzelnen Module zerlegt.

Abbildung 47 Übersicht der Modulbauweise des Triebwerkes



Quelle: Turbomeca Training Manual Arriel 1

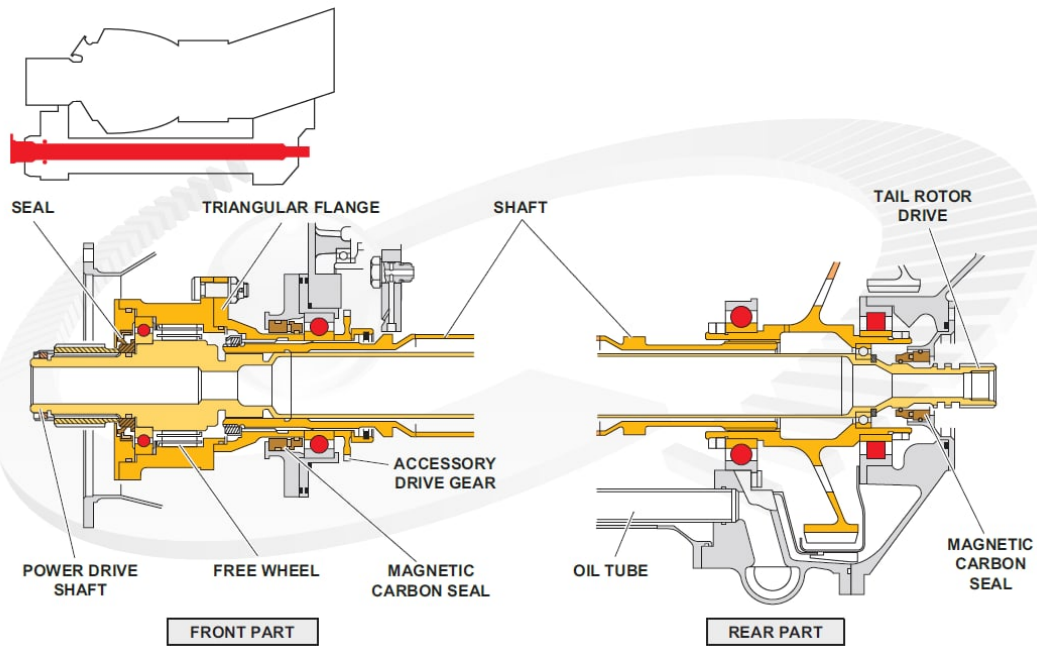
Modul 1 Transmission Shaft and Accessory Gearbox:

An der Vorderseite der Accessory Gearbox ist der Abtrieb für die Fuel Control Unit (FCU) N1 Drive und N2 Drive, für den Starter Generator und der Anschluss des Transmission Shaftes ummantelt vom Front Support Casing. Auf der Rückseite befindet sich das Ölpumpengehäuse, der Abtrieb für den N1 und N2 Tachometer sowie der Anschlussflansch des Protection Tubes.

Nach Abbau des Front Support Casing konnten am vorderen Verbindungsflansch Schleifspuren vom Transmission Shaft festgestellt werden. Man konnte vier längliche Anlaufspuren im Inneren des Verbindungsflansches erkennen. Die oberen Anlaufspuren entsprachen dem Schraubenkopf, die mittleren zwei den Flanschdicken der Wellen und die untersten den Muttern. Weitere feinere erkennbare Aufprallspuren konnten den Muttern im Zuge der Längsverschiebung beim Aufprall zugeordnet werden.

Der Transmission Shaft wird über die Reduction Gearbox von der Arbeitsturbine angetrieben. Über den Freilauf wird der Power Drive Shaft nach vorne für den Hauptrotorantrieb und nach hinten für den Heckrotorantrieb angetrieben.

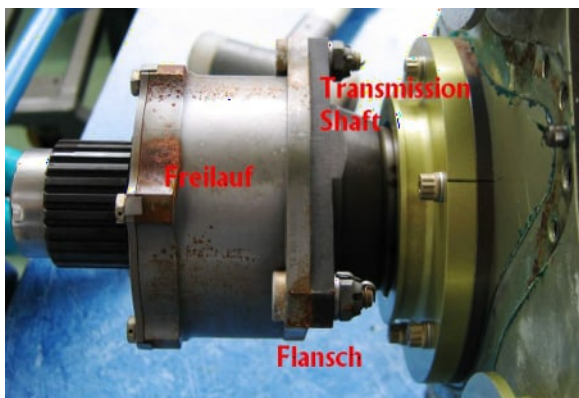
Abbildung 48 Aufbau des Transmission Shaft mit Freilauf



Quelle: Turbomeca Training Manual Arriel 1

Am Front Support Casing wurden an der linken Seite Knickfalten bzw. Torsionsfalten festgestellt. Die Dicke des Bleches des Front Support Casing wurde mit 1,6 mm gemessen.

Abbildung 49 Transmission Shaft mit Freilauf und Power Drive Shaft



Quelle: SUB

Abbildung 50 Schleifspuren im Front Support Casing



Quelle: SUB

Das Protection Tube des Transmission Shafts wies auf der Höhe des Modul 3 eine Knickfalte auf. Danach wurden der Freilaufdeckel und die Verbindung zum Transmission Shaft getrennt und der Freilauf zerlegt. Die Dimensionen der Freilaufteile wurden gemäß Herstellervorgabe geprüft und waren innerhalb der vorgegeben Toleranzen. Der Power Drive Shaft wies keine Druck- oder Schleifspuren auf dessen Oberfläche auf. Alle Bauteile waren unverschmutzt und vor der Zerlegung funktionstüchtig.

Abbildung 51 Power Drive Shaft

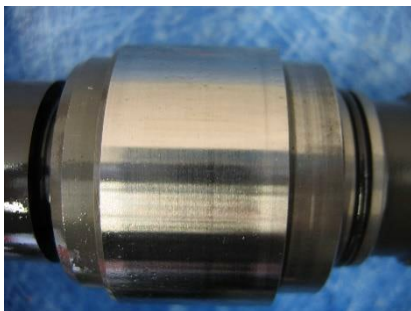


Abbildung 52 Freilaufkörper



Quelle: SUB

Alle Zahnräder in der Accessory Gearbox wiesen keine mechanischen Schäden auf und waren leichtgängig drehbar.

Modul 2 Axial Compressor:

Der Lufteinlass wurde vom Axialverdichter Gehäuse abgebaut. Der metallische Lufteinlass wurde an seinen Befestigungsbohrungen zum Axialverdichter Gehäuse aufprallbedingt teilweise ausgerissen. Die Ablassbohrung für Wasserdrainagen an der tiefsten Stelle des Lufteinlasses war frei von Fremdkörpern. Der Anschluss für die Verdichterreinigung wies keine Beschädigung auf. Im gesamten Bereich des Axialverdichters konnten Spuren von Löschpulver festgestellt werden.

Nach dem Lösen des Dehnbolzens der Gasgenerator-Welle von Modul 3 war der Axialverdichter leicht drehbar. Vor Zerlegung des Triebwerks konnte vorerst die Welle des Gasgenerators nicht gedreht werden.

Modul 3 Gas Generator High Pressure Section:

Es wurde ein Permeability Check des zentrifugalen Einspritzrades durchgeführt. Dabei wird die Durchgangszeit bzw. Durchlässigkeit einer bestimmten Menge Wasser durch die Kraftstoffversorgungsleitung zu den feinen Einspritzbohrungen geprüft. Laut Specification des Herstellers darf dieser Wert acht Sekunden nicht übersteigen. Der gemessene Wert entsprach 7,5 Sekunden. Es befanden sich an Gasgenerator-Welle, Radial Verdichter, Gas Generator Turbinen und Brennkammer überall Spuren von aufgebrachtem Löschpulver. Die verschiedenen Verfärbungen des Löschpulvers zwischen dem Axialverdichter und der Gas Generator Turbinen ließen auf unterschiedliche Temperaturen schließen.

Modul 4 Power Turbine:

Die Power Turbine konnte vor Zerlegung leichtgängig mit einem Schleifgeräusch durchgedreht werden. Nach Ausbau der Turbinenwelle konnte das eingetrocknete Löschpulver als Ursache verifiziert werden. Die Turbinenschaufeln selbst wiesen keine mechanischen oder thermischen Beschädigungen auf.

Modul 5 Reduction Gearbox:

Das Getriebe war leicht drehbar und wies visuell keine Schäden auf. Die Einbaupositionsmarkierung an der Antriebswelle des Getriebes zeigte keine Verdrehung der beiden Wellenteile.

Abbildung 53 Getriebe Eingangswelle mit Positionsmarkierung



Quelle: SUB

Untersuchung der Hauptlager der Gas Generator- und Arbeitsturbinenwelle

Die Gas Generator Welle ist an der Vorderseite zwischen Axial- und Radialverdichter mit zwei Kugellagern und hinter den beiden Turbinenstufen mit einem Rollenlager gelagert. Die Arbeitsturbine ist ebenfalls mit einem Rollenlager und zwei Kugellagern gelagert.

Bei der Mikroskopie der Wälzkörper konnten keine Aufprallspuren festgestellt werden. Die Lagerkäfige, Innenringe und Außenringe wiesen keine Beschädigungen auf. Alle Hauptlager waren unbeschädigt, freigängig und funktionstüchtig.

Detailuntersuchung der Fuel Control Unit (FCU)

Die Fuel Control Unit wurde bereits im ersten Schritt der Triebwerksuntersuchung von der Accessory Gearbox abgebaut. Dabei konnte festgestellt werden, dass die Zahnwellenverbindung des Gas Generators (N1 Antrieb) und der Power Turbine (N2 Antrieb) äußerlich keine Beschädigungen aufwiesen und sich frei drehen ließen.

Abbildung 54 FCU



Quelle: SUB

Abbildung 55 Detail N2 Antrieb



Abbildung 56 Detail N1 Antrieb



Anschließend wurde das Fuel Filter Gehäuse geöffnet, der Kraftstofffilter kontrolliert und eine Kraftstoffprobe entnommen. Danach wurde, um weitere Tests am Prüfstand durchführen zu können, der Kraftstofffilter wieder eingebaut und das Gehäuse geschlossen.

Abbildung 57 FCU Fuel Filter

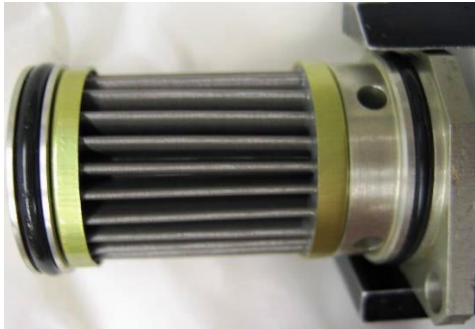


Abbildung 58 FCU Fuel Filter Gehäuse



Quelle: SUB

Im Anschluss wurde die Fuel Control Unit auf einen Prüfstand des Triebwerkherstellers aufgebaut. Dazu wurde die FCU vorerst entlüftet, das Kraftstoffsieb nochmals auf Sauberkeit geprüft, die NG und NTL Antriebsdrehzahl mit $N_2 = 100\%$ definiert und anschließend folgender Testreihe unterzogen:

Static droop check:

Es wurden über den Anticipator Control folgende Leistungsänderungen (Kraftstofferhöhung) vorgenommen. Die Werte wurden mit 0° , 30° , 60° , 90° mit den Herstellerspezifikationen verglichen. Bei 0° wich der Kraftstoffdurchfluss leicht von den vorgegebenen Werten ab. Leichte Schwankungen des Kraftstoffdurchflusses wurden festgestellt.

Stability Check:

Der Kraftstofffluss wurde manuell auf die Werte 120 l/h, 150 l/h, 210 l/h geregelt und auf Abweichungen geprüft. Die zulässige Toleranz betrug 4 l/h. Bei Einstellung 120 l/h betrug die Abweichung 4,1 l/h und war somit geringfügig außerhalb der zulässigen Toleranz.

Regelungszeit:

Bei Eingabe von Leistungsänderungen über den Anticipator Control wurde die Zeit zweimal bis zur Erreichung der N1 max. gemessen. Beide Werte entsprachen den Spezifikationen. Die N1 max. Einstellung war in der Toleranz. Beim Beschleunigen und Verzögern des Kraftstoffflusses in der FCU konnten leichte Abweichungen von den vorgegebenen Kennlinien festgestellt werden. Der maximal (248 l/h) und der minimal eingestellte (29,8 l/h) Kraftstofffluss entsprachen den Herstellervorgaben. Die maximale Gas Generator Drehzahl N1 bei einer Kraftstofftemperatur von 50 °C war im Toleranzbereich. Die errechnete Einstellung des Herstellers zum Unfallzeitpunkt ergab einen Winkel von 34,5° am Anticipator Control, dies würde einem Kraftstoffdurchfluss von ungefähr 111 l/h entsprechen. Die resultierende N1 war ebenfalls im Toleranzbereich.

Detailuntersuchung der Anbaugeräte

Des Weiteren wurden folgende Anbaugeräte auf dafür vorgesehene Prüfeinrichtungen des Herstellers geprüft:

Fuel Valve Assy mit der P/N 0174078030. Das Ventil wurde auf Funktion und Dichtheit geprüft und entsprach den Vorgaben und Spezifikationen des Herstellers.

Overspeed Drain Valve mit der P/N 0174126090. Das Kugelventil wies beim Abstellvorgang eine leichte Undichtheit auf. Im Betrieb konnte beim Dual Kugelventil und dem oberen Diaphragma keine Undichtheit festgestellt werden. Die Überprüfung des Kraftstoffdrucks zum Öffnen bzw. Schließen des Kugelventils wies eine geringfügige Abweichung auf. Das Overspeed Electro Valve war bei dieser Triebwerksversion nicht eingebaut.

Electro Valve mit der P/N 9559178290. Beim Electro Valve wurde eine Isolationsmessung vorgenommen, wobei der Sollwert mindestens 10 MOhm betragen sollte. Der gemessene Wert betrug 8 MOhm. Bei der Funktionsprüfung konnte keine Fehlfunktion festgestellt werden. Diese Abweichung hatte keinen Einfluss auf die Funktion des Ventils.

Pressurizing Valve mit der P/N 0174025120. Funktion und Dichtheit waren gegeben. Der eingestellte Druck zum Öffnen des Ventils entsprach der Herstellerspezifikation.

Bleed Valve mit der P/N 9550158250. Das Bleed Valve wurde an der Unfallstelle in offener Stellung vorgefunden. An dem Bauteil waren Spuren von Löschpulver. Es wurden die

elektrische und pneumatische Funktionsweise überprüft und keine Abweichungen festgestellt.

Monitoring Harness mit der P/N 0301057900. Es konnten keine elektrischen Fehler oder beeinträchtigende Faktoren der Funktionsweise bei der Überprüfung festgestellt werden.

Überprüfung am Triebwerksprüfstand

Im Anschluss wurde die Fuel Control Unit sowie alle zuvor bereits einzeln geprüften Anbaugeräte auf ein Arriel 1A2 Triebwerk auf einem Triebwerksprüfstand des Triebwerkherstellers aufgebaut. Das zum Unfallzeitpunkt im gegenständlichen Luftfahrzeug verbaute Triebwerk konnte aufgrund des Löschpulvers und der damit verbundenen Korrosionspuren nicht einem Triebwerkslauf auf einem Prüfstand unterzogen werden. Folgende Testabläufe wurden durchgeführt:

Erster Test: Aufbau der FCU auf das Triebwerk Type Arriel 1A2

Der erste Test wurde nur mit dem Aufbau der Fuel Control Unit an das Arriel 1A2 Triebwerk durchgeführt. Es wurden zwei stabilisierte Werte (110 l/h und 150 l/h) eingestellt und das Verhalten der FCU geprüft. Die FCU wies keine Abweichungen der Spezifikation auf. Danach wurde die Kraftstoffzufuhr manuell geregelt, um die Wirkungsweise zu prüfen. Die Kraftstoffzufuhr wurde im Bereich von 50 l/h auf 150 l/h erhöht und später wieder auf 50 l/h reduziert. Zwei weitere Bereiche von 80 l/h bis 150 l/h und von 110 l/h auf 150 l/h mit nachfolgender Reduzierung auf den Anfangswert wurden geprüft. Die FCU funktionierte den variablen Eingaben entsprechend und ließ an den Kennlinien und Leistungsparametern keine Abweichungen erkennen.

Zweiter Test 2: Einbau aller Anbaugeräte auf das Triebwerk der Type Arriel 1A2

Beim zweiten Test wurden alle ursprünglich auf dem Unfalltriebwerk eingebauten Anbaugeräte auf dieses Arriel 1A2 Triebwerk aufgebaut. Das Anlassen des Triebwerks verlief ohne Abweichungen. Der Kraftstofffluss wurde auf 110 l/h und auf 150 l/h stabilisiert und eingestellt. Alle aufgezeichneten Parameter befanden sich im Toleranzbereich. Über den Anticipator Control wurden folgende Tests durchgeführt. Der Anticipator Control wurde eingestellt, um einen Kraftstofffluss von 110 l/h zu erreichen. Bei diesem Betriebszustand wurde die Leistung über eine Reibungsbremse am Triebwerksprüfstand

verändert und die Parameter, Kraftstofffluss sowie Drehzahl der Arbeitsturbine / NTL, nach 30 Sekunden Stabilisierungszeit aufgezeichnet.

90 l/h resultierten in 101,5 % NTL

150 l/h resultierten in 97,2 % NTL

170 l/h resultierten in 96,1 % NTL

Bei diesem Versuch wurde ein Verbleiben der Anticipator Einstellung mit Leistungsänderungen simuliert. Das Triebwerk, mit allen ursprünglichen Anbaugeräten ausgerüstet, hatte auch in diesem Bereich keine Abweichung zu den Herstellerspezifikationen.

Zerlegung der Fuel Control Unit

Nachdem alle Testreihen im zusammengebauten Zustand abgeschlossen waren, wurde die gesamte FCU in dessen Einzelbauteile zerlegt. Zuerst wurde die Beschleunigungseinheit, die direkt mit einem Stößel auf das Kraftstoffnadelventil wirkt, ausgebaut. Der Anticipator Bowdenzug, welcher direkt vom kollektiven Blattverstellhebel mit der Beschleunigungseinheit und somit mit dem Kraftstoffzufuhrventil verbunden ist, hat die Aufgabe, bei Leistungszu- oder -abnahme durch das Nadelventil des Kraftstoffzufuhrventils direkt den Kraftstofffluss zu erhöhen. Dies ermöglicht, die Reglerzeit der gewünschten Leistung erheblich zu verringern. Die Kammer der Beschleunigungseinheit wurde mit leichten Kraftstoffspuren vorgefunden. Der Verdichter-Enddruck P2 beaufschlagt eine Aneroiddose von außen, die mit dem Kraftstoffzufuhrventil verbunden ist. Bei Erhöhung des kollektiven Anstellwinkels verringert sich kurzfristig der P2 Druck und das Auseinandergehen der Aneroiddose bewirkt eine Erhöhung des Kraftstoffflusses. In diesem Bereich des Reglers wird der Kraftstoffdruck moduliert und als Hydraulikflüssigkeit verwendet und fließt ausschließlich im Regelungsbereich der FCU. Diese Undichtheit könnte Drehzahlschwankungen verursachen, da die Verdichterluft über zwei O-Ringe in den Kraftstoff Regelkreis gelangen könnte. Beide O-Ringe wiesen jedoch keine Beschädigungen auf.

Abbildung 59 Kammer der Beschleunigungseinheit



Quelle: SUB

Abbildung 60 Aneroiddose der Beschleunigungseinheit



Danach wurde die Metering Needle bzw. das Kraftstoffzufuhrventil ausgebaut. Diese Einheit bildet die Schnittstelle zwischen dem Regelkreis der FCU und der tatsächlichen Kraftstoffhöhung oder Verminderung durch das Kraftstoffzufuhrventil. Bei Leistungsänderung verschiebt sich der zweiteilige Arbeitskolben und wirkt direkt über die Verstellstange auf das Kraftstoffzufuhrventil. Wenn die gewünschte Leistungsänderung nach der Regelungszeit erreicht ist, befindet sich auf beiden Seiten der Arbeitskolben wieder der gleiche modulierte Kraftstoffdruck.

Abbildung 61 Zweiteiliger Arbeitskolben mit Verstellstange und Kraftstoffzufuhrventil



Quelle: SUB

Beide Arbeitskolben wurden auf Zustand und Freigängigkeit im Gehäuse geprüft. Es konnten keine Abweichungen von den Herstellerspezifikationen festgestellt werden.

Im Anschluss wurde das Delta P Valve zunächst ausgebaut und in weiterer Folge befundet. Das Delta P Valve hat die Aufgabe, den überschüssigen Kraftstoff (Kraftstoffpumpe fördert

immer mehr als benötigt) mittels eines Diaphragmas zur Saugseite der Pumpe zurückzubefördern.

Abbildung 62 Delta P Valve



Quelle: SUB

Alle Bauteile, O-Ringe und die Feder waren unbeschädigt und wiesen keine Abweichungen auf. Das Diaphragma wurde auf Risse geprüft und für fehlerfrei befunden.

In weiterer Folge wurde der N2 Regler mit dessen Fliehkraft ausgebaut. Vor der Zerlegung konnte im Gehäuse die Übermittlung der Einstellung des N2 Reglers zum N1 Regler über die Umlenkhebeln mechanisch ohne Abweichungen geprüft werden. Die Zahnflanken der Antriebsverzahnung des N2 Reglers waren unbeschädigt. Das Wälzlager im Gehäuse war frei von Schmutz und konnte leichtgängig durchgedreht werden. Die Funktion des Fliehkraftes wies im ausgebauten Zustand mechanisch keine Beeinträchtigung auf.

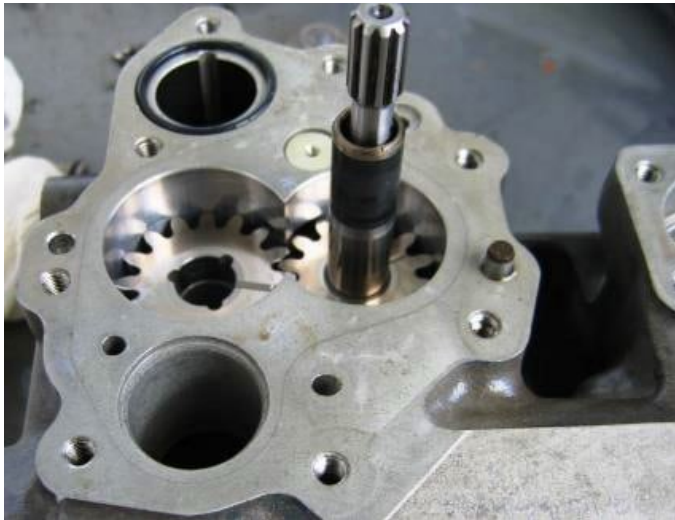
Abbildung 63 N2 Regler mit Fliehkraften



Quelle: SUB

In einem weiteren Schritt wurde die in der Fuel Control Unit eingebaute mehrstufige Kraftstoffpumpe ausgebaut. Die Antriebsverzahnung der Kraftstoffpumpe wies keine Abnützung der Zahnflanken auf und die Zahnräder der Pumpe konnten leichtgängig über den Antrieb durchgedreht werden. Im Gehäuse konnten leichte, von den Zahnrädern stammende, Schleifspuren erkannt werden, welche jedoch als nicht ungewöhnlich anzusehen sind.

Abbildung 64 Kraftstoffpumpe

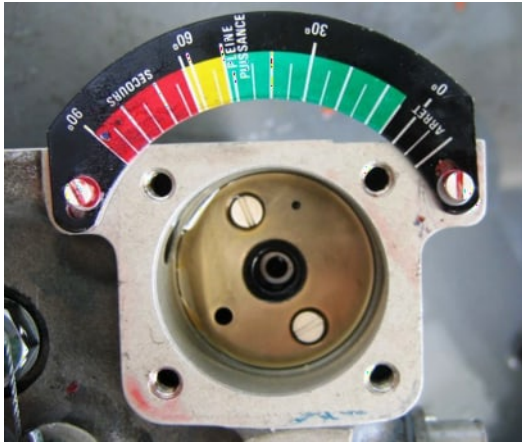


Quelle: SUB

Als letzter Bauteil wurde das Kraftstoffregelventil mit dessen Verstellmechanismus aus der Fuel Control Unit ausgebaut. Dieser Ventilkörper öffnet durch manuelle Einstellung im Cockpit am Kraftstoffhebel eine oder zwei Bohrungen für den Kraftstoffdurchfluss. Wenn sich der Kraftstoffzufuhrhebel im Cockpit in der Flight Position befindet, öffnet sich die größere Bohrung des Ventilkörpers und das Hauptventil ist somit komplett geöffnet. Dieser Kraftstoff wird dann durch den Regelkreis der FCU zugemessen.

Die kleinere Bohrung kann zusätzlich bei Leistungsproblemen manuell durch den Piloten geöffnet werden, indem der Kraftstoffzufuhrhebel im Cockpit auf die Position Emergency gestellt wird. Diese Öffnung bewirkt eine Erhöhung des Kraftstoffflusses zum Einspritzrad ohne Zumessung des Kraftstoffes durch den Regelkreis.

Abbildung 65 Gehäuse des Kraftstoffregelventiles mit Skala und 2 Bohrungen



Quelle: SUB

Abbildung 66 Verstellmechanismus mit Ventilkörper des Kraftstoffregelventiles



Es wurde beim Lager keine schwergängige Stelle festgestellt. Vor der Zerlegung konnte die Funktion bereits überprüft werden. Alle O-Ringe waren in unbeschädigtem Zustand und die beiden Bohrungen waren frei von Fremdkörpern. Die Funktion des manuellen Regels über den Kraftstoffzufuhrhebel war gegeben.

1.16.2 Kraftstoffuntersuchung

Insgesamt wurden drei Kraftstoffproben aus dem gegenständlichen Luftfahrzeug für eine chemische Analyse entnommen. Eine Probe konnte aus der flexiblen Kraftstoffleitung zwischen Brandschott und Triebwerk entnommen werden, die zweite aus dem zellenseitigen Kraftstofffilter und die dritte aus der Fuel Control Unit.

1.16.3 Ölproben

Im Zuge der technischen Untersuchung wurden für eine chemische Untersuchung eine Ölprobe des Hauptgetriebes und eine Ölprobe des Triebwerkes entnommen.

1.17 Andere Angaben

1.17.1 Flughandbuch

Emergency Procedure Fuel Temperatur

» [...] 3.1 Illumination of the FUEL T° caution light

The FUEL T° caution light comes on if the fuel temperature is less than +5°C or greater than +50°C.

In flight avoid sudden power variations and monitor the filter pre-clogging indicator light in cold weather.

[...] « [AFM AS 350 B1 Flight Manual Supplement SUP.10.13.P1 Section 3.1 Illumination of the FUEL T° caution light]

Hydraulic System Failures

» [...] 2.1 Red Lights

Light	Failure	Pilot action
HYD.	<p>Servo-control System failure. The pressure stored in the accumulators allows sufficient time to reach the fall-back speed with hydraulic servo-assistance.</p> <p>Warning of the pressure drop is also confirmed by sounding of the horn in the cabin.</p> <p><u>NOTE</u>: The yaw servo-control is equipped with a load compensator and a hydraulic accumulator which remains pressurized indefinitely after a hydraulic pump failure or after hydraulic power cut-off via the collective lever hydraulic power release control.</p>	<p>- In flight :</p> <ul style="list-style-type: none"> . Calmly reduce collective pitch and adjust the air-speed to between 40 and 60 knots (74 to 111 km/hr) in level flight. . Cutt off the hydraulic pressure, using collective lever pushbutton. <p>Control loads are feit :</p> <ul style="list-style-type: none"> - on collective pitch increase - on forward and LH cyclic. <p>The horn stops (but the min. rotor r.p.m. function remains operative).</p> <ul style="list-style-type: none"> . If necessary, increase I.A.S., but the control load feedback will also increase. . Make a flat approach over a clear landing area and land with slight forward speed. . Shut down the engine,

	<p><i>Do not press the HYD. Test push button: this would cause immediate depressurization of the accumulator and the resulting control loads could be heavy.</i></p>	<p><i>holding the collective pitch lever on the low pitch stop. - In hover . Land normally. . Shut down the engine, holding the collective pitch lever on the low pitch stop.</i></p>
--	--	---

[...] « [AFM AS 350 B1 Section 3.3 Warning – Caution – Advisory Panel and Aural Warning]

Emergency Procedure Autorotation Landing

» [...] 2.1 Autorotation Landing Procedure following Engine Failure

- Set low collective pitch.
- Monitor and control rotor r.p.m.
- Establish approximately 65 knots (120 km/hr) airspeed.
- Move the fuel flow control to the shutdown position.
- According to the cause of loss of the engine:
 - . Re-light the engine (see paragraph 3.2 of this Section).
 - . Otherwise: Close the fuel shut-off valve
 - switch off : the booster pump
 - generator
 - alternator (if installed)
 - electrical power master "ALL-OFF" switch
 - (if smell of burning) .
- . Manoeuvre to head the helicopter into the wind in final approach.
- . At a height of approximately 65 ft (20 m) above the ground, flare to a nose-up attitude.
- At height 20-25 ft (6-8 m) and at constant attitude, gradually apply collective pitch to reduce the sink-rate.
- Resume level attitude before touch-down, and cancel any side-slip tendency.
- Gently reduce collective pitch after touch-down.

NOTE: IT IS POSSIBLE THAT THE TAIL SKID MAY TOUCH THE GROUND FIRST.

[...] « [AFM AS 350 B1 Section 3.1 Emergency Procedures]

Engine Failure, Flame-out in Flight

» [...] The Symptoms of an engine failure are as follows:

- . Jerk in the yaw axis (only in high-power flight).
- . Drop in rotor speed (aural warning sounds below 360 rpm).
- . Torque at zero.
- . Ng falling off to zero:
- . Generator warning light illuminates.

. Engine oil pressure drop warning light illuminates.
In the event of an engine failure in flight, carry out autorotation transition procedure (see paragraph 2). [...] « [AFM AS 350 B1 Section 3.1 Emergency Procedures]

Aural Warning

» [...] 1 AURAL WARNING

The horn sounds to warn of:

- Rotor speed (NR) between approx. 250 and 360 r.p.m. (continuous sound).
- Rotor speed above 410 r.p.m. (intermittent sound).
- Hydraulic pressure drop (below 30 bars).

It is operative only if the "HORN" push-button is pushed in.

When this push-button is out, at nominal rotor speed, the HORN light of the warning-caution-advisory panel is ON.

Alarm procedure (HORN sounds continuous)

- Reduce collective pitch.
 - Reduce speed, and straighten up if in a turn.
- . If the HYD light is on, the malfunction is in the hydraulic System: see paragraph 2.
- . If the primary action (reducing collective pitch and speed) has muted the horn, the malfunction was a drop in rotor speed below 360 r.p.m. This can logically only occur subsequently to an engine failure. Check the engine Parameters, applying collective pitch very gradually.

Alarm procedure (Horn sounds intermittently)

- If NR above 410 r.p.m.
- Slightly increase collective pitch in order not to exceed 430 r.p.m.
- [...] « [AFM AS 350 B1 Section 3.3 Warning – Caution – Advisory Panel and Aural Warning]

1.18 Nützliche und effektive Untersuchungstechniken

1.18.1 Chemische Untersuchung des Löschpulvers

Durch weiterführende chemische Untersuchungen des Löschpulvers bzw. des Löschschaums konnten Spuren von Jet A1 im Bereich der Brennkammer und im Bereich nach dem Radialverdichter nachgewiesen werden. In der Endlage des Wracks befand sich das Triebwerk in einer steilen seitlichen Querlage und einer, in Flugrichtung gesehen, nach vorne gekippten Lage. Das Löschpulver, welches später aushärtete und den Radialverdichter blockierte, wurde an der Unfallstelle Verdichter- und turbinenseitig eingespritzt. Da die Konsistenz der Löschpulverproben nicht einheitlich war, wurden weitere Versuche und Experimente durchgeführt, um Rückschlüsse auf die Temperatur im Turbinenbereich ziehen zu können. Es konnte nach mehreren thermischen Versuchen festgestellt werden, dass aufgrund der Konsistenz des Löschpulvers im Turbinenbereich bei dessen Aufbringung eine ungefähre Temperatur von 180° bis 200 °C vorgeherrscht haben muss.

1.18.2 Bodenläufe

Da es weder bei der äußerlichen Untersuchung der Kraftstofffiltereinheit noch bei der Endoskopie-Untersuchung des Wärmetauschers Anzeichen für eine Fehlfunktion gab, wurde gemeinsam mit dem Betreiber, dem gerichtlich beeideten Sachverständigen und dem Zellenhersteller ein „Echtversuch“ mit den ungeöffneten Komponenten aus dem Unfallhubschrauber durchgeführt. Dafür wurde vom Betreiber ein baugleicher Hubschrauber der Type AS 350 B1 zur Verfügung gestellt, welcher sich für Abschlussarbeiten einer 12 Jahres-Kontrolle in einem Wartungsbetrieb befand. Der Zellenhersteller stellte das für die Durchführung notwendige Mess-Equipment unter dessen Aufsicht zur Verfügung. Aus dem Unfallhubschrauber wurden folgende Komponenten aufgebaut:

Wärmetauscher Einheit

Hersteller: Stewart Warner South Wind Corp. Troy, IN / USA

Vendor Code: 20039

P/N: 10544E

3053308-01 Rev.A

Kraftstofffilter Einheit

Hersteller: Le Bozec & Gautier

P/N: 432B12-4

Manufacturer Date: 07/86

Der Zellenhersteller installierte das Mess-Equipment für eine Kraftstoff-Durchflussmessung und eine Temperaturmessung am „Combustion Chamber Fuel Inlet Union“, eine Kraftstofftemperaturmessung am „Cold Temp Switch“ der Kraftstofffiltereinheit und zwei Messsonden für eine Kraftstoffdruckmessung.

Die Umgebungsbedingungen waren wie folgt:

Luftdruck: 986 mbar

Außentemperatur: 14°C

Platzhöhe: 1810 ft

Für den ersten Versuch wurde das Triebwerk gem. Flughandbuch mit beiden Tankpumpen „On“ gestartet und die Anfangsbedingungen wie folgt dokumentiert: Kraftstofftemperatur 26 °C, Triebwerksöltemperatur 16 °C. Nach ca. drei Minuten betragen die Öltemperatur 55 °C und die Kraftstofftemperatur 28 °C, welche nach ca. zwei weiteren Minuten in einem Bereich von 22 °C bis 24 °C schwankte und schließlich nach ca. 10 Minuten Laufzeit bei 22 °C stagnierte. Bei steigender Öltemperatur blieb die Kraftstofftemperatur immer in einem Bereich zwischen 22 °C und 24 °C. Als die Triebwerksöltemperatur einen Wert von ca. 80 °C erreichte, schaltete sich automatisch der Lüftermotor des Ölkühlers ein. Danach sank die Öltemperatur schlagartig auf ca. 71 °C, wobei die Kraftstofftemperatur konstant blieb. Nach einer Gesamtlaufzeit von ca. 15 Minuten wurden die beiden Tankpumpen deaktiviert und gleichzeitig der Lüftermotor des Ölkühlers abgesteckt. Es wurden anschließend unterschiedliche Leistungseinstellungen (70 l/h, 106 l/h, 120l/h) vorgenommen, wodurch ein Anstieg der Öltemperatur auf ca. 98 °C festgestellt werden konnte. Die Kraftstofftemperatur blieb währenddessen immer in einem Bereich von ca. 22 °C – 24 °C.

Änderungen im Kraftstoffdruck konnten während des gesamten Versuches nicht wahrgenommen werden. Ein Aufleuchten der Hinweislampe „Fuel T“ konnte nicht festgestellt werden.

Im Anschluss wurde ein zweiter Versuch gestartet. Hierfür wurden die Komponenten des Unfallhubschraubers wieder ausgebaut und die ursprünglich im Vergleichshubschrauber verbauten Komponenten eingebaut. Dafür wurde die selbe Vorgehensweise wie beim ersten Versuch unternommen. Es zeigten sich annähernd identische Werte wie beim ersten Versuch, die Kraftstofftemperatur blieb trotz veränderter Triebwerksöltemperatur konstant.

Anschließend wurde ein dritter Versuch gestartet. Dazu wurde an einem typengleichen Wärmetauscher der Übertragungstift des Bypass-Ventiles bewusst manipuliert. Durch Kürzen des Übertragungstiftes wurde erreicht, dass das Bypass-Ventil immer in geschlossener Stellung blieb, wodurch die Retourflussöffnung des Wärmetauschers immer in geöffneter Position blieb, sodass der Kraftstoff ständig durch das Triebwerksöl erwärmt wurde. Zusätzlich wurde, wie auch schon in den Versuchen davor, der Lüftermotor des Ölkühlers abgesteckt. Bei diesem Versuch konnte in den Messungen ein kontinuierlicher Anstieg der Kraftstofftemperatur in Zusammenhang mit der Triebwerksöltemperatur festgestellt werden. Bei einer Kraftstofftemperatur von 50 °C leuchtete die Hinweislampe „Fuel T“ in der Warnlampen Konsole auf. Der Versuch wurde bei einer Triebwerksöltemperatur von 72 °C und einer Kraftstofftemperatur von 59 °C abgebrochen. Laut Aussage des Triebwerksherstellers müsse ab einer Kraftstofftemperatur von 60 °C die Fuel Control Unit (FCU) überholt werden, weitere Auswirkungen bzw. mögliche Beschädigungen konnten seitens des Triebwerksherstellers nicht genannt werden. Im Anschluss wurde die Wärmetauschereinheit aus dem Unfallhubschrauber dem gerichtlich beendigten Sachverständigen für eine Detailuntersuchung übergeben.

1.18.3 Flugversuche

Es wurde ein Flugversuch mit einem typengleichen Hubschrauber AS 350 B1 mit Abweichungen zum AFM durchgeführt. Die beiden Tankpumpen und der Generator wurden in einer sicheren Flughöhe über einem Flugplatz ausgeschaltet (Schalterstellung an der Unfallstelle). Das AFM beschreibt, dass das Ausfallen beider Tankpumpen im Fluge einer Limitation der Flughöhe von 5000 ft entspricht. Ein Weiterfliegen unter diesen Umständen ist ohne weitere Einschränkungen erlaubt. Der Hersteller berechnete den Leistungsbedarf beim Unfallflug mit ungefähr 94 % NG.

Der Flug wurde mit einem ungefähren TOM von 1800 kg (3 POB und 300 Liter Kraftstoff) durchgeführt. Die erste Flugbewegung erfolgte durch einen kreisförmigen Steigflug auf ungefähr 3000 ft MSL mit einer ungefähren Fluggeschwindigkeit von 80 kts. Der weitere Flug wurde dann zum größten Teil im langsamen Horizontalflug (zwischen 05 – 20 kts) mit mehreren kurzzeitigen, raschen Leistungsveränderungen und Geschwindigkeitszunahmen durchgeführt. Weiters wurden starke Querlagen und Kurven geflogen. Es wurde versucht, den Unfallflug bestmöglich nachzustellen. Die Flugdauer in diesem Zustand betrug ungefähr 45 Minuten. Es konnten hierbei keine leistungsmindernden Umstände hervorgerufen werden.

Danach wurde versucht, aufgrund des Abstellverhaltens des Triebwerkes, Rückschlüsse auf die genauen Drehzahlen zum Unfallzeitpunkt in Verbindung mit dem Einsprühzeitpunkt des Löschpulvers ziehen zu können. Das Abstellen des Triebwerks wurde mit einem Wert von 93,5 % NG durchgeführt, wobei die Auslaufzeit der Gas Generator Turbine 57 Sekunden betrug. Laut Bodenlaufprotokoll wird dieser Wert normalerweise beim Abstellen nach einer Minute Stabilisierungszeit von Zustand Flight Idle genommen, wobei die NG 70 % beträgt. Die Auslaufzeit sollte laut Prüfbericht höher als 30 Sekunden sein. Die Auslaufzeit der Arbeitsturbine konnte nur bedingt nachvollzogen werden, da sich diese mitdreht, solange sich der Hauptrotor dreht. Die Turbinentemperatur wurde überwacht und ergab einen Restwert von 200 °C nach ca. vier Minuten. Die genauen Drehzahlen zum Unfallzeitpunkt konnten nicht festgestellt werden.

1.18.4 Detailuntersuchung des Wärmetauschers durch einen externen Sachverständigen

Die folgenden Absätze und Bilder wurden dem Ergänzungsbericht des gerichtlich beeidigten Sachverständigen entnommen.

» [...] Der Wärmetauscher aus der Unfallmaschine (Kennzeichen OE-[REDACTED]) wurde nach den durchgeführten Testreihen vom unterfertigten Sachverständigen sichergestellt, um daran genauere Untersuchungen durchführen zu können.

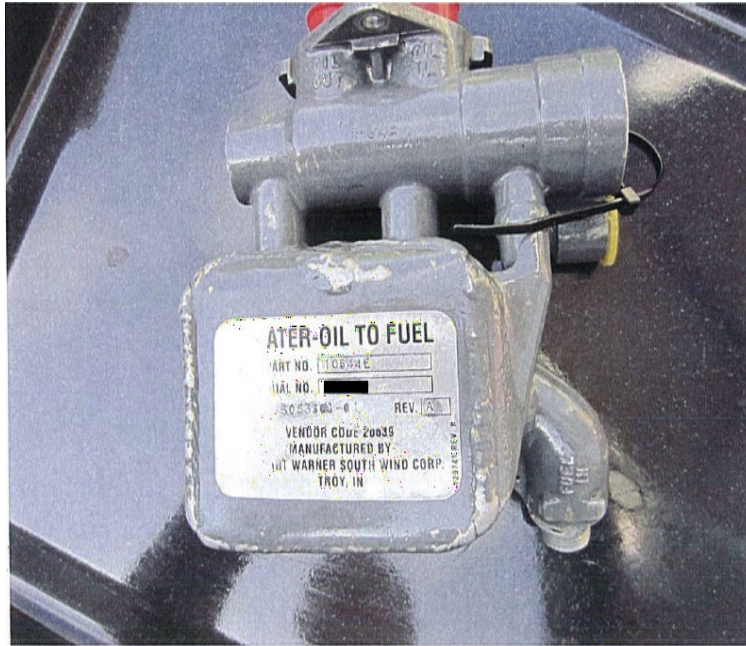
Die Daten des Wärmetauschers sind:

Hersteller: Stewart Warner South Wind Corp. Troy, IN / USA.

Vendor Code: 20039; P/N: 10544E, S/N: [REDACTED]; 3053308-0, Rev A -

es handelt sich offensichtlich um einen überholten Bauteil.

Der Wärmetauscher befand sich zum Zeitpunkt der Untersuchung in ungeöffneten Zustand, wie nach den Tests aus dem Hubschrauber ausgebaut. Die Verschraubung an dem By-Passsystem war noch mittels Sicherungsdraht abgesichert.

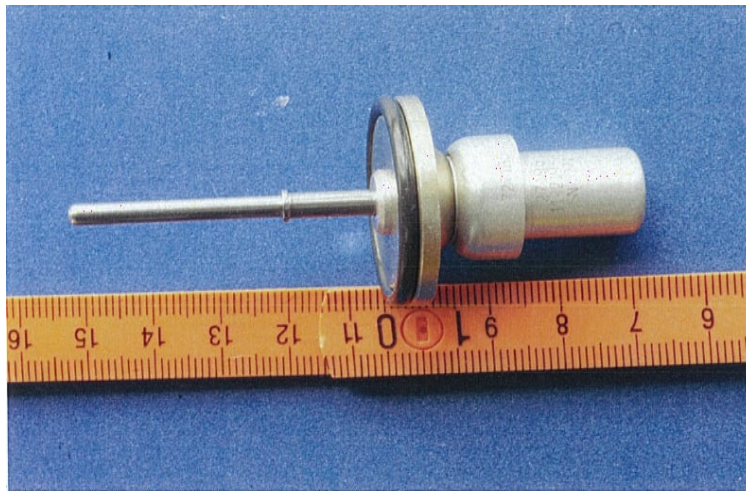


Am Kopf der Verschlusschraube sind Manipulationsspuren eines Werkzeuges erkennbar. Am Ventilgehäuse sind folgende Buchstaben eingraviert 2778A103 und H-542. Äußerlich sind am Wärmetauschergehäuse keine Abnormitäten zu erkennen, die Zugangsöffnungen waren mit Schutzkappen verschlossen. Nach Öffnen der Verschlusschraube des By-Passsystems wurden dem Gehäuse folgende Teile entnommen:

- *Thermoelement mit den Bezeichnungen 727185, 27195, 1 1-219-4, SN [REDACTED], inkl. O-Ring und Übertragungsstift*
- *Kolbenelement (ohne Bezeichnung)*
- *Spiralfeder (ohne Bezeichnung)*

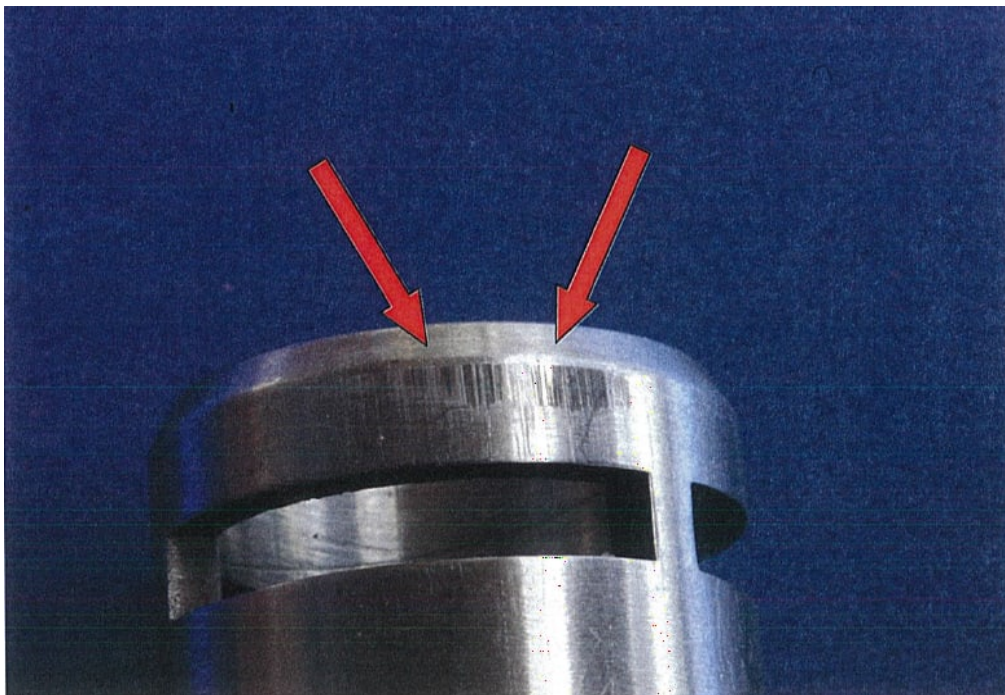
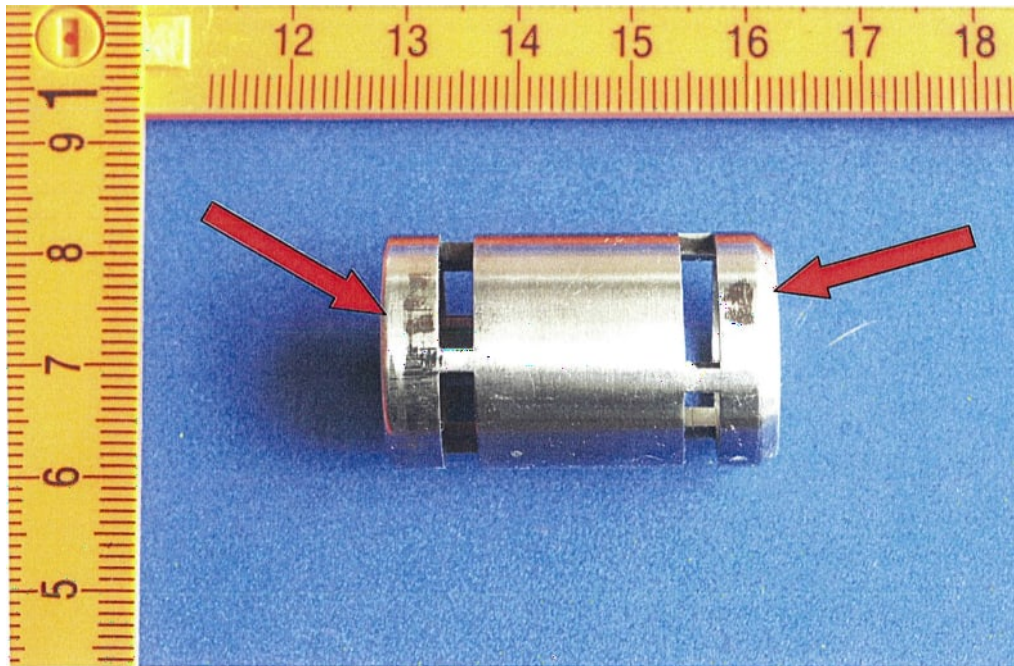
Thermoelement

Das Thermoelement verfügt äußerlich über einen guten Zustand ohne jegliche Beschädigung. Der Übertragungsstift (Länge 63,2 mm) weist einen guten Zustand auf, der O-Ring ist unbeschädigt.

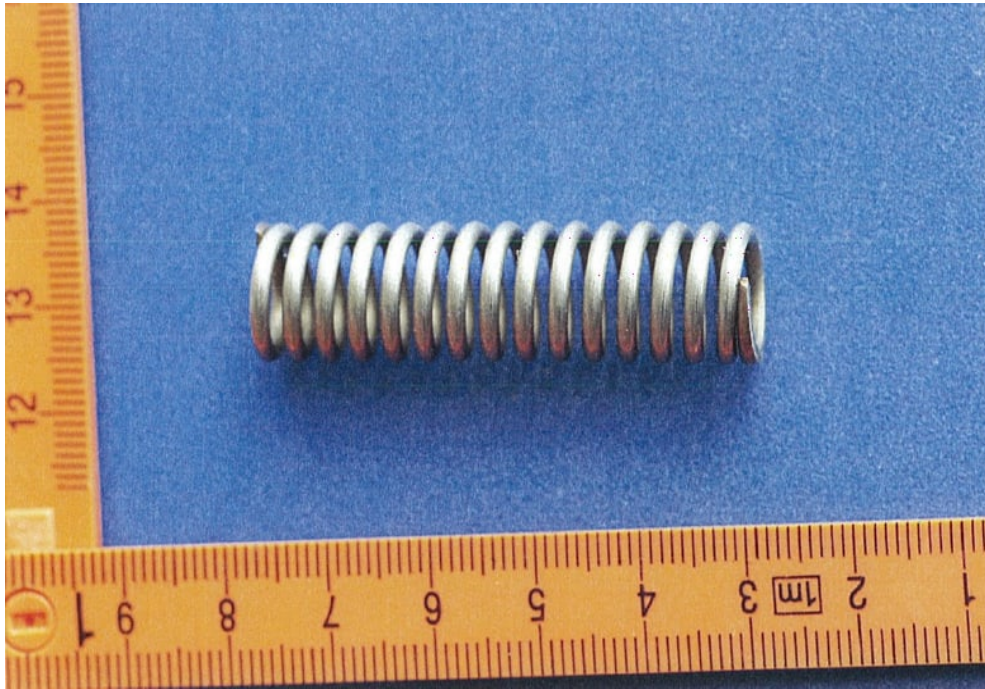


Steuerkolben mit Feder

Der Steuerkolben verfügt am Kolbenschaft, vor allem im oberen und unteren Schaftabschluss über deutlich erkennbare teilweise fresserartige Anlaufspuren. In der Oberfläche des Kolbenschafts sind in Längsrichtung verlaufende Schürfstellen zu erkennen, die eine geschätzte Tiefe von bis zu 0,3 mm aufweisen. Die übrige Oberfläche weist eine gleichmäßige (geschliffene) Oberfläche auf.



Die fresserartigen Anlaufspuren sind in Kolbenlängsachse vorhanden und reichen von der Schaftoberkante bis in etwa an den ersten Steuerschlitz. Vereinzelt sind am Schaft bis an die Kolbenmitte verlaufende Längsschürfer vorhanden. Die Spiralfeder welche auf den Kolben einwirkt, hat eine Länge von etwa 48 mm und einem Außendurchmesser von 13 mm und ist unbeschädigt.



[...] « [Ergänzungsbericht Sachverständiger, Abschnitt 3.5]

2 Auswertung

2.1 Flugbetrieb

2.1.1 Flugverlauf

Die Analyse des Flugverlaufes ergab unter Betrachtung der vertikalen Geschwindigkeit in Verbindung mit der Geschwindigkeit über Grund, dass während des Fluges vier Leistungsspitzen erreicht wurden:

Die erste Leistungsspitze erfolgte am Startflughafen Graz (LOWG) um ca. 12:19 Uhr beim Übergang vom Schweben in den Vorwärtsflug.

Als zweite Leistungsspitze konnte die Startphase am Fußballplatz Frauental um ca. 12:30 Uhr mit der Aufnahme des ortskundigen Exekutivbeamten ermittelt werden.

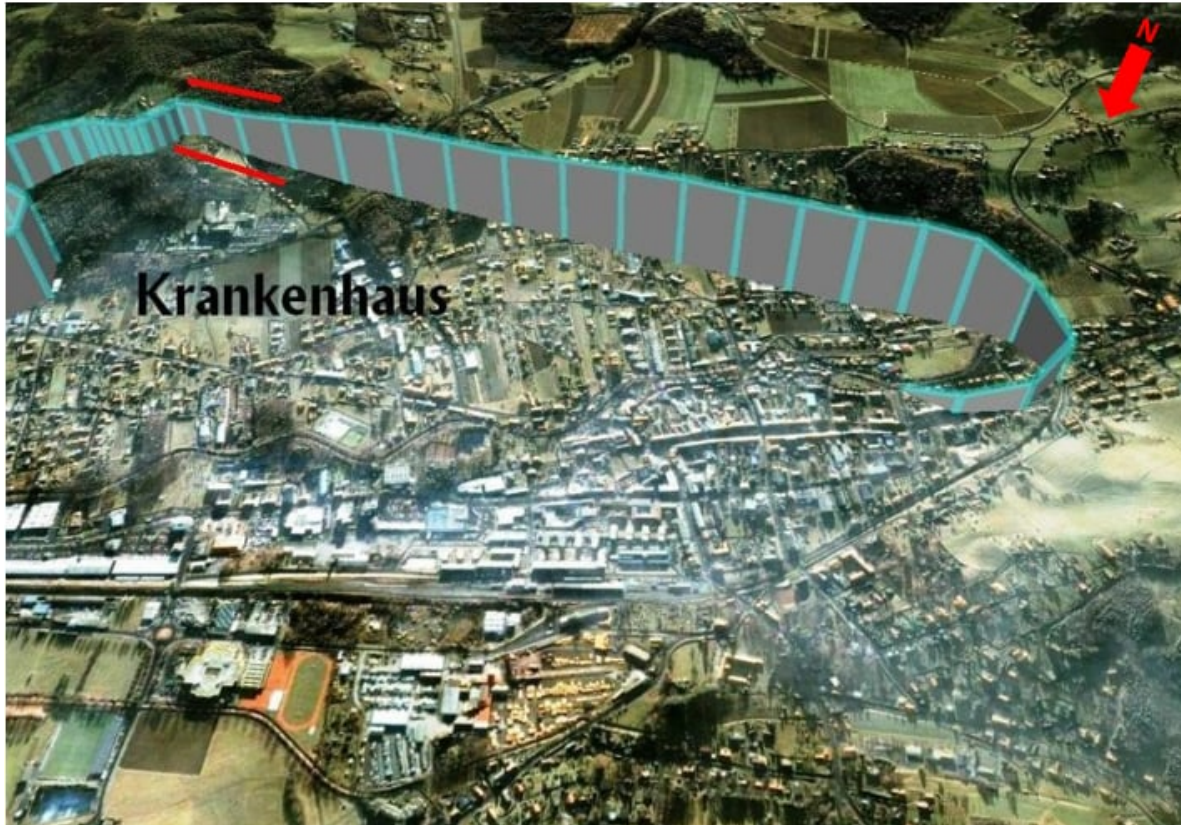
Nach einigen Minuten entdeckte die Flugbesatzung bei diesem Suchflug im Bereich von Frauenegg am Boden etwas Auffälliges, das den Piloten zum Landen bei einer Waldlichtung veranlasste. Bei diesem Ereignis um ca. 12:47 Uhr ließ der Pilot die beiden Insassen (Flight Operator und ortskundiger Exekutivbeamter) aussteigen. Laut Augenzeugen wurde der Hubschrauber mit laufenden Rotoren am Boden gesehen. Folglich wurde dabei das Triebwerk des Hubschraubers nicht abgestellt.

Nach ungefähr fünf Minuten, nachdem beide Insassen wieder ihre ursprünglichen Sitzplätze eingenommen hatten, um ca. 12:52 Uhr, folgte die dritte Leistungsspitze. Diese erfolgte beim Abflug von der Waldlichtung im Bereich Frauenegg. Der weitere Flugverlauf verlief außerhalb des Bodeneffektes mit geringer Fluggeschwindigkeit und damit verbundener relativ hoher Triebwerksleistung mit einer ungefähren Flughöhe von 100 m AGL. Im Bereich südöstlich des Krankenhauses Deutschlandsberg hatte der Hubschrauber eine horizontale Geschwindigkeit von ungefähr 10 kts.

Kurz vor dem Unfall, um ca. 13:23 Uhr, hatte der Hubschrauber eine weitere kurzfristige hohe Leistungszunahme mit einem Steigen von ungefähr 800 ft/min, verbunden mit einer Geschwindigkeitszunahme. Diese Leistungsänderung lag jedoch nicht am Leistungslimit des

Hubschraubers. Der Pilot flog zu diesem Zeitpunkt ungefähr südlich des Krankenhauses Deutschlandsberg in westliche Richtung.

Abbildung 67 Detailansicht des Flugverlaufes mit roter Markierung der letzten Leistungszunahme



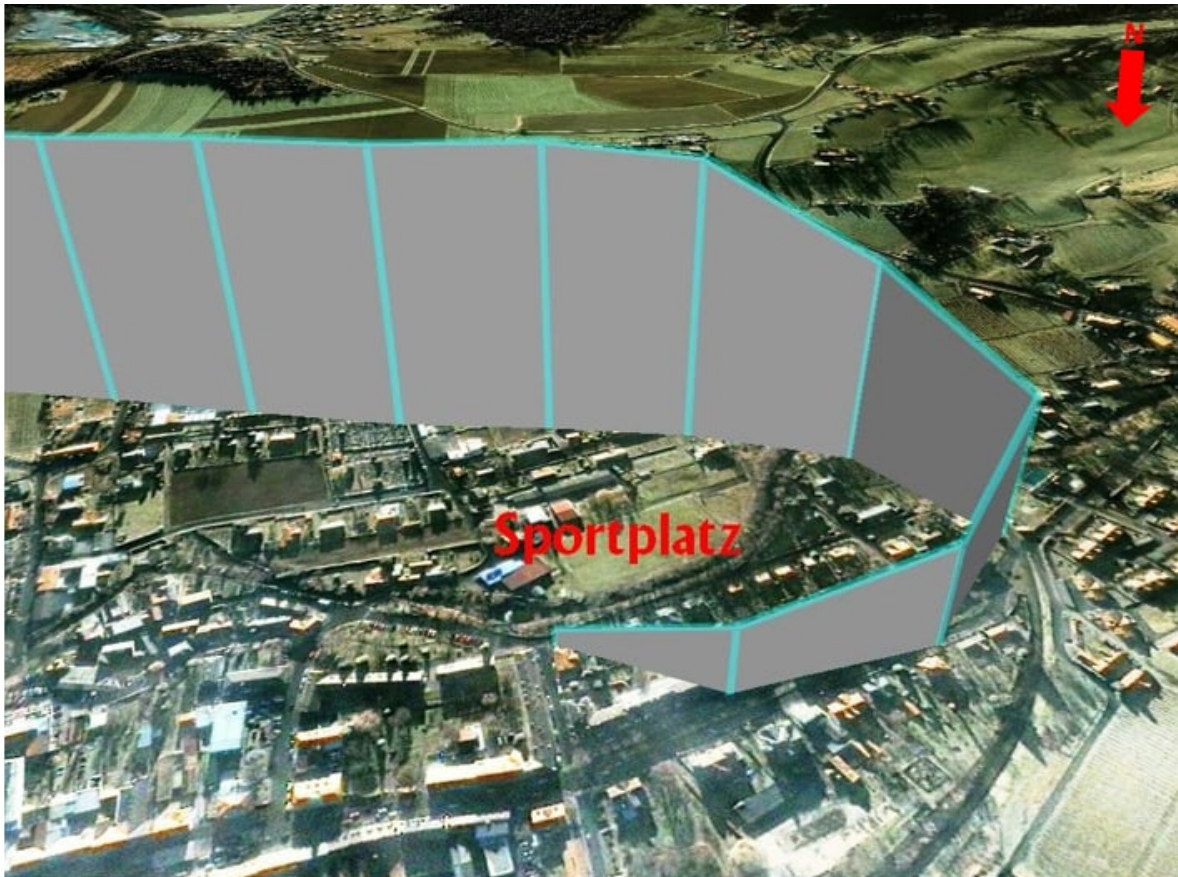
Quelle: SUB / Google Earth ®

Ein plötzlich auftretendes unerwartetes Ereignis, verbunden mit einem akustischen gleichbleibenden Signal (HORN) im Horizontalflug Richtung Westen, zwang den Piloten zur Einleitung einer Autorotation. Durch das überlebende Flugbesatzungsmitglied konnte das akustische Warnsignal - das bei Unterdrehzahl des Hauptrotors oder wenn der Hydraulikdruck unter 30 bar fällt, ertönt - gehört und bestätigt werden. Durch das Vorhandensein des Stickstoffdruckes in allen drei Behältern und die Nichtbetätigung des hydraulischen Notschalters am kollektiven Blattverstellhebel, konnte das akustische Warnsignal der Unterdrehzahl des Hauptrotors zugeordnet werden.

Der Zeitpunkt des Ereignisses konnte ungefähr mit einer halben Minute, bevor das Luftfahrzeug am Boden aufprallte, anhand der ausgelesenen GPS Daten ermittelt werden.

Das durchschnittliche Sinken des Hubschraubers betrug in den letzten ca. 25 Sekunden des aufgezeichneten Flugweges ungefähr 1600 ft/min. Der Pilot leitete eine Autorotation in einer Rechtskurve ein.

Abbildung 68 Detailansicht des Flugverlaufes



Quelle: SUB / Google Earth ®

Zu diesem Zeitpunkt befand sich der Hubschrauber in einer ungefähren Flughöhe von 200 m AGL und die vom Piloten vermutlich ausgesuchte Notlandefläche (Sportplatz) in Flugrichtung gesehen auf der rechten Seite. Bei den aufgezeichneten Windrichtungen der Messstation am Flughafen Graz von ca. 280°-300° kann, unter Verzicht auf mögliche örtliche Abweichungen, zum Zeitpunkt der Einleitung der Autorotation von einer geringfügigen Rückenwindkomponente (5 kts - 7 kts) ausgegangen werden. Das Erreichen der Notlandefläche war auf Grund der geringen Flughöhe in Verbindung mit der hohen Sinkrate und des Kurvenradius nicht möglich. Die von Augenzeugen beschriebenen Gierbewegungen lassen mit hoher Wahrscheinlichkeit auf einen nicht linearen Leistungsverlust schließen.

Ca. 15 m über dem Niveau der Endlage kam es sodann zu einer starken Berührung der vertikalen Stabilisierungsflosse mit einem Hausdach, insbesondere einer Kamineinfassung. Die Blechummantelung des Kamins wurde durch die Erstberührung mit der unteren vertikalen Stabilisierungsflosse vom Dach getrennt und blieb an den westlichen Schneehaken des Daches liegen. Die Aufprallspuren an der Blechummantelung des Kamins resultieren aus den drei Befestigungsschraubenköpfen der Stabilisierungsflossen und dem Hecksporn. Die untere vertikale Stabilisierungsflosse wurde hierbei von der Leitwerksträgerbefestigung getrennt. Die ziegelfarbigen Spuren an der Oberfläche der Heckrotorblätter konnten den Schleifspuren an den Dachziegeln des Hauses zugeordnet werden. Die Fluglage des Hubschraubers hatte folglich zu diesem Zeitpunkt eine starke Querlage nach rechts.

Abbildung 69 Detailansicht Erstkollision



Quelle: SUB

Darauffolgend trennte sich unmittelbar vor der horizontalen Stabilisierungsfläche das gesamte Leitwerk vom Leitwerksträger. Die lange Heckrotorwelle war am Heckgetriebe befestigt und wurde durch die Lösung der Vernietung vom Leitwerksträger am vorderen Verbindungsflansch zur kurzen Heckrotorwelle getrennt. Die Niete wurden in diesem Bereich abgeschert. Die Verkleidung der Heckrotorwelle am Leitwerksträger wurde durch das Freiwerden der Heckrotorwelle und der Heckrotorwellenlagerung aufgerissen.

Der Hubschrauber schlug etwa 25 m von diesem Haus entfernt neben einer Straße, jedoch vor dem Uferbewuchs des Flusses, mit deutlicher Querlage nach rechts auf.

Ein Hauptrotorblatt streifte hierbei zuerst den Wiesenboden und knickte in der Endlage. Die beiden übrigen Blätter schlugen in den weichen Wiesenboden, wobei sich der Hauptrotorkopf ungefähr 90° in Drehrichtung weiterdrehte und dadurch die rote Blattbefestigung komplett aus dem Hauptrotorkopf riss. Die gelbe Blattbefestigung verformte sich in Längsrichtung infolge des Wegdrehens des Hauptrotorkopfes im Bereich der Befestigungsbolzen.

Das separierte Leitwerk, das Heckrotorgetriebe und die lange Heckrotorwelle stürzten auf den vorderen Teil des Leitwerkträgers, wodurch ein Heckrotorblatt an der Blattwurzel abriss. An der Heckrotorwellenverkleidung fanden sich im Bereich der Verbindung zwischen langer und kurzer Welle mehrere Einschlagspuren.

Die Aufschlagspuren der Hauptrotorblätter am Wiesenboden, die Einschlagspuren der freiwerdenden Heckrotorwelle an der Heckrotorwellenverkleidung und die Schleifspuren der Heckrotorblätter an den Dachziegeln, weisen auf eine geringe Rotationsenergie beim Aufprall hin.

Ob der Unfall bei einer Mindestflughöhe von 300 m über dem höchsten Hindernis im Umkreis von 600 m (gem. § 7 Mindestflughöhen, Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967, BGBl. II Nr. 56/1967, idF BGBl. II Nr. 91/2008), wie sie bei Flügen über dichtbesiedeltem Gebiet, die keine Einsatzflüge sind, gilt, hätte verhindert werden können, kann aufgrund der Vielzahl der einwirkenden Faktoren nicht mit Sicherheit festgestellt werden. Jeder zusätzliche Höhenmeter hätte jedoch zweifellos die Wahrscheinlichkeit einer erfolgreichen Autorotation erhöht.

Die Einstufung / Einordnung des Fluges als Einsatzflug gem. § 145 LFG obliegt dem Bundesministerium für Inneres. Es fällt nicht in den Zuständigkeitsbereich der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, eine rechtlich verbindliche Einordnung des Fluges vorzunehmen oder zu überprüfen, ob die Einordnung durch das Bundesministerium für Inneres rechtskonform ist. Die SUB geht jedoch aufgrund des Inhaltes des polizeilichen Abschlussberichts (insbesondere der Aussage des überlebenden Flight Operators) davon aus, dass es sich bei dem Unfallflug um einen Einsatzflug gemäß § 145 LFG gehandelt hat.

2.1.2 Besatzung

Der Pilot war zum Unfallzeitpunkt Inhaber einer Berufspilotenlizenz für Hubschrauber, einschließlich eingetragener Musterberechtigung für das Unfallmuster AS 350 B1. Er verfügte über eine Nachsichtflugberechtigung sowie über ein flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis der Klasse 1 mit Gültigkeit bis 26. März 2009. Der letzte License Proficiency Check auf dem Unfallmuster erfolgte am 19. November 2008. Dabei wurden folgende Emergency Procedures überprüft und nachweislich durch den Checkpiloten mit ausreichend beurteilt: Engine Fire (ground/flight), Engine Failure (hover/cruise/Takeoff), Autorotation to area (50 m x 50 m), Hydraulic Failure (Approach and Landing), Tailrotor Failure (Approach and Landing), Fuel System Failure, Instrument Failures und Airmanship.

Der Pilot verfügte zum Unfallzeitpunkt gemäß den Aufzeichnungen über eine Gesamtflugerfahrung von 2791:37 Flugstunden, davon 30:50 Stunden in den letzten 90 Tagen, 17:45 Stunden in den letzten 30 Tagen und 01:05 Stunden in den letzten 24 Stunden. Dem Dienstantritt am Unfalltag war eine Ruhezeit von ca. 12 Stunden vorausgegangen.

Dadurch kann davon ausgegangen werden, dass der Pilot für die Durchführung des Unfallfluges ausreichend qualifiziert und ausgeruht war.

2.2 Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug war zum Unfallzeitpunkt uneingeschränkt lufttüchtig und verfügte über die notwendigen Eintragungen, Zulassungen sowie Versicherungen.

2.2.1 Beladung und Schwerpunkt

Masse und Schwerpunkt lagen zum Unfallzeitpunkt sowie während des ganzen Unfallfluges innerhalb der zulässigen Betriebsgrenzen des Hubschraubers. Eine Unfallkausalität ist nicht erkennbar.

2.2.2 Luftfahrzeug Wartung

Alle in den Wartungsunterlagen angeführten Tätigkeiten wurden gemäß den vorgeschriebenen Publikationen durchgeführt und von dafür qualifizierten Luftfahrzeugwarten dokumentiert.

2.2.3 Schalterstellungen

Es wurde versucht, die an der Unfallstelle vorgefundenen Schalterstellungen den vom Hersteller publizierten Verfahren zuzuordnen. Gemäß den Zeugenaussagen der Ersthelfer wurden Schalterstellungen am Switch Panel vor dem Eintreffen der Untersucher vor Ort verändert. So sei der Master Switch ausgeschaltet worden (Dieser wurde jedoch von der SUB an der Unfallstelle in ON Position vorgefunden). Es kann somit nicht zur Gänze ausgeschlossen werden, dass weitere Schalter im Zuge der Bergung der Insassen verändert wurden, wobei ein unbeabsichtigtes Betätigen der Schalter an der Schaltkonsole (Switch Panel) sehr unwahrscheinlich ist, da diese Schalter nicht erhaben sind und aktiv gedrückt werden müssen.

Die vorgefundenen Schalterstellungen, GEN OFF, Fuel Pump 1 OFF, Fuel Pump 2 OFF, würden zwar in den Ablauf des Emergency Procedures „Autorotation Landing“ fallen, jedoch wurde das Fuel Shut Off Valve nicht, wie im Procedure gefordert, in geschlossener Position vorgefunden. Dies könnte man eher einem normalen Abstellvorgang des Triebwerkes zuordnen, wie dies unter anderem bei der letzten Landung auf der Waldlichtung im Bereich Frauenegg durch den Piloten geplant war. Dazu können jedoch keine gesicherten Feststellungen getroffen werden. Es wurde bei Flugversuchen mit der Schalterstellung GEN OFF, Fuel Pump 1 OFF und Fuel Pump 2 OFF versucht, den Unfallflug bestmöglich zu rekonstruieren. Es konnten hierbei keine leistungsmindernden Umstände hervorgerufen werden, welche auf eine Unfallkausalität schließen lassen würden.

Die vorgefundene Schalterstellung des Hydraulikschalters am kollektiven Steuerknüppel, welcher durch einen Sicherheitsbügel gegen ungewolltes Betätigen geschützt ist, in der Stellung ON in Verbindung mit den vollständig gefüllten Stickstoffspeichern, lässt keinen Schluss auf ein vorgelegenes Hydraulikproblem zu.

2.2.4 Technische Untersuchung

Die elektrische Systemkontrolle am Hubschrauber zeigte keine Abweichungen von den Herstellervorgaben. Die mikroskopische Untersuchung der Glühfäden der in der Warnlampen Konsole eingebauten Warnlampen erbrachte keinen Nachweis eines Aufleuchtens einzelner Lampen beim Aufprall.

Haupt- und Heckrotorgetriebe wiesen keine mechanischen oder funktionellen Mängel auf. Die untersuchte Ölprobe des Hauptgetriebes entsprach der vorgegebenen Spezifikation.

Die Untersuchung des Kraftstoffsystems ergab, dass die Kraftstoffschläuche zwischen dem Kraftstofftank und der Filtereinheit, nicht mit Kraftstoff gefüllt waren. Dieser Umstand lässt sich durch das Fördern der triebwerksseitig angebauten Kraftstoffpumpe bis nach dem Aufprall erklären. Das verbaute Triebwerk ist ein Wellenleistungstriebwerk, ausgeführt als Zweiwellentriebwerk, wobei nach dem Stehenbleiben des Transmission Shaft die Gas Generator Welle noch ausläuft und somit die Kraftstoffpumpe weiterhin angetrieben wird (N1 Welle und N2 Welle können unabhängig voneinander zum Stillstand kommen). Das bestätigte auch das Ergebnis der chemischen Untersuchung des Löschpulvers. Durch die gekippte Vorwärts- und Querlage des Triebwerks am Unfallort vermischte sich der unverbrannte Kraftstoff mit dem Löschpulver und verteilte sich vom Turbinenbereich bis in den Bereich des Axialverdichters. Die triebwerkseitige Kraftstoffpumpe war direkt kraftschlüssig über eine Zahnwellenverbindung mit der Gas Generator Welle verbunden.

Das zellenseitige Kraftstoffsystem funktionierte bei der Überprüfung auf Dichtheit und Funktion mit der funktionstüchtigen Kraftstoffpumpe ohne Auffälligkeiten. Es konnten keine optischen oder funktionellen Beeinträchtigungen an den Bauteilen Check Valve, Filtereinheit, Brandhahn (Fuel Shut Off Valve), Fuel Temperatur Probe sowie dessen Verbindungselementen festgestellt werden. Der Kraftstofftank und dessen Anbauteile waren bis auf die unfallbedingten Beschädigungen ohne Auffälligkeiten.

Die Möglichkeit der Bildung von Lufteinschlüssen aufgrund von Undichtheit im zellenseitigen sowie im triebwerkseitigen Kraftstoffsystem konnte im Zuge der Untersuchung ausgeschlossen werden.

Die Untersuchungen am zellenseitigen und triebwerksseitigen Triebwerksölsystem erbrachten keine Hinweise auf vorbestandene technische Mängel. Das Ölkühler-Umgehungsventil sowie das Differenzdruckventil konnten auf Grund nicht festgelegter Prüfmethode nicht überprüft werden.

Die Triebwerkszerlegung erbrachte keine Hinweise auf vorbestandene technische Mängel. Die Anbaugeräte wurden gemäß den Herstellerspezifikationen überprüft und geringfügige Abweichungen festgestellt. Diese Erkenntnisse brachten jedoch keine Rückschlüsse auf den Unfallhergang. Die Funktionstüchtigkeit aller Anbaugeräte war gegeben. Die Ölanalyse des Triebwerksöls erbrachte keine Vermischungen bzw. Verunreinigungen und entsprach der geforderten Spezifikation. Alle durchgeführten Versuche am Triebwerksprüfstand verliefen den Herstellerspezifikationen entsprechend.

Jedoch konnte aufgrund der Anzahl der Einschlüge im Gehäuse des Verbindungsflansches (Front Support Casing) des Modul 1 in etwa auf zwei bis drei volle Umdrehungen des Transmission Shaft geschlossen werden. Der Transmission Shaft dreht im normalen Betrieb mit 6000 U/min, das entspricht 100 U/sec. Daraus kann geschlossen werden, dass die vorgefundenen Einschlüge nicht von einer angetriebenen Welle mit einer Drehzahl von 100 U/sec stammen konnten. Vielmehr konnte angenommen werden, dass aufgrund der eher geringen Zerstörung des Verbindungsflansches, die Schleifspuren eher einer Drehzahl der Arbeitsturbine mit einer viel niedrigeren Drehzahl als 100 U/sec entsprachen. Eine genaue Drehzahl der Arbeitsturbine beim Aufprall konnte nicht verifiziert werden.

Bei Versuchen und Experimenten wurde festgestellt, dass auf Grund der Konsistenz des Löschpulvers im Turbinenbereich eine ungefähre Temperatur von 180° - 200 °C bei Aufbringung des Löschpulvers im Turbinenbereich vorherrschte. Beim Abstellen eines Triebwerks derselben Bauart wurde die Turbinentemperatur überwacht und betrug nach 4 Minuten ungefähr 200 °C. Es konnten keine genauen Rückschlüsse auf die Turbinentemperatur des Triebwerks beim Aufprall gezogen werden.

Die durchgeführten Kraftstoffanalysen entsprachen eindeutig der Spezifikation Jet A1.

2.2.5 Überlebensaspekte

Dem Piloten stand durch die steile rechte Quer- und Vorwärtslage des Hubschraubers sowie der Deformation im Bereich des Pilotensitzes kein ausreichender Überlebensraum zur Verfügung.

Der links vorne sitzende Flight Operator hatte auf Grund seiner Sitzposition genügend Überlebensraum zur Verfügung.

Der hinten sitzende Passagier hatte durch das aufprallbedingte Herausreißen der Gurtbefestigung und die Verformung der Zelle keinen Halt durch das Gurtsystem. Er wurde von der linken Sitzposition auf die rechte Seite geschleudert und erlitt dadurch schwerste Kopfverletzungen, welchen er wenige Tage später im Krankenhaus erlag.

2.3 Flugwetter

Meteorologische Faktoren können als Unfallursache ausgeschlossen werden.

2.4 Wärmetauscher

Erkenntnisse aus den Bodenlaufversuchen

Beim ersten Versuch mit den unveränderten Komponenten des Unfallhubschraubers konnten keine Auffälligkeiten festgestellt werden. Alle Parameter bewegten sich innerhalb der vom Hersteller bekanntgegebenen Grenzwerte. Auch nach Deaktivieren des Lüftermotors des Ölkühlers konnte keine Regelabweichung der Kraftstofftemperatur festgestellt werden. Das Bypass-Ventil innerhalb des Wärmetauschers hatte somit volle Funktion. Beim zweiten Versuch zur Erlangung von Referenzwerten konnten die Erkenntnisse des ersten Versuches bestätigt werden.

Beim dritten Versuch wurde ein baugleicher Wärmetauscher derart manipuliert, dass das innerhalb des Wärmetauschers liegende Bypass-Ventil keine Möglichkeit mehr hatte, auf eine erhöhte Kraftstofftemperatur zu reagieren. Zusätzlich wurde, wie auch schon im ersten Versuch, der Lüftermotor des Ölkühlers deaktiviert. Hierbei zeigte sich ein nahezu parallel verlaufender Anstieg zwischen Triebwerksöltemperatur und Kraftstofftemperatur. Gemäß den Herstellerangaben beträgt die maximal zulässige Triebwerksöltemperatur 115 °C und die maximal zulässige Kraftstofftemperatur laut Auskunft des Triebwerksherstellers (nicht publiziert) für die Fuel Control Unit 60 °C. Die durchschnittliche Triebwerksöltemperatur im Betrieb mit funktionsfähigem Ölkühler Lüftermotor beträgt ca. 65 °C – 80 °C. Dadurch wäre es möglich, dass, bei Vorliegen eines Fehlers innerhalb des Bypass-Ventiles im Wärmetauscher die Kraftstofftemperatur annähernd den Wert der Triebwerksöltemperatur annimmt. Als „Warnung“ würde dem Piloten lediglich ab 50 °C Kraftstofftemperatur die orange Caution Lampe Fuel T aufleuchten, mit dem Verfahren gem. Flight Manual wie unter Punkt 1.17.1 angeführt. Die Auswirkungen einer Kraftstofftemperatur > 60 °C konnten nicht erprobt werden, da der Versuch bei 59 °C durch den Hersteller gestoppt wurde. Inwieweit es zu einer Funktionsstörung der Fuel Control Unit bzw. zu Dampfblasenbildung kommen kann, konnte vom Hersteller nicht beantwortet werden.

Erkenntnisse aus dem Ergänzungsbericht des gerichtlich beeidigten Sachverständigen

» [...] Bei der lichtmikroskopischen Untersuchung am Steuerkolben des Wärmetauschers (Öl/Treibstoff) zeigten sich teilweise massive Schürfer am Kolbenschaft, die eine Fehlfunktion herbeiführen könnten.

Es kann technisch nicht ausgeschlossen werden, dass der Kolben vor dem

Unfall bereits innerhalb des Zylinders gesteckt hat und dadurch ein unregelmäßiger Wärmeaustausch zwischen dem Triebwerksöl und dem Treibstoff erfolgt ist.

[...] « [Ergänzungsbericht Sachverständiger, Abschnitt 5]

Es ist auf Grund der Schürfspuren am Steuerkolben des Wärmetauscher Bypass-Ventils in Betracht zu ziehen, dass der Steuerkolben während des Unfallfluges feststeckte, die Kraftstofftemperatur dadurch einen hohen Wert annahm und es in Folge dessen zu einer Fehlfunktion in der FCU kam und dies zu einem Flame Out des Triebwerkes führte. Durch die hohe Aufprallenergie beim Unfallhergang hätte sich in diesem Fall der Kolben innerhalb des Wärmetauschers wieder lösen können und die volle Funktionsfähigkeit wäre wieder gegeben gewesen.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Die SUB geht aufgrund des Inhaltes des polizeilichen Abschlussberichts (insbesondere der Aussage des überlebenden Flight Operators) davon aus, dass es sich bei dem Unfallflug um einen Einsatzflug gemäß § 145 LFG gehandelt hat. Wie bereits angeführt, fällt die rechtlich verbindliche Feststellung, ob es sich beim Unfallflug um einen Einsatzflug gehandelt hat oder nicht, nicht in den Zuständigkeitsbereich der SUB.
- Der Pilot war zum Unfallzeitpunkt im Besitz der für die Durchführung dieses Fluges erforderlichen Berechtigungen.
- Es gibt keine Hinweise auf eine vorbestandene gesundheitliche Beeinträchtigung des Piloten sowie des Besatzungsmitgliedes.
- Das Luftfahrzeug war für die Durchführung von Flügen nach Sichtflugregeln (VFR), Arbeitsflügen, Außenlasttransporten, sowie für Flüge nach Nachtsichtflugregeln (NVFR) und Sichtflügen bei Nacht im Flugplatzbereich ausgerüstet und zugelassen. Die Voraussetzungen für die Verwendung des Luftfahrzeuges in Österreich waren zum Unfallzeitpunkt gegeben.
- Meteorologische Faktoren können als Unfallursache ausgeschlossen werden.
- Die Wartungsarbeiten an dem Luftfahrzeug wurden in Übereinstimmung mit den genehmigten Wartungsdokumenten des Herstellers durchgeführt und dokumentiert.
- Das höchstzulässige Gesamtgewicht sowie die longitudinale und laterale Schwerpunktage lagen während des gesamten Fluges innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Der mitgeführte Notsender (ELT) war betriebsbereit und löste aus. Durch den Unfall kam es zu einer Trennung des Antennenkabels, wodurch kein Signal empfangen werden konnte.
- Die untersuchten Kraftstoff- und Ölproben entsprachen den Spezifikationen.
- Die vorgefundenen Schalterstellungen im Cockpit konnten in keinen unfallkausalen Zusammenhang gebracht werden.
- Die beiden Tankpumpen waren zum Unfallzeitpunkt mit hoher Wahrscheinlichkeit abgeschaltet.
- Der durchgeführte Flugversuch mit ausgeschalteten Tankpumpen und ausgeschaltetem Generator erbrachte keine Hinweise darauf, dass ein Ausschalten der Tankpumpen den Leistungsverlust des Triebwerkes verursachte. Das Triebwerk wies während des Fluges

keine Abweichungen vom Normalbetrieb auf. Eine Unterbrechung der Kraftstoffversorgung lag nicht vor.

- Ein Hydraulikfehler kann mit hoher Wahrscheinlichkeit als Unfallursache ausgeschlossen werden.
- Bei der Zerlegung des Wärmetauschers wurden am Steuerkolben des Bypass-Ventils Schürfspuren festgestellt, die auf eine mögliche Fehlfunktion des Wärmetauschers durch ein Festfressen des Steuerkolbens hinweisen. Diese Fehlfunktion konnte jedoch nicht mit ausreichender Sicherheit in einen kausalen Zusammenhang mit dem Unfall gebracht werden.
- Das Erreichen der vermutlich geplanten Notlandefläche war auf Grund der geringen Flughöhe in Verbindung mit der hohen Sinkrate und dem Kurvenradius nicht möglich.
- Die Einschläge im Gehäuse des Verbindungsflansches des Triebwerkes (Front Support Casing) in Verbindung mit den Aufschlagspuren der Hauptrotorblätter, den Einschlagspuren der freiwerdenden Heckrotorantriebswelle an der Heckrotorwellenverkleidung und den Schleifspuren der Heckrotorblätter an den Dachziegeln, zeigen eine geringe Rotationsenergie beim Unfall.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

Der Unfall ist mit hoher Wahrscheinlichkeit auf einen Leistungsverlust des Triebwerkes im Horizontalflug zurückzuführen. Die Ursache des Leistungsverlustes des Triebwerkes konnte nicht mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit festgestellt werden.

3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Geringe Flughöhe über Grund vor Auftreten des Leistungsverlustes
- Störung im zellenseitigen oder triebwerksseitigen Kraftstoffsystem
- Ansteuerung einer nicht erreichbaren Notlandefläche
- Autorotation mit Hindernisberührung

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 den Beteiligten 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.....	12
Tabelle 2 Beladung und Schwerpunkt zum Abflugzeitpunkt vom Flughafen Graz LOWG...	17
Tabelle 3 Beladung und Schwerpunkt zum Aufnahmezeitpunkt des Insassen.....	18
Tabelle 4 Beladung und Schwerpunkt zum Unfallzeitpunkt	18

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Auswertung des Garmin GPS 296 mit eingezeichnetem Flugverlauf.....	11
Abbildung 2 Auswertung des Garmin GPS 296 mit eingezeichneter Detailansicht des Flugverlaufes über Deutschlandsberg.....	12
Abbildung 3 Beschädigung des Gebäudedaches und Kamin	13
Abbildung 4 Darstellung des Longitudinalen Schwerpunktes.....	19
Abbildung 5 Low Level Significant Weather Chart.....	22
Abbildung 6 Streckenwettervorhersage	22
Abbildung 7 Übersichtsaufnahme des Unfallortes	24
Abbildung 8 Endlage des Luftfahrzeuges	25
Abbildung 9 Endlage des Luftfahrzeuges von oben	26
Abbildung 10 Hauptrotorkopf mit Hauptrotorblättern	27
Abbildung 11 Heckausleger Bruchstelle.....	27
Abbildung 12 Heckausleger Gegenstück.....	27
Abbildung 13 Abdeckung des.....	28
Abbildung 14 Anschlussflansch kurze	28
Abbildung 15 Aufnahme der Schalterkonsole an der Unfallstelle.....	29
Abbildung 16 Aufnahme der Warnlampen Konsole nach externer Spannungsversorgung	30
Abbildung 17 Magnetic Chip Detector.....	34
Abbildung 18 Mast Magnetic Chip Detector.....	34
Abbildung 19 Kegelrollenlager	34
Abbildung 20 Hauptantriebskegelrad	34
Abbildung 21 Ring Gear.....	34
Abbildung 22 Aufprallspuren an der Flexkupplung.....	35
Abbildung 23 Gimbal Ring.....	35
Abbildung 24 Antrieb der Hydraulikpumpe	35
Abbildung 25 Planetenräder, Planetenträger und Rotormastbefestigung.....	36
Abbildung 26 Unterseite des Hauptgetriebes.....	36
Abbildung 27 Bruchstelle der Heckrotorwelle	36
Abbildung 28 Magnetic Chip Detector.....	36
Abbildung 29 Stellung des Hydraulikschalters am kollektiven Steuerknüppel.....	37
Abbildung 30 Schematische Darstellung des Kraftstoffsystems.....	39
Abbildung 31 Kraftstoffpumpe Nr. 1.....	40
Abbildung 32 Elektrische Antriebseinheit.....	40
Abbildung 33 Kraftstoffpumpe Nr. 2.....	41
Abbildung 34 ausgebaute Kraftstoffpumpe Nr. 2	41

Abbildung 35 Zerlegung der zellenseitigen Filtereinheit	42
Abbildung 36 Detailaufnahme des zellenseitigen Kraftstofffilters	42
Abbildung 37 FCU Einstellung in Endlage.....	43
Abbildung 38 FCU Einstellung Emergency Position	43
Abbildung 39 Kraftstoffzufuhrhebel in Flight Position (Zustand in Endlage).....	43
Abbildung 40 Kraftstoffzufuhrhebel in Emergency Position.....	43
Abbildung 41 Anticipator Lever in Endlage (Auffindungszustand)	44
Abbildung 42 Schematische Darstellung des Fuel Heating Systems.....	46
Abbildung 43 Bypass Ölkühler (Ölkühler Umgehungsventil) P/N: 704A34636001	49
Abbildung 44 Ausgebaute Komponenten des zellenseitigen Kraftstoff / Ölsystems	50
Abbildung 45 Endoskopie der Oil in Öffnung.....	51
Abbildung 46 Endoskopie der Fuel in Öffnung.....	51
Abbildung 47 Übersicht der Modulbauweise des Triebwerkes	52
Abbildung 48 Aufbau des Transmission Shaft mit Freilauf	53
Abbildung 49 Transmission Shaft mit Freilauf und Power Drive Shaft	53
Abbildung 50 Schleifspuren im Front Support Casing.....	54
Abbildung 51 Power Drive Shaft	54
Abbildung 52 Freilaufkörper	54
Abbildung 53 Getriebe Eingangswelle mit Positionsmarkierung	56
Abbildung 54 FCU	56
Abbildung 55 Detail N2 Antrieb	56
Abbildung 56 Detail N1 Antrieb	56
Abbildung 57 FCU Fuel Filter	57
Abbildung 58 FCU Fuel Filter Gehäuse.....	57
Abbildung 59 Kammer der Beschleunigungseinheit	61
Abbildung 60 Aneroiddose der Beschleunigungseinheit	61
Abbildung 61 Zweiteiliger Arbeitskolben mit Verstellstange und Kraftstoffzufuhrventil ...	61
Abbildung 62 Delta P Valve	62
Abbildung 63 N2 Regler mit Fliehgewichten.....	62
Abbildung 64 Kraftstoffpumpe.....	63
Abbildung 65 Gehäuse des Kraftstoffregelventiles mit Skala und 2 Bohrungen.....	64
Abbildung 66 Verstellmechanismus mit Ventilkörper des Kraftstoffregelventiles.....	64
Abbildung 67 Detailansicht des Flugverlaufes mit roter Markierung der letzten Leistungszunahme	77
Abbildung 68 Detailansicht des Flugverlaufes	78
Abbildung 69 Detailansicht Erstkollision	79

Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 idF BGBl. I Nr. 83/2008

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 des Bundesministers für Verkehr und verstaatlichte Unternehmungen vom 15. Februar 1967, betreffend Regelung des Luftverkehrs (**Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967**), BGBl. II Nr. 56/1967, idF BGBl. II Nr. 91/2008

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

Verordnung (EU) Nr. 216/2008 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Februar 2008 zur Festlegung gemeinsamer Vorschriften für die Zivilluftfahrt und zur Errichtung einer Europäischen Agentur für Flugsicherheit, zur Aufhebung der Richtlinie 91/670/EWG des Rates, der Verordnung (EG) Nr. 1592/2002 und der Richtlinie 2004/36/EG

Anhang 2 (**Annex 2**) zum Abkommen über Die Internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 über die Luftverkehrsregeln (*Rules of the Air*), 10. Ausgabe vom Juli 2005

Anhang 13 (**Annex 13**), zum Abkommen über Die Internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 über Flugunfall- und Störungsuntersuchung (*Aircraft Accident and Incident Investigation*), 9. Ausgabe vom November 2001

Abkürzungen

AFM	Aircraft Flight Manual
AGL	Above Ground Level
AIP	Aeronautical Information Publication
ALT	Altitude
AMSL	Above Mean Sea Level
ATC	Air Traffic Control
AUW	All Up Weight
BCMT	Beginning of Civil Morning Twilight
BGBL	Bundesgesetzblatt
BKN	Broken (5/8 - 7/8)
BMI	Bundesministerium für Inneres
CBO	Cycles Between Overhaul
COM	Communications
CPL	Commercial Pilot Licence
CRI	Class Rating Instructor
CSN	Cycles Since New (manufacture)
CSO	Cycles Since Overhaul
CU	Cumulus
EASA	European Aviation Safety Agency
ECET	End of Civil Evening Twilight
ELEV	Elevation
ELT	Emergency Locator Transmitter
FEW	Few (1/8-2/8)
FI	Flight Instructor
GND	Ground
GS	Ground Speed
HPA	Hectopascal
HYD	Hydraulik

JAR-FCL	Joint Aviation Requirement – Flight Crew Licensing
KT	Knots
LAPL	Light Aircraft Pilot Licence
LAT	Latitude
LONG	Longitude
METAR	Aviation Routine Weather Report (Code Form)
MSL	Mean Sea Level
NCD	No Clouds Detected
NIT	Night Qualification
NOSIG	No Significant change
OVC	Overcast (8/8)
P/N	Part Number
PPL	Private Pilot Licence
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)
SEP	Single Engine Piston
S/N	Serial Number
SSR	Secondary Surveillance Radar
TAF	Aerodrome Forecast
TBO	Time Between Overhaul
TMG	Touring Motor Glider
TR	Track

TSN	Time Since New (manufacture)
TSO	Time Since Overhaul
UTC	Coordinated Universal Time
ü.d.M.	Über dem Meer
VRB	variable
WGS84	World Geodetic System 1984
Z	zulu – see UTC

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 711 62 65-0

fus@bmk.gv.at

bmk.gv.at/sub