

# Abschlussbericht

Unfall mit dem Hubschrauber der Type Enstrom 280FX, am 05. April 2014, um ca. 17:54 Uhr UTC am Kogl, Gemeindegebiet Kirchham, Bezirk Gmunden, Oberösterreich

GZ.: 2022-0.638.342

## Inhalt

<b>Inhalt</b> .....	<b>2</b>
<b>Vorwort</b> .....	<b>5</b>
<b>Einleitung</b> .....	<b>8</b>
Kurzdarstellung.....	8
<b>1 Tatsachenermittlung</b> .....	<b>10</b>
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	10
1.1.1 Zustandekommen des Fluges vom Flugplatz Gmunden zum Pogusch und zurück .....	10
1.1.2 Flugverlauf .....	11
1.1.3 Flugvorbereitung.....	15
1.2 Personenschäden.....	16
1.3 Schaden am Luftfahrzeug .....	16
1.4 Andere Schäden .....	16
1.5 Besatzung.....	16
1.5.1 Pilot.....	16
1.6 Luftfahrzeug.....	18
1.6.1 Bord Dokumente.....	18
1.6.2 Luftfahrzeug Lebenslauf und Betriebszeiten von Hauptbaugruppen .....	19
1.6.3 Luftfahrzeug Wartung (Maintenance).....	21
1.6.4 Kraftstoff .....	24
1.6.5 Beladung und Schwerpunkt des LFZ.....	26
1.7 Flugwetter.....	27
1.7.1 ALPFOR Karte, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	27
1.7.2 Streckenwettervorhersage, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	28
1.7.3 Wetterübersicht, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	28
1.7.4 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH .....	31
1.7.5 Natürliche Lichtverhältnisse .....	32
1.8 Navigationshilfen .....	33
1.9 Flugfernmeldedienste.....	33
1.10 Flugplatz.....	33
1.10.1 Allgemein .....	33
1.11 Flugschreiber .....	34
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall .....	34
1.12.1 Unfallort.....	34
1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile.....	35

1.12.3 Cockpit und Instrumente .....	37
1.13 Medizinische und pathologische Angaben .....	38
1.14 Brand.....	38
1.15 Überlebensaspekte .....	38
1.15.1 Rückhaltesysteme .....	38
1.15.2 Evakuierung .....	38
1.15.3 Verletzungsursachen .....	38
1.16 Weiterführende Untersuchungen .....	39
1.16.1 Technische Untersuchung .....	39
1.16.2 Flugsteuerung .....	39
1.17 Andere Angaben .....	53
1.17.1 Flughandbuch Enstrom 280 FX Revision 7.....	53
1.17.2 Befragung von Zeugen .....	55
<b>2 Auswertung.....</b>	<b>56</b>
2.1 Flugbetrieb.....	56
2.1.1 Zustandekommen des Fluges .....	56
2.1.2 Flugverlauf .....	57
2.1.3 Besatzung.....	61
2.1.4 Kraftstoff.....	63
2.1.5 Beladung und Schwerpunkt.....	67
2.1.6 Überlebensaspekte .....	69
2.1.7 Verfahren .....	69
2.1.8 Befragung von Zeugen .....	69
2.2 Luftfahrzeug.....	70
2.2.1 Luftfahrzeug Wartung.....	71
2.2.2 Technische Untersuchung .....	74
2.3 Flugwetter.....	83
<b>3 Schlussfolgerungen.....</b>	<b>85</b>
3.1 Befunde.....	85
3.2 Wahrscheinliche Ursachen .....	87
3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren .....	87
3.2.2 Schweizer Käse-Modell von James Reason .....	87
<b>4 Sicherheitsempfehlungen .....</b>	<b>90</b>
4.1 Bereits ausgesprochene Sicherheitsempfehlungen .....	90
<b>5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....</b>	<b>91</b>
<b>Tabellenverzeichnis.....</b>	<b>92</b>

<b>Abbildungsverzeichnis.....</b>	<b>93</b>
<b>Verzeichnis der Regelwerke .....</b>	<b>94</b>
<b>Abkürzungen.....</b>	<b>95</b>
<b>Impressum.....</b>	<b>99</b>

## **Vorwort**

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

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle oder Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen.

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, schweren Störung oder Störung beteiligten natürlichen oder juristischen Personen unterliegt der Bericht inhaltlichen Einschränkungen.

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

## Hinweis

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

Die mit veröffentlichtem Endbericht, GZ.: BMVIT-85.206/0001-IV/BAV/UUB/LF/2016, abgeschlossene Sicherheitsuntersuchung zum Unfall mit dem Hubschrauber der Type Enstrom 280FX, am 05. April 2014, um ca. 17:54 Uhr UTC am Kogl, Gemeindegebiet Kirchham, Bezirk Gmunden, Oberösterreich, wurde nach Feststellung eines Verwaltungsmissstandes durch die Volksanwaltschaft (Untersuchung durch befugte Organe) und Faktenprüfung durch einen externen Luftfahrtsachverständigen gem. § 17 UUG 2005 auf Weisung der Leiterin der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wiederaufgenommen. Es wurden im Zuge der wiederaufgenommenen Sicherheitsuntersuchung externe Luftfahrtsachverständige mit der Erstellung von Gutachten beauftragt. In den Bericht übernommene Passagen aus den Gutachten sind als wörtliche Zitate unter Anführungszeichen und kursiv und fett gedruckt dargestellt.

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).

Die Sicherheitsuntersuchungsstelle holt bei der Durchführung der Sicherheitsuntersuchung von keiner Stelle Anweisungen ein, noch nimmt sie solche entgegen und sie verfügt über uneingeschränkte Autorität bei der Durchführung der Sicherheitsuntersuchungen. (Art. 4 Abs. 3 Verordnung (EU) Nr.996/2010).

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)

### Hinweis zu abgebildeten Personen:

Auf in diesem Bericht eingebundenen Darstellungen der Gegenstände und Örtlichkeiten (Fotos) sind eventuell unbeteiligte, unfallerhebende oder organisatorisch tätige Personen und Einsatzkräfte zu sehen und gegebenenfalls anonymisiert. Da die Farben der Kleidung

dieser Personen (z.B. Leuchtfarben von Warnwesten) möglicherweise von der Aussage der Darstellungen ablenken können, wurden diese bei Bedarf digital retuschiert (z.B. ausgegraut).

# Einleitung

<b>Luftfahrzeughalter:</b>	Bedarfsflugunternehmen/Flight Training Organisation
<b>Betriebsart:</b>	Flug nach Sichtflugregeln (VFR), Personentransport
<b>Flugzeughersteller:</b>	Enstrom Helicopter Corporation
<b>Musterbezeichnung:</b>	280FX
<b>Luftfahrzeugart:</b>	Hubschrauber
<b>Staatszugehörigkeit:</b>	Großbritannien
<b>Unfallort:</b>	Am Kogl, Gemeindegebiet Kirchham, Bezirk Gmunden
<b>Koordinaten (WGS84):</b>	N 47°57'04,86'' E 013°53'26,96''
<b>Ortshöhe über dem Meer:</b>	ca. 571 m
<b>Datum und Zeitpunkt:</b>	05. April 2014 um ca.17:54 Uhr

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Verkehrsbereich Zivilluftfahrt wurde am 05. April 2014 um 18:10 Uhr von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß Art. 5 Abs. 1 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde eine Sicherheitsuntersuchung des Unfalles eingeleitet.

Gemäß Art. 9 Abs. 2 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurden die beteiligten Staaten über den Unfall unterrichtet:

<b>Herstellerstaat:</b>	Vereinigte Staaten von Amerika
<b>Eintragungsstaat:</b>	Großbritannien
<b>Weitere Staaten:</b>	Keine

## Kurzdarstellung

Am 05. April 2014 um ca. 13:10 Uhr startete der Pilot mit dem Hubschrauber Enstrom 280FX vom Flugplatz Gmunden (LOLU) mit zwei Passagieren mit dem Ziel Außenlandeplatz Pogusch in der Steiermark. Die Landung am Außenlandeplatz Pogusch erfolgte um ca. 14:10 Uhr. Darauffolgend stellte der Pilot den Hubschrauber ab und ließ die Passagiere aussteigen. Danach startete der Pilot in Richtung Flugplatz Lanzen Turnau, wo er den Hubschrauber betankte. Um ca. 15:27 Uhr flog der Pilot vom Flugplatz Lanzen Turnau zurück

zum Außenlandeplatz Pogusch, um die Passagiere wiederaufzunehmen. Der Abflug vom Außenlandeplatz Pogusch erfolgte ca. zwischen 16:00 – 16:40 Uhr. Nach Angaben eines Zeugen habe der Pilot mitgeteilt, dass der Rückflug zum Flugplatz Gmunden 20 Minuten länger dauern werde als beim Hinflug, da starker Gegenwind herrsche und witterungsbedingt nicht die direkte Flugroute geflogen werden könne. Um ca. 17:54 Uhr stürzte der Hubschrauber nahe dem Flugplatz Gmunden in ein Waldstück. Der Pilot erlitt dabei tödliche, die beiden Passagiere schwere Verletzungen.

# 1 Tatsachenermittlung

## 1.1 Ereignisse und Flugverlauf

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

### 1.1.1 Zustandekommen des Fluges vom Flugplatz Gmunden zum Pogusch und zurück

Ein Mitarbeiter eines Reisebüros erstellte auf telefonische Kundenanfrage ein schriftliches Angebot mit seiner Anschrift, aber mit seiner E-Mail-Adresse des Reisebüros. Auf diesem Angebot war kein bestimmtes Luftfahrzeug angegeben.

Der Angebotsleger war selbst Inhaber eines Berufshubschrauberpilotenscheines und mit dem später verunfallten Piloten befreundet. Der Angebotsleger wollte den Flug selbst durchführen, konnte dies dann jedoch aufgrund einer beruflichen Verhinderung nicht. Er fragte den Stützpunktleiter des Luftfahrzeughalters, ob dieser an seiner Statt fliegen könne. Dieser war jedoch zum Zeitpunkt des geplanten Fluges privat verhindert, weshalb schließlich der später verunfallte Pilot gefragt wurde.

Einen Tag vor dem geplanten Flug wurde eine Außenlandegenehmigung für das später verunfallte Luftfahrzeug durch einen Mitarbeiter des Luftfahrzeughalters beim Amt der Steiermärkischen Landesregierung beantragt. Die Genehmigung ist dem Bescheid der Steiermärkischen Landesregierung vom 04. April 2014 zu entnehmen. Es wird darin die Genehmigung für max. 5 Außenlandungen auf der Parzelle 178/1 am Pogusch erteilt und es werden 20 Auflagenpunkte angeführt. Diese Genehmigung wurde mit entsprechenden Auflagen erteilt. Genehmigungswerber und Genehmigungsempfänger war der Halter des Luftfahrzeuges. Die Beantragung durch einen Mitarbeiter des Halters erfolgte allerdings bereits am 03.04.2014, also 2 Tage vor dem geplanten Flug, an den Sachbearbeiter der Steiermärkischen Landesregierung mit dem Hinweis auf die geplante Erstlandung am 05.04.2014, dem Unfalltag. Der Pilot musste laut Bescheid im genehmigten OM des Halters eingetragen sein. Dies traf auf den verunfallten Piloten nicht zu.

Der Angebotsleger gab bei seiner polizeilichen Einvernahme an, dass sowohl er als auch der später verunfallte Pilot Hubschrauber des Luftfahrzeughalters für Rundflüge benutzen würden. Er selbst habe diese Hubschrauber nur für private Rundflüge genutzt, jedoch nie den Hubschrauber der Type Enstrom. Der Angebotsleger gab an, dass er bis 2014 eine Einzelfirma für die Organisation von Rundflügen etc. unter seinem Namen betrieben habe. Er habe das Angebot für den Flug im Rahmen seines Einzelunternehmens erstellt. Die Bestellung des Fluges durch die Kundin erfolgte an seine E-Mail-Adresse des Reisebüros – es sei laut Kundenaussage keine Vereinbarung über die Type des Luftfahrzeuges und keine Vereinbarung bzgl. Selbstkostenflug oder Verrechnung getroffen worden. Der Kundin war der Einsatz eines erfahrenen Piloten mit mindestens 1.500 Flugstunden wichtig.

Laut Aussage des Angebotslegers habe ein Vertreter des Luftfahrzeughalters mitgeteilt, dass das ursprünglich vorgesehene Luftfahrzeug der Type Bell 206 Jet Ranger für den geplanten Flug nicht verfügbar sei. Deshalb habe der Angebotsleger den später verunfallten Piloten kontaktiert und ihn gebeten, die am Unfalltag geplanten Flüge mit einem anderen Hubschrauber als Selbstkostenflüge durchzuführen und direkt zu verrechnen.

Im Widerspruch dazu steht die Aussage der Kundin: *„Meine Absicht war es immer, diesen Flug über ein Reisebüro zu buchen. Ich hatte Erstkontakt mit der Geschäftsführung des Reisebüros. Für den Flug wurde kein Ticket ausgestellt. Ich hatte vor Abflug und bis zum Unfall mit dem Piloten nicht über eine Selbstkostenbeteiligung für den Flug gesprochen. Für mich war die Anbahnung des Fluges über das Reisebüro erfolgt. So wollte ich das auch verrechnet haben.“*

### **1.1.2 Flugverlauf**

Am 05. April 2014 um ca. 11:08 Uhr startete der Pilot mit dem Hubschrauber Enstrom 280FX vom Flugplatz Wels (LOLW) mit dem planmäßigen Landepunkt Flugplatz Gmunden (LOLU).

Zu diesem Zeitpunkt befanden sich keine Passagiere an Bord. Ein am Flugplatz Wels anwesender Augenzeuge half dem Piloten noch vor dem Abflug den Hubschrauber zu betanken. Dabei wurden insgesamt **„74,73 l“** AVGAS 100 LL getankt, zuerst wurde der rechte und dann der linke Tank bis zum Abschnappen des Zapfhahnes befüllt.

Der Pilot landete um ca. 11:25 Uhr aus Osten kommend am Flugplatz Gmunden (LOLU), wo er den Hubschrauber südlich des Hangars abstellte. Der Pilot verließ den Hubschrauber und begab sich zu den bereits wartenden Passagieren des ersten Rundfluges. Nach einer kurzen

Absprache über die Flugroute nahmen die Passagiere (zwei erwachsene Personen), einer am Mittelsitz und der andere am rechten Sitz Platz.

Nachdem der Pilot das Triebwerk des Hubschraubers gestartet hatte, erfolgte um ca. 11:44 Uhr der Abflug Richtung Westen.

Dabei bemerkte einer der beiden Passagiere, dass das „Low Rotor RPM Warning Light“ aufleuchtete und ein Audio-Signal in den Kopfhörern wahrzunehmen war. Kurz darauf hatte der Hubschrauber kurzen Bodenkontakt, hob gleich wieder ab, der Pilot setzte den geplanten Abflug fort. Der Flug führte über die Ortschaft Kirchham dann Richtung Seeschloss Ort am Traunsee, wo zwei Vollkreise geflogen wurden, und weiter Richtung Traunstein. Auf Wunsch der Passagiere steuerte der Pilot den Hubschrauber in einem Steigflug bis die Gipfelhöhe des Traunsteins auf ca. 1622 Metern erreicht wurde. Einer der beiden Passagiere konnte beobachten, dass die Tankanzeige während des gesamten Fluges ca. zwischen  $\frac{1}{4}$  und  $\frac{3}{4}$  schwankte. Danach erfolgte der Rückflug zum Flugplatz Gmunden (LOLU), wo bereits zwei weitere Passagiere warteten.

Der Pilot landete den Hubschrauber um ca. 12:18 Uhr direkt vor der Tankanlage am Flugplatz Gmunden, wobei einer der beiden Passagiere kurz vor dem Aufsetzen des Hubschraubers wieder das Aufleuchten des Low Rotor RPM Warning Lights und ein Audio-Signal in den Kopfhörern beobachten konnte. Nach Abstellen des Hubschraubertriebwerkes verließen der Pilot und die beiden Passagiere den Hubschrauber.

Der Pilot tankte laut Tankrechnung insgesamt „**35,01 l**“ AVGAS 100 LL.

Der Abflug zu einem weiteren Flug mit zwei Passagieren vom Flugplatz Gmunden (LOLU) mit planmäßigen Landepunkt Außenlandeplatz Pogusch (Parzelle 178/1) in der Steiermark erfolgte um ca. 13:10 Uhr.

Einer der beiden Passagiere nahm dabei am mittleren Sitz Platz, der andere am rechten. Dabei steuerte der Pilot den Hubschrauber in einer Rechtskurve von der Abstellposition nördlich der Start/Landepiste des Flugplatzes in Richtung Westen und dann weiter in Richtung Südosten. Einer der beiden Passagiere konnte beobachten, dass die Tankanzeige des Hubschraubers zu diesem Zeitpunkt annähernd den Wert voll bzw. 240 lbs anzeigte. Der darauffolgende Flugweg sei über den Stausee Klaus an der Phyrnautobahn, die Ortschaft St. Pankraz und die Ortschaft Windischgarsten verlaufen. Die danach geflogene Route konnte nicht eindeutig rekonstruiert werden. Laut Aussage eines Passagiers wurde

jedoch nicht die direkte Flugroute gewählt, da die Berggipfel in Wolken gewesen seien und der Pilot sie darauf aufmerksam gemacht habe.

Die Landung am Außenlandeplatz Pogusch erfolgte um ca. 14:10 Uhr westlich der Straße L 123 Pogusch.

Anmerkung: Die Landezeit und tatsächliche Flugzeit können nur geschätzt werden. Nähere Ausführungen dazu siehe Kapitel 2.1.2 Flugverlauf.

Danach stellte der Pilot den Hubschrauber ab, ließ die Passagiere aussteigen und begleitete diese zum Eingang des dort befindlichen Restaurants.

Anschließend nahm der Pilot das Luftfahrzeug wieder in Betrieb und startete in Richtung Flugplatz Lanzen Turnau, wo er laut Startkladde Flugplatz Lanzen um ca. 14:51 Uhr landete.

Anmerkung: Die Startzeit am Pogusch sowie die Flugzeit zum Flugplatz Lanzen können nur geschätzt werden. Aufgrund der Luftliniendistanz von ca. 1,7 NM (ca. 3,2 km) und dem Höhenunterschied ca. 900 ft (ca. 270 m) wird in Kapitel 2 „Auswertung“ eine nähere Betrachtung dieses Flugabschnittes durchgeführt.

Am Flugplatz Lanzen wurden laut Tankliste des Flugplatzes insgesamt „60 l“ AVGAS 100 LL getankt.

Um ca. 15:27 Uhr startete das Luftfahrzeug vom Flugplatz Lanzen Turnau in Richtung Außenlandeplatz Pogusch. Die Startzeit wurde der Landeliste LANZEN TURNAU vom 10. April 2014 entnommen.

Anmerkung: Die tatsächliche Flugzeit vom Flugplatz Lanzen zum Pogusch ist nicht bekannt und kann nur geschätzt werden. Aufgrund der Luftliniendistanz von ca. 1,7 NM (ca. 3,2 km) und dem Höhenunterschied ca. 900 ft (ca. 270 m) wird in Kapitel 2 „Auswertung“ eine nähere Betrachtung dieses Flugabschnittes durchgeführt.

Danach stellte der Pilot den Hubschrauber ab und begab sich in das dort befindliche Restaurant, um die beiden Passagiere abzuholen. Diese waren jedoch laut Zeugenaussage noch nicht abflugbereit und baten den Piloten, noch ca. 15 Minuten zu warten. Nach ca. 15 Minuten seien beide Passagiere zum Hubschrauber gekommen, dabei sei der Sitzplatz zwischen den beiden Passagieren getauscht worden. Der Pilot habe beide Passagiere mit

einem Vierpunkt Sicherheitsgurt angeschnallt, einen Passagier am Mittelsitz und den zweiten am rechten Sitz. Danach habe der Pilot das Triebwerk des Luftfahrzeuges gestartet, was laut Aussage eines Passagiers ohne Vorkommnisse erfolgt sei.

Die präzise Startzeit am Pogusch ist nicht bekannt.

Nach ca. einer halben Stunde Flugzeit habe der Pilot zu den Passagieren laut Zeugenaussage gesagt, dass der Flug 20 Minuten länger dauern werde als beim Hinflug, da starker Gegenwind herrsche und witterungsbedingt nicht die direkte Flugroute geflogen werden könne.

Die genaue Flugroute konnte nicht rekonstruiert werden. Kurz vor dem Bereich Kogl habe der Pilot beim Flugplatz Gmunden über Funk um Landeinformation ersucht. Diese sei ihm mit dem Hinweis „Landung nach eigenem Ermessen“ mitgeteilt worden.

Kurz darauf (um ca. 17:54 Uhr) stürzte der Hubschrauber in ein Waldstück nahe Kogl Nr. 5 (Koordinaten N 47°57'04,86'' E 013°53'26,96''). Dabei kippte das Luftfahrzeug auf die linke Seite und kam 180° entgegen der Flugrichtung am Waldboden zum Stillstand. Der Pilot erlitt dabei tödliche, die beiden Passagiere schwere Verletzungen.

Aus den Zeugenaussagen ergibt sich ein wahrscheinlicher Flugweg von Pogusch nach Gmunden gemäß Schlechtwetterflugroute (24, 23, 71, 70). Im Kapitel „2. Auswertung“ wird der Flugweg im Detail betrachtet.

Abbildung 1 Übersicht Flugplatz Gmunden - Unfallstelle



Quelle: SUB, © Google Earth

### 1.1.3 Flugvorbereitung

Ob es eine gemäß § 6 der Luftverkehrsregeln 2010, BGBl. II Nr. 80/2010, erforderliche Flugvorbereitung gab, konnte nicht festgestellt werden, da das Ipad des Piloten nicht auslesbar war und keine handschriftlichen Aufzeichnungen gefunden wurden. Die Abgabe eines Flugplanes war nicht erforderlich.

Laut Aussage der Angehörigen habe sich der Pilot stets äußerst gewissenhaft auf seine Flüge vorbereitet. Der Pilot habe immer wichtige Eckdaten zum Flug, auch Start – und Landezeiten auf einem Zettel mitgeschrieben.

Nach dem Unglücksflug sei nach diesem Handzettel gesucht worden. Er sei nicht auffindbar gewesen, jedoch sei der Handzettel mit den Notizen zum einige Tage vorher mit dem R44 durchgeführten Flug noch vorhanden gewesen. Auch der Bestatter habe den Zettel mit den Notizen zum Unfallflug nicht in der Kleidung des Piloten gefunden. Der Pilot habe die Landung am Pogusch mit einem Freund detailliert besprochen, da dieser den Landeplatz gekannt habe. Anschließend habe er zu Hause nochmals die Unterlagen über den EN280 studiert. Die Flughandbuchkopie sei in der Früh nach dem Unfall noch neben der Wohnzimmercouch am Boden gelegen.

## 1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche	1		
Schwere		2	
Keine			

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug wurde zerstört.

## 1.4 Andere Schäden

Es entstand Flurschaden. Eine allfällige Kontamination des Erdreiches durch ausgetretenen Kraftstoff oder Öl wurde vom Erhebungsteam der SUB vor Ort nicht festgehalten und ist weder im Einsatzprotokoll der Feuerwehr, noch in der Lichtbildmappe der Tatortgruppe des Landeskriminalamtes dokumentiert.

## 1.5 Besatzung

### 1.5.1 Pilot

<b>Alter:</b>	46 Jahre
<b>Art des Zivilluftfahrerscheines:</b>	EASA FCL CPL(H) Commercial Pilot Licence (Helicopter) Erstaussstellungsdatum 01.Juli 2008
<b>Berechtigungen:</b>	Hubschrauber
<b>Muster/Typenberechtigung:</b>	Bell 206, ENF28, HU 269, R22, R44
<b>Instrumentenflugberechtigung:</b>	keine

**Lehrberechtigung:** PPL, Night, ENF28, R22, Bell206, R44, HU269  
**Sonstige Berechtigungen:** NVFR  
**Gültigkeit:** Am Unfalltag gültig

**Überprüfungen (Checks):**

**Medical check:** JAR Medical Class 1 ausgestellt am 18. Dezember 2013

**Gesamtflugerfahrung**

**(exkl. Unfallflug):** 884:57 Stunden

**davon in den letzten 90 Tagen:** 40:44 Stunden

**davon in den letzten 30 Tagen:** 10:34 Stunden

**davon in den letzten 24 Stunden:** 00:51 Stunden

**Flugerfahrung auf der Unfalltype:** 19:27 Stunden

Flugbuch Nr. 2 des Piloten, begonnen am 17.08.2011, letzte Eintragung 01.04.2014:

22.10.2013: Typeneinschulung auf dem Hubschrauber Enstrom 280FX, Flugzeit 02:04 Stunden, 13 Landungen.

29.10.2013: Musterberechtigung für den Hubschrauber Enstrom 280FX, Flugzeit 02:15 Stunden, 16 Landungen.

28.02.2014: erster Flug als Fluglehrer auf dem Hubschrauber Enstrom 280FX.

Davor Flugzeit auf der Type: 15:04 Stunden, 113 Landungen.

(Anm.: der Pilot flog bisher auf anderen Typen als Fluglehrer, er war als freiberuflicher Fluglehrer in der Flugschule des Halters tätig)

Zwischen 28.02.2014 und 04.03.2014: Flugzeit 3:20 Stunden, 18 Landungen als Fluglehrer auf dem Hubschrauber Enstrom 280FX.

## 1.6 Luftfahrzeug

<b>Luftfahrzeugart:</b>	Hubschrauber
<b>Hersteller:</b>	Enstrom Helicopter Corporation
<b>Herstellerbezeichnung:</b>	280FX
<b>Baujahr:</b>	1999
<b>Luftfahrzeughalter:</b>	Bedarfsflugunternehmen/Flight Training Organisation
<b>Gesamtbetriebsstunden:</b>	740:29

Anmerkung: Im TechLog wird mit **03. April 2014** eine Gesamtbetriebsstundenanzahl („TOTAL“) von **738:38 h** angegeben. Am 05. April 2014 erfolgten dann weitere Flüge LOLW-LOLU 17 min, LOLU-LOLU 34 min, LOLU-Pogusch ca. 60 min, Pogusch-LOGL ca. 4min, LOGL-Pogusch ca. 4 min, Unfallflug ca. 70 min.

Wenn man als Näherung zu den im TechLog eingetragenen 738:38 hrs 17min+ 34min+ 60 min addiert, ergibt sich ein ungefährender Wert von 740:29hrs. Mit dieser Zeit wird seitens SUB im Bericht weiter gerechnet.

<b>Landungen:</b>	1305
<b>Triebwerk:</b>	Vierzylinder, Boxermotor
<b>Hersteller:</b>	Lycoming
<b>Herstellerbezeichnung:</b>	HIO-360-F1AD

### 1.6.1 Bord Dokumente

<b>Eintragungsschein:</b>	ausgestellt am 08. März 2013
<b>Lufttüchtigkeitszeugnis:</b>	ausgestellt am 18. September 2008
<b>Nachprüfungsbescheinigung (ARC):</b>	ausgestellt am 09. September 2013
<b>Lärmzulässigkeitszeugnis:</b>	ausgestellt am 27. Februar 2009
<b>Versicherung:</b>	ausgestellt am 31. Januar 2014
<b>Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle:</b>	ausgestellt am 12. März 2013

## 1.6.2 Luftfahrzeug Lebenslauf und Betriebszeiten von Hauptbaugruppen

### Hauptrotorgetriebe (Main Rotor Gear Box):

Das Hauptrotorgetriebe wurde im Jahr 1999 mit 00:00 Stunden TSN (Time Since New, bezogen auf Herstellungsdatum) und 00:00 Stunden TSO (Time Since Overhaul) auf den Hubschrauber aufgebaut. Die vom Hersteller festgesetzte TBO (Time Between Overhaul, Wartungsintervall) beträgt 1200 Stunden. Zum Unfallzeitpunkt hatte das Hauptgetriebe eine verbleibende Betriebszeit von ca. 459:31 Stunden (siehe oben, Näherung, wenn man zu den im TechLog eingetragenen 738:38 hrs 17min+ 34min+ 60 min addiert, ergibt sich ein ungefähre Wert von 740:29 hrs).

Anmerkung: In den der SUB vorliegenden Listen sind unterschiedliche Zeiten für die TSN vermerkt:

„Lifetime List, Inspection Requirements“ vom 13.05.2013: Hauptrotorgetriebe Betriebszeit 0:00 h. Dies würde auf einen Overhaul im Jahr 2013 hinweisen. Ein Overhaul 2013 ist auf der Comp. Card allerdings nicht vermerkt. Somit ist nicht nachvollziehbar, dass ein Overhaul stattgefunden hat. Die SUB geht daher von der verbleibenden Betriebszeit von 459:31 hrs aus. Laut „Lifetime List, Inspection Requirements“ vom 26.03.2014 beträgt die Betriebszeit TSN 573:54 hrs. TBO 1200:00-459:31=740:29 hrs, Subtrahiert man davon die 573:54 ergeben sich 166:35 hrs, die seit dem 13. Mai 2013 hätten geflogen werden müssen. Laut TechLog wurden bis 03. April 2014 jedoch nur 58:10 hrs geflogen. Es fehlen somit 108:25 hrs, die nicht im TechLog vermerkt sind.

### Hauptrotorblätter (Main Rotor Blades)

Alle drei Hauptrotorblätter wurden im Jahr 1999 mit 00:00 Stunden TSN auf den Hubschrauber aufgebaut. Für die Laufzeit der Hauptrotorblätter gibt es laut Hersteller kein Zeitlimit, diese werden basierend auf ihren Zustand ausgetauscht.

### Heckrotorgetriebe (Tail Rotor Gear Box)

Das Heckrotorgetriebe wurde am 21. Juni 2012 mit 573:54 Stunden TSN und 00:00 Stunden TSO nach einem Overhaul auf den Hubschrauber aufgebaut. Die vom Hersteller vorgegebene TBO beträgt 1200 Stunden, die verbleibende Betriebszeit des Heckrotorgetriebes betrug zum Unfallzeitpunkt ungefähr 1033:25 Stunden (740:29 – 573:54 = 166:34, 1200:00 – 166:34 = 1033:25 hrs).

### Heckrotorblätter (Tail Rotor Blades)

Beide Heckrotorblätter wurden am 21. Juni 2012 mit 00:00 Stunden TSN auf den Hubschrauber aufgebaut. Laut Herstellervorgaben gibt es eine Laufzeitlimitierung von 3100 Stunden. Die verbleibende Betriebszeit der Heckrotorblätter betrug zum Unfallzeitpunkt ca. 2359:31 Stunden.

### Freilauf (Over running Clutch)

Der Freilauf wurde im Jahr 1999 mit 00:00 Stunden TSN auf den Hubschrauber aufgebaut. Die vom Hersteller vorgegebene Laufzeit für den Freilauf beträgt 2400 Stunden, die verbleibende Betriebszeit betrug zum Unfallzeitpunkt ca. 1659:31 Stunden.

### Triebwerk (Engine):

Das Triebwerk HIO-360 F1AD wurde im Jahr 1999 mit 00:00 Stunden TSN und 00:00 Stunden TSO in den Hubschrauber Enstrom 280FX eingebaut. Die vom Hersteller vorgegebene TBO beträgt 1500 Stunden, die verbleibende Betriebszeit des Triebwerkes betrug zum Unfallzeitpunkt ca. 759:31 Stunden.

### Einspritzanlage (Fuel Injector):

Der Fuel Injector wurde am 10. Dezember 2013 bei einer Zellen TSN von 717:25 hrs mit einer TSN von 00:00 Stunden und einer TSO von 00:00 Stunden auf das Triebwerk aufgebaut. Die TBO der Einspritzanlage beträgt laut Herstellervorgabe 1500 Stunden. Die verbleibende Betriebszeit der Einspritzanlage betrug zum Unfallzeitpunkt ca. 1476:56 Stunden.

### Dual Zündmagnet (Dual Magnet):

Der Zündmagnet wurde am 01. Mai 2013 nach einer 500 Stunden Inspektion mit einer TSN von 672:28 Stunden und einer TSO von 672:28 Stunden auf das Triebwerk aufgebaut. Die TBO des Magneten beträgt laut Hersteller 1500 Stunden, der Inspektionsintervall beträgt 500 Stunden. Die verbleibende Betriebszeit des Magneten bis zum nächsten Overhaul betrug zum Unfallzeitpunkt ca. 750:31 Stunden, bis zu der nächsten 500 Stunden Inspektion ca. 431:57 Stunden.

### Turbolader (Turbocharger):

Der Turbolader wurde am 20. September 2011 mit einer TSN der Zelle von 537:42 Stunden und einer TSO von 0:00 Stunden auf das Triebwerk aufgebaut. Die TBO des Turboladers beträgt laut Herstellervorgabe 1500 Stunden. Die verbleibende Betriebszeit des Turboladers betrug zum Unfallzeitpunkt ca. 1296:52 Stunden.

### **1.6.3 Luftfahrzeug Wartung (Maintenance)**

Das Luftfahrzeug wurde bis April 2013 in Großbritannien betrieben und auch dort nach einem gem. EASA Part M.A. 302 genehmigten Wartungsprogramm gewartet. Ab 1. Mai 2013 wurde der gegenständliche Hubschrauber durchgehend von einem österreichischen EASA Part 145 Betrieb gewartet.

Die letzte 100 Stunden Kontrolle wurde am 17. April 2013 bei einer Luftfahrzeuggesamtbetriebszeit von 661:00 Stunden von einem englischen EASA Part 145 Betrieb bestätigt.

Bei dieser Inspektion wurde auch der Wartungspunkt *„Anschlüsse und Kabel des Kraftstofffüllstandsensors am Tank auf Korrosion, Zustand und festen Sitz überprüfen“*<sup>1</sup> abgezeichnet, eine explizite Überprüfung der Tankanzeige ist gemäß Wartungshandbuch bei der 100 Stunden/Jahreskontrolle nicht vorgesehen.

***In der Freigabebestätigung wurde Folgendes verzeichnet:***

***„Scheduled Maintenance carried out: 100Hr Inspection carried out in accordance with (...)“  
Somit ist klar, dass am 17.04.2013 eine 100 Stundenkontrolle, jedoch keine Annual Inspection (Jahreskontrolle) bescheinigt wurde, auch wenn der Umfang einer 100 Stundenkontrolle der gleiche wie der der Annual Inspection ist. Die Durchsicht der Akten hat ergeben, dass die letzte Annual Inspection am 24.09.2012 durchgeführt wurde. Im Maintenance Manual des Luftfahrzeugherstellers auf Seite MM-4-40 unter 4-49.C. heißt es: „Perform a 100 hour inspection, as a minimum, to meet the requirements for an Annual Inspection.“***

***Der Freigabebestätigung (Maintenance Statement and Scheduled Inspection Certificate of Release to Service vom 17.04.2013 ist zu entnehmen: “The next Scheduled Maintenance Inspection is a 50hr / Annual Inspection and is due at 711.0 airframe hours on 24-9-13”***

---

<sup>1</sup> Gemäß Enstrom F-28/280F Series Maintenance Manual Revision 4 dated 21.06.12 Table 4-51 100Hour/Annual Inspection Guide- Periodic Inspection 2. B.5

**Demnach wäre die nächste Annual Inspection, bei der die Korrosion hätte entdeckt werden müssen, spätestens am 24.09.2013 und somit vor der Verunfallung fällig gewesen. Zu beachten ist in diesem Zusammenhang auch die Stellungnahme des Luftfahrzeugherstellers vom 30. Juli 2014:**

**„We have not seen any reference to an annual inspection after September 2012“**

**Weiters schrieb der Hersteller:**

**“We have also seen information that indicates the helicopter received an annual inspection in September 2012 and a 100-hour inspection in April 2013“**

**Aus diesen beiden genannten Textstellen ist erkennbar, dass der Luftfahrzeughersteller zwischen einer Annual Inspection und einer 100 Stundenkontrolle unterscheidet, auch wenn der Umfang dieser beiden Inspektionen gleich ist.**

Der Hersteller schrieb auch:

„The Enstrom 100 hour/annual inspection guide for the helicopter requires an inspection of the fuel quantity transmitter wiring and transmitter terminals for evidence of corrosion, condition, and security of installation at each 100 hour and annual inspection.“

Das Service Directive Bulletin SDB0092 von Enstrom Helicopter Corporation aus dem Jahr 2000 (welches im Jahr 2012 revidiert wurde) wurde am gegenständlichen Hubschrauber von 10. Mai 2006 bis 24. September 2012 jährlich durch einen englischen EASA Part 145 Betrieb bestätigt.

Dieses Service Directive Bulletin beinhaltet unter anderem ein Inspektionsverfahren des Kraftstofffüllstandsensors am rechten Kraftstofftank. Unter Punkt fünf dieses Bulletins ist zur Fälligkeit angeführt, dass dieses Inspektionsverfahren entweder

- vor oder bei der nächsten 100 Stunden- bzw. bei der Jahreskontrolle,
- bzw. jedes Mal, wenn der Verdacht besteht, dass die Kraftstoffanzeige außerhalb der Kalibrierung ist,
- und nachdem Wartungsarbeiten am Kraftstoffvorratsanzeige-System durchgeführt wurden,

anzuwenden ist.

Der Luftfahrzeughalter betraute eine zugelassene CAMO mit der Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeuges und der Überwachung der

Organisation der Instandhaltung des Luftfahrzeuges gemäß genehmigten Instandhaltungsprogramm in einem genehmigten Betrieb. Die Pflichten des Eigentümers sind u.a.: „Er muss dem genehmigten Unternehmen auf der Grundlage des Bordbuches alle während des Betriebs festgestellten Mängel melden.“

Im Bordbuch des Luftfahrzeuges konnten keine Eintragungen bezüglich der Tankanzeige festgestellt werden.

Für die Durchführung der Instandhaltungen des gegenständlichen Luftfahrzeuges wurde vom Eigentümer/Halter ein Instandhaltungsvertrag mit einem österreichischen EASA Part 145 Betrieb abgeschlossen.

Im Zuge des Ankaufs des Luftfahrzeuges schrieb ein Techniker des Instandhaltungsbetriebes an die Firma Enstrom: „Please can you give me a price/lead time about installation kit for an 406MHz ELT, Ameri King (AP-26). We found out this helicopter doesn't have installed one, (...)“. Zum Unfallszeitpunkt war im Luftfahrzeug kein ELT verbaut. Es wurde kein portabler ELT mitgeführt, obwohl laut Zeugenaussage ein portabler ELT verfügbar gewesen wäre.

***„Der für den Luftfahrzeughalter tätige PCA (Continuing Airworthiness Manager) beauftragte die CAMO mittels Arbeitsauftrag die Jahresnachprüfung (Airworthiness review) durchzuführen. Diese wurde am 09.09.2013 durchgeführt, unterfertigt vom PCA. Dieser war als Airworthiness Review Staff bei der CAMO genehmigt.“***

Im Flight & Maintenance Log des gegenständlichen Hubschraubers war mit 03. Mai 2013 ein Eintrag auf der Hold Item List vermerkt mit dem Text „Engine Low Power“, diese Beanstandung wurde von einem österreichischen EASA Part 145 Betrieb am 07. Mai 2013 mit einer Fehlerbehebung am Turbolader Waste Gate abgezeichnet.

Am 13. Mai 2013 wurde laut Arbeitsbericht des EASA Part 145 Betriebes von einem Piloten ein erhöhter Kraftstoffverbrauch beanstandet. Daraufhin wurden bei dieser Wartung motorbezogene Bauteile wie Zylinder (ein Zylinder neu und drei Zylinder repariert), Kraftstoffpumpe (repariert), Einspritzanlage (repariert) repariert bzw. ausgetauscht und mit 15. Oktober 2013 wieder zum Betrieb freigegeben.

Dabei wurde auch der Kraftstoffverbrauch bei einer Drehzahl von 3050 U/min kontrolliert und bei 29“ Manifold Pressure mit 110/120 lbs/hr und bei 39“ Manifold Pressure mit 150/155 lbs/hr bestätigt.

Am 10. Dezember 2013 wurde die eingebaute Einspritzanlage nochmals gegen ein Neuteil getauscht und am selben Tag wieder zum Betrieb freigegeben.

Der letzte dokumentierte Magnetcheck erfolgte am 07. März 2014, der Drehzahlabfall wurde mit 100U/min auf 5 Sekunden dokumentiert.

***„Wartung vom 25.02.2014: Hier waren sowohl der PCA als auch der Luftfahrzeugwart des Instandhaltungsbetriebes als „Mechanic“ angeführt.“***

Das Dokument „Work Report & Aircraft Certificate of Release to Service“ wurde vom Luftfahrzeugwart unterschrieben (released).

Die letzte durchgeführte Wartung erfolgte am 26. März 2014 bei einer Luftfahrzeuggesamtbetriebszeit von 736:31 Stunden und befasste sich mit der Befestigung einer losen Abdeckung.

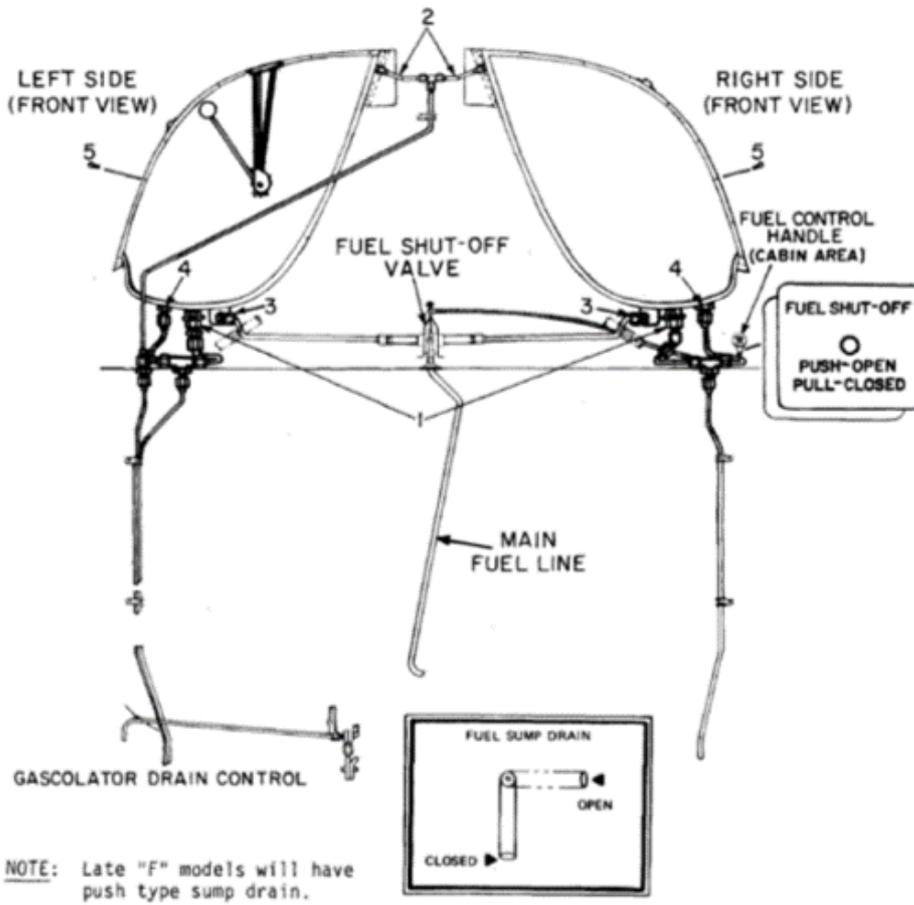
#### **1.6.4 Kraftstoff**

Der letzte dokumentierte Flug laut Flight & Maintenance Log des gegenständlichen Hubschraubers war am 03. April 2014, wo eine Kraftstoffmenge von 120 lbs beim Zeitpunkt der Landung eingetragen wurde. Am Unfalltag um 10:48 Uhr wurden am Flugplatz Wels (LOLW) gemäß Tankliste „**74,73 l**“ AVGAS 100 LL zugetankt. Um 12:26 Uhr wurden am Flugplatz Gmunden (LOLU) „**35,01 l (ca. 56 lbs)**“ AVGAS 100 LL nachgetankt. Weiters wurden zwischen 14:51 Uhr und 15:27 Uhr „**60 l (ca. 95 lbs)**“ AVGAS 100 LL am Flugplatz Lanzen/Turnau (LOGL) getankt. Laut Herstellerangabe beträgt die insgesamt nicht ausfliegbare Kraftstoffmenge 2 US Gallonen (7,57 l).

Das Luftfahrzeug Enstrom 280FX verfügt über zwei miteinander verbundene Kraftstofftanks. Diese besitzen ein Fassungsvermögen von jeweils 21 US Gallonen. Sie sind so konstruiert, dass der Kraftstoff simultan nach dem Prinzip der Schwerkraftförderung zu einer zentralen Sammelleitung fließt. Von dort wird der Kraftstoff über eine elektrische Fuel Boost Pump und der am Triebwerk befestigten mechanischen Kraftstoffpumpe zur Einspritzanlage gefördert. Die gesamte Füllmenge beträgt 42 US Gallonen, davon sind 2 US Gallonen (1 US Gallone je Tank) laut Herstellerangabe nicht ausfliegar.

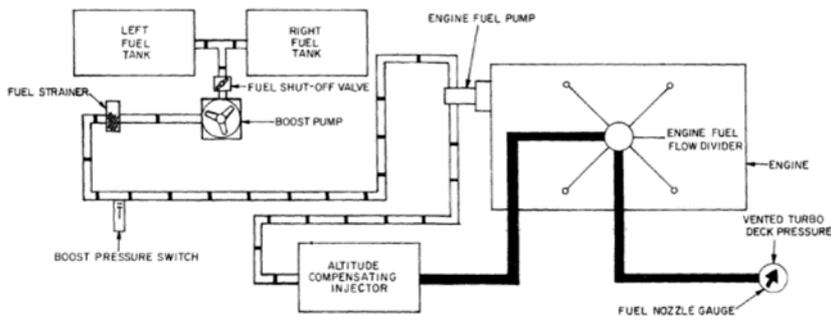
Im rechten Kraftstofftank befindet sich ein Schwimmertyp-Füllstandgeber, welcher den aktuellen Kraftstoffvorrat in ein elektrisches Signal transferiert und im Cockpit zur Anzeige bringt. Die Skala des Anzeigeinstruments ist in Pfund angegeben und hat einen Anzeigebereich von 0 – 240 lbs.

Abbildung 2 Übersicht des Kraftstoffsystems und Installationsanordnung



Quelle: MM Enstrom Helicopter Corporation

Abbildung 3 Kraftstofffluss Darstellung



Quelle: MM Enstrom Helicopter Corporation

### **1.6.5 Beladung und Schwerpunkt des LFZ**

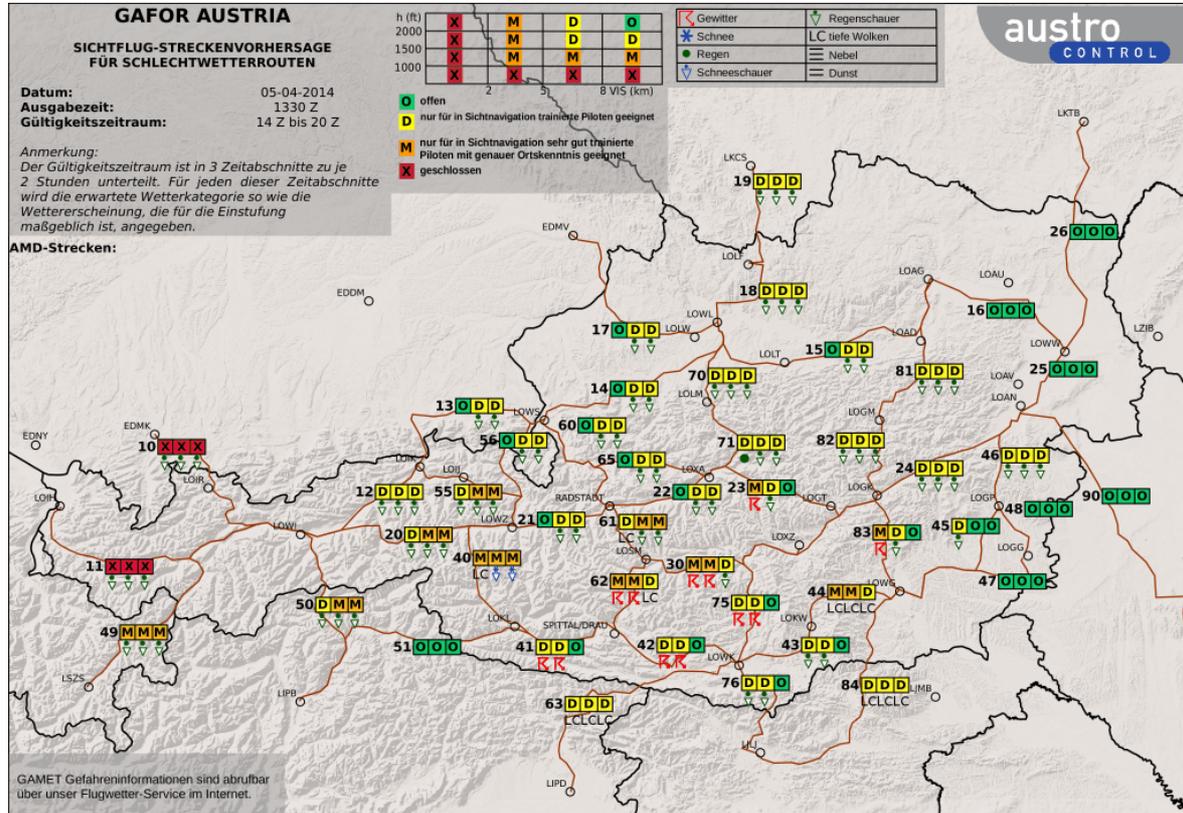
Eine vom Piloten durchgeführte Schwerpunktberechnung für den Unfallflug konnte an der Unfallstelle nicht vorgefunden werden und im Zuge der Erhebungen der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Bereich Zivilluftfahrt auch nicht ermittelt werden.

Laut Wiegebericht vom 06. März 2014 betrug das Leergewicht des Hubschraubers 1740,76 lbs, das maximale Abfluggewicht 2600 lbs. Zum Unfallzeitpunkt befanden sich der Pilot mit einem Körpergewicht von ca. 80 kg (ca. 185 lbs) und zwei Passagiere mit einem Körpergewicht von ca. 52 kg (ca. 115 lbs) und ca. 75 kg (ca. 165 lbs) an Bord. Die mitgeführte Standardausrüstung entsprach der Ausrüstungsliste laut Anhang zum Wiegebericht.



## 1.7.2 Streckenwettervorhersage, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

Abbildung 5 GAFOR Österreich vom 05. April 2014, gültig von 14:00 Uhr bis 20:00 Uhr UTC



Quelle: Austro Control GmbH

## 1.7.3 Wetterübersicht, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

FLUGWETTERUEBERSICHT OESTERREICH,

gültig für den Donauraum FXOS41 LOWW 051200

und die Regionen nördlich der Donau sowie Alpenvorland und Alpenostrand, herausgegeben am Samstag, 5.4.2014 um 14:00 Uhr.

Vorhersage bis morgen Abend.

WETTERLAGE:

Flache Druckverteilung bei labiler Luftschichtung. Die Randzone des Italientiefs über dem Südalpenraum zieht abends nach Slowenien ab. Die Okklusion über dem Westen des Bundesgebietes erfasst bis morgen Mittag die gesamte Alpennordseite und den Osten.

#### WETTERABLAUF:

Über stärkeren Quellwolken liegen mittelhohe und besonders hohe Wolkenfelder. Lokale Regenschauer entstehen vor allem im Bergland. In der kommenden Nacht zieht tiefe und mittelhohe Bewölkung durch. Morgen tagsüber greift bei reichlich tiefer Bewölkung die Schauertätigkeit auch auf das Flachland über. Vereinzelt Gewitter kann man dabei nicht ausschließen.

#### WIND UND TEMPERATUR IN DER FREIEN ATMOSPHAERE

für morgen 14:00 Uhr:

5000ft amsl 300/15kt 6 Grad C

10000ft amsl 320/10kt -3 Grad C

Nullgradgrenze: um 8000ft amsl

#### ZUSATZHINWEISE IFR:

Die Tops der Regenschauer produzierenden TCUs reichen bis etwa FL200. Darin sind oberhalb von etwa 8000ft amsl Vereisungsbedingungen zu erwarten. Ebenso sind morgen in der stratiformen Bewölkung Vereisungszonen zwischen FL080 und FL140 anzutreffen.

#### ZUSATZHINWEISE VFR:

Die Sichtweiten betragen heute zunächst noch 10-15km. Behinderungen gibt es heute durch Regenschauer vor allem im Bergland und morgen generell durch tiefe Bewölkung, Regenschauer und einzelne Gewitter.

#### ZUSATZHINWEISE THERMIK/WELLEN:

Die mäßig aktive Luftmasse erfährt heute Abschattungen durch mittelhohe und hohe Wolkenfelder und morgen zusätzlich durch zahlreiche Überentwicklungen.

FXOS43 LOWW 051200

FLUGWETTERUEBERSICHT OESTERREICH,

gültig für den Alpenhauptkamm Südseite, die Südalpen, Klagenfurter Becken, Mur und Mürztal sowie den Alpensüdostrand, herausgegeben am Samstag, 5.4.2014 um 14:00 Uhr. Vorhersage bis morgen Abend.

#### WETTERLAGE:

Flache Druckverteilung bei labiler Luftschichtung. Die Randzone des Italientiefs über dem Südalpenraum zieht abends nach Slowenien ab. Die Okklusion über dem Westen des Bundesgebietes erfasst bis morgen Mittag die gesamte Alpennordseite und den Osten.

#### WETTERABLAUF:

Heute Nachmittag ist in der Region mit aufgelockelter hoher und mittelhoher Bewölkung zu rechnen, sowie zunehmender Stratocumulusbewölkung in den unteren Schichten. Aus dieser bilden sich besonders im Bergland von der Koralpe bis zu den Fischbacher Alpen, sowie entlang der Karawanken lokale Regenschauer und Gewitter aus. Vereinzelt Regenschauer und Gewitter sind auch im gesamten Bereich östlich der Pack nicht ausgeschlossen. Im südlichen Burgenland und in der südlichen Steiermark klingt der Regen nach Mitternacht ab. Morgen Früh zeigen sich in der Region erneut hohe und mittelhohe Wolkenfelder. Rasch verdichtet sich besonders im Bereich östlich der Gurktaler Alpen bis zum Wechsel und von den Julischen Alpen ostwärts die Quellbewölkung und es setzen ab Mittag erneut Regenschauer und lokale Gewitter ein. Westlich von Klagenfurt wird es im Tagesverlauf zunehmend freundlich bei nur geringer Quellbewölkung über den Bergen und hohen und mittelhohen Wolkenfeldern.

#### WIND UND TEMPERATUR IN DER FREIEN ATMOSPHAERE

für morgen 14:00 Uhr:

5000ft amsl 030/05-10kt +6 bis +9 Grad C.

10000ft amsl 020-030/05-15kt -3 Grad C.

Nullgradgrenze: 8000-9000ft amsl.

#### ZUSATZHINWEISE IFR:

In der mehrfach geschichteten mittelhohen Bewölkung tritt lokal zwischen FL080 und FL180 leichte Vereisung auf. Die TCU heute und morgen Nachmittag erreichen FL220, die Tops lokal eingelagerter Cumulonimben erreichen FL350. Oberhalb von FL300 ist in der Region mit leichter, lokal auch mäßiger CAT zu rechnen. Die Tops der kompakteren Stratocumulusbewölkung morgen Vormittag im Osten der Region liegen um FL120.

#### ZUSATZHINWEISE VFR:

Die Sichten liegen generell heute und morgen zwischen 20 und 40km. Mit den Niederschlägen sinken diese unter 8km, lokal auch unter 3-5km ab. Die Wolkenuntergrenzen liegen um 4000-6000ft amsl und sinken im Laufe der Abendstunden östlich der Pack auf 3500-5000ft amsl ab. Morgen tagsüber ergeben sich westlich von Klagenfurt brauchbare VMC mit lediglich hochbasigen Cumuli, während östlich davon die höheren Berge bei Wolkenbasen um 5000ft amsl in die Wolken ragen werden.

#### ZUSATZHINWEISE THERMIK/WELLEN:

In der labilen Luftmasse ist heute Nachmittag mit verbreiteten Abschirmungen durch die diffuse mittelhohe Bewölkung zu rechnen. Nach Thermikauslöse kommt es besonders im Bergland östlich der Gurktaler Alpen, sowie entlang und östlich der Karawanken zu Überentwicklungen. Vereinzelt Überentwicklungen entstehen im Westen der Region besonders Richtung Südtirol. Östlich von Spittal sind morgen durch Regenschauer, Abschattungen durch reichliche Bewölkung und rasch einsetzende Überentwicklungen kaum Bedingungen zu erwarten. Westlich davon stören weiterhin hohe und mittelhohe Wolken die Thermikentwicklung.

#### **1.7.4 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH**

Linz (LOWL)

SAOS31 LOWM 051720

METAR LOWL 051720Z 26005KT 9999 FEW050 BKN300 15/09 Q1014 NOSIG=

SAOS31 LOWM 051750

METAR LOWL 051750Z 26005KT 9000 FEW036 BKN042 15/09 Q1014 NOSIG=

SAOS31 LOWM 051820

METAR LOWL 051820Z 25004KT 9999 FEW036 SCT042 14/09 Q1014 NOSIG=

Aigen im Ennstal (LOXA)

SAOS43 LOWM 051550

METAR LOXA 051550Z 08009KT 25KM FEW040CU SCT050CU BKN260CS 16/07 Q1012 RMK  
BKN=

SAOS43 LOWM 051620

METAR LOXA 051620Z NIL=

SAOS43 LOWM 051650

METAR LOXA 051650Z 35003KT 20KM FEW040CU SCT050CU BKN260CS 15/07 Q1013 RMK  
BKN=

SAOS43 LOWM 051720

METAR LOXA 051720Z NIL=

SAOS43 LOWM 051750 RRA

METAR LOXA 051750Z VRB02KT 18KM FEW040CU SCT050CU BKN260CS 14/06 Q1014 RMK  
BKN=

Phyrnpaß

SAOS42 LOWM 051500

METAR 11159 051500Z NIL=

SAOS42 LOWM 051600

METAR 11159 051600Z NIL=

SAOS42 LOWM 051700

METAR 11159 051700Z NIL=

SAOS42 LOWM 051800

METAR 11159 051800Z NIL=

Kapfenberg

SAZZ99 KREB 051400

METAR 11170 051400Z AUTO 27001KT //// 15/07=

SAZZ99 KREB 051500

METAR 11170 051500Z AUTO 27005KT //// 15/07=

SAZZ99 KREB 051600

METAR 11170 051600Z AUTO 28003KT //// 14/07=

SAZZ99 KREB 051700

METAR 11170 051700Z AUTO 33001KT //// 13/08=

SAZZ99 KREB 051800

METAR 11170 051800Z 00000KT 10KM 11/08 RMK BKN=

### **1.7.5 Natürliche Lichtverhältnisse**

Tageslicht.

### 1.7.5.1 Dämmerungsbeginn

Das Ende der bürgerlichen Abenddämmerung (ECET) am Flughafen Linz (LOWL) war am Unfalltag 18:11 Uhr. Das errechnete Ende der bürgerlichen Abenddämmerung (ECET) für den Flugplatz Gmunden (LOLU) war 18:12 Uhr.

## 1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

## 1.9 Flugfernmeldedienste

Der Pilot meldete sich um ca. 17:50 Uhr auf der Frequenz des Flugplatzes Gmunden. Es konnte vom Flugplatzbetriebsleiter nur ein Rauschen und das Kennzeichen wahrgenommen werden, eine Rückmeldung nach Bekanntgabe der Betriebspiste (Landeinformation) konnte nicht empfangen werden.

## 1.10 Flugplatz

### 1.10.1 Allgemein

Abflugplatz: Außenlandeplatz Pogusch

Koordinaten: N 47°31'44,29" E 015°20'01,13"

Außenlandeplatzhöhe: ca. 1057 m (3477 ft) ü.d.M.

Es lag eine, durch den Landeshauptmann der Steiermark ausgestellte, luftfahrtbehördliche Außenlandebewilligung (datiert 4. April 2014) zur Durchführung von max. 5 Außenlandungen und Außenabflügen mit dem später verunfallten Hubschrauber vor. **„Der Bewilligungsempfänger war die Halterin des Luftfahrzeuges. Der Bescheid gibt vor, dass nur Piloten gemäß genehmigten Operations Manual (OM) eingesetzt werden dürfen. Der Bescheid enthält auch weitere Auflagen, die den Flugbetrieb am genehmigten Außenlandeplatz betreffen und dem Piloten vor dem Flug bekannt sein müssen. Das Verwaltungsverfahren zur Bewilligung einer Außenlandung ist nicht damit verbunden zu prüfen, ob ggf. andere notwendige Genehmigungen oder Erlaubnisse vorliegen.“**

Geplanter Zielflugplatz: Gmunden-Laakirchen (LOLU)  
Koordinaten: N 47°57'03,00" E 013°51'54,00"  
Flugplatzhöhe: 509 m (1670 ft) ü.d.M.  
Genehmigter Flugverkehr: VFR

## 1.11 Flugschreiber

Für die Hubschraubertypen Enstrom 280FX war kein Sprachaufzeichnungsgerät (CVR- Cockpit Voice Recorder) und/oder Flugdatenschreiber (FDR- Flight Data Recorder) vorgeschrieben und nicht installiert.

### GPS Geräte:

Aus den mitgeführten GPS Geräten, Bendix King Skyforce und Apple iPad, konnten auf Grund des hohen Zerstörungsgrades keine Daten ausgelesen werden. Der Versuch des Auslesens der Daten erfolgte in Zusammenarbeit mit der Justiz und externen Spezialisten.

### Radardaten:

Im gesamten Bereich der möglichen Flugstrecken vom Außenlandeplatz Pogusch bis zum Flugplatz Gmunden LOLU konnten keine Radardaten des gegenständlichen Luftfahrzeuges aufgezeichnet werden.

## 1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

### 1.12.1 Unfallort

Die Unfallstelle befand sich ca. 1,5 km östlich der Pistenschwelle 26 des Flugplatzes Gmunden in einem Waldstück. Dieses erstreckt sich über ca. 500 m in Ost/West Richtung und ist mit ca. 20 m hohen Nadelbäumen bewachsen. Östlich des Waldstückes befinden sich mehrere Grünflächen mit einer durchschnittlichen Grundfläche von 1,34 ha. Des Weiteren befindet sich ein Einfamilienhaus ca. 40 m südlich der Unfallstelle.

### **1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile**

Der Hubschrauber befand sich auf der linken Seite liegend, 180° entgegen der Flugrichtung, zwischen mehreren Baumstämmen auf dem Waldboden. An den Baumstämmen links und rechts neben dem Hubschrauber konnten mehrere Abschürfungen der Baumrinde in unterschiedlichen Höhen festgestellt werden. Des Weiteren waren ca. vier Baumkronen, ca. 5 m östlich der Unfallstelle, in einer Höhe von ca. 18 m abgebrochen.

#### Hauptrotor:

Die Hauptrotorblätter waren über die Blattlagerbolzen kraftschlüssig mit den Blatthaltern verbunden. Die Hauptrotorblätter Nr. 1 und Nr. 2 wiesen plastische Verformungen im Sinne einer Biegung auf. An den Eintrittskanten waren Spuren einer Hindernisberührung feststellbar. Das Hauptrotorblatt Nr. 3 hatte bis auf Schleifspuren an der Blattoberseite und Ablösungen der Beplankung an der Austrittskante keinerlei Spuren einer Biegeverformung. Der Hauptrotorkopf war in seinen Bestandteilen vollständig und mit dem Hauptrotormast kraftschlüssig verbunden. Die Anschlüsse der im Hauptrotormast verlaufenden Steuerstangen waren im Bereich der am Hauptrotorkopf befestigten Umlenkhebel bei den Hauptrotorblättern Nr. 1 und Nr. 2 ausgerissen.

#### Heckrotor:

Der Heckrotorkopf war in seinen Bestandteilen vollständig, die Heckrotorblätter wiesen eine starke Biegeverformung entgegen der Heckrotordrehrichtung auf. Das Heckrotorgetriebe wurde mit dessen Aufnahme vom Heckausleger separiert und war über die Heckrotorantriebswelle noch mit der restlichen Zellenstruktur verbunden. Die Heckrotorsteuerseile waren mit dem am Heckrotorgetriebe befestigten Umlenkhebel kraftschlüssig verbunden.

#### Zelle:

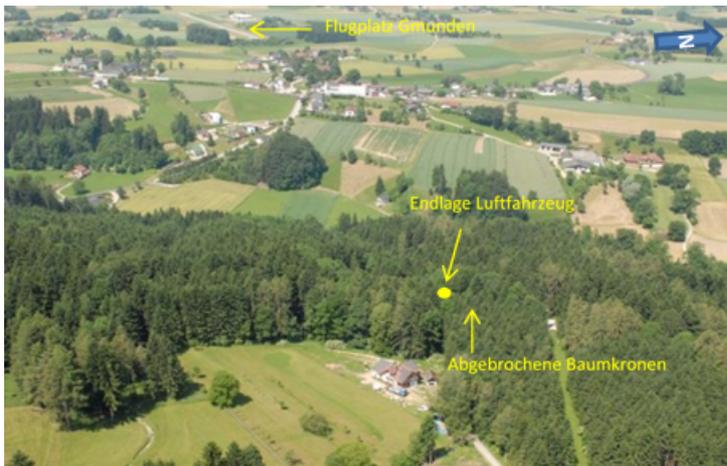
Die Luftfahrzeugzelle war im Kabinenbereich stark beschädigt, der obere Teil der Verglasung inklusive Türen war von der restlichen Zellenstruktur separiert. Der hintere Teil der Luftfahrzeugzelle im Bereich der Kraftstofftanks und des Triebwerkes war vollständig vorhanden, der Heckausleger war bei der Anschlussstelle zum Hauptrahmen abgeknickt und noch teilweise mit dem Hauptrahmen verbunden.

#### Kraftstoff:

An der Unfallstelle konnte kein ausgetretener Kraftstoff festgestellt werden, die Kraftstofftanks waren äußerlich unbeschädigt und verschlossen. Die Kraftstoff-Ablassventile waren in geschlossener Position und zeigten keine Spuren von Undichtheit.

Das Kraftstofffiltergehäuse zeigte keine Spuren einer äußerlichen Krafteinwirkung und war mit der Hauptrahmenstruktur verbunden. Die an der Unfallstelle aus den beiden Luftfahrzeugtanks und dem Kraftstofffilter abgelassene Kraftstoffmenge betrug ca. 0,6 Liter.

Abbildung 6 Darstellung des Unfallortes



Quelle: SUB, © Google Earth

Abbildung 7 Endlage des Luftfahrzeuges



Quelle: SUB

### 1.12.3 Cockpit und Instrumente

Das gegenständliche Luftfahrzeug verfügte über ein konventionelles Cockpit mit Fahrtmesser, Künstlichem Horizont, Höhenmesser, Dual Drehzahlindikator, Kurskreisel, Variometer, Fuel Flow Meter kombiniert mit Ladedruckanzeige und Kraftstoffdruckanzeige, Abgastemperaturanzeige kombiniert mit Zylinderkopftemperaturanzeige, Fuel Management System, Kraftstoffvorratsanzeige und diversen Triebwerksinstrumenten. Des Weiteren waren ein VHF Funkgerät, ein Mode A/C Transponder, ein Skyforce GPS Gerät und eine Intercom Anlage verbaut.

Folgende Anzeigewerte der Instrumente konnten abgelesen werden:

- Fahrtmesser: 0 MPH
- Höhenmesser: 1014 QNH
- Variometer: +400ft/Min
- Dual RPM Indikator: 0 RPM
- Fuel Flow Meter: 95lbs/hrs
- Manifold Pressure: 28 inch/Hg
- Kraftstoffdruck: 0 psi

Folgende Schalter und Hebelstellungen konnten festgestellt werden:

- Mixture Hebel: Voll Reich
- Ignition: Rechts
- Master Switch: OFF
- Alternator Switch: OFF
- Start: OFF
- Boost Pump: OFF
- Anti Collision Light: OFF
- Nav Light: ON
- Panel Light: ON
- Avionic Master Override: OFF
- Landing Light Aft: OFF
- Avionic Master: OFF
- Sicherungen: Alle in Position EIN außer Instrument Sicherung und Bus Fault OFF
- Kollektiv Hebel: Maximaler Anstellwinkel

## **1.13 Medizinische und pathologische Angaben**

Es liegen keine Hinweise auf eine physische oder psychische Beeinträchtigung des Piloten vor.

## **1.14 Brand**

Es konnten keine Spuren eines allfälligen Brandes festgestellt werden.

## **1.15 Überlebensaspekte**

### **1.15.1 Rückhaltesysteme**

Der Pilot und beide Passagiere waren mit einem Vierpunkt-Gurt gesichert.

### **1.15.2 Evakuierung**

Durch mehrere Augenzeugen und Bewohner der umliegenden Häuser, wurde unmittelbar nach dem Unfall (ca. 17:59 Uhr) Feuerwehr und Rettung alarmiert. Unverzüglich nach der Alarmierung (ca. 18:11 Uhr) konnte die Feuerwehr die Unfallstelle lokalisieren und mit den Rettungsmaßnahmen beginnen.

### **1.15.3 Verletzungsursachen**

Die beiden Passagiere wurden nach erfolgter Erstversorgung in das Klinikum Wels Grieskirchen bzw. in das Krankenhaus Vöcklabruck eingeliefert. Der Pilot verstarb noch an der Unfallstelle an einem Schädelhirntrauma. Die Aufschlagstelle des Kopfes des Piloten war die linke Kabinenstrebe des Hubschraubers.

## 1.16 Weiterführende Untersuchungen

### 1.16.1 Technische Untersuchung

Die technische Untersuchung des Luftfahrzeuges erfolgte in Zusammenarbeit der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, Bereich Zivilluftfahrt mit der Justizbehörde.

### 1.16.2 Flugsteuerung

#### Hauptrotor:

Die Hauptrotorsteuerung wurde von den Eingabeorganen (Zyklisch und Kollektiv) bis zu den Hauptrotorblättern untersucht. Es konnte festgestellt werden, dass das zyklische Doppelsteuer eingebaut war. Die Eingabeorgane, Pilot Stick und Co-Pilot Stick, der zyklischen Steuerung waren ca. 7 cm nach ihrer Befestigung am Umlenkhebel durch einen Gewaltbruch abgetrennt.

Der kollektive Steuerhebel war in seinen Bestandteilen vollständig und war in der Position maximaler Anstellwinkel (voll gezogen) durch äußerliche Krafteinflüsse festgeklemmt. Die Freigängigkeit der Hauptrotorsteuerung konnte auf Grund des hohen Zerstörungsgrades nicht festgestellt werden, die Steuerstangen im Kabinenbereich hatten jedoch keine Spuren einer unzureichenden Bewegungsfreiheit.

Die Kraftschlüssigkeit der Hauptrotorsteuerung konnte bis zu den Umlenkhebeln der Blattanschlüsse festgestellt werden. Die Blattanschlüsse des Hauptrotorblattes Nr. 1 und Nr. 2 wiesen im Bereich der Umlenkhebel am Hauptrotorkopf einen Gewaltbruch auf. Der Blattanschluss des Hauptrotorblattes Nr. 3 war kraftschlüssig verbunden.

Abbildung 8 Kollektiver Einstellhebel in maximal gezogener Position



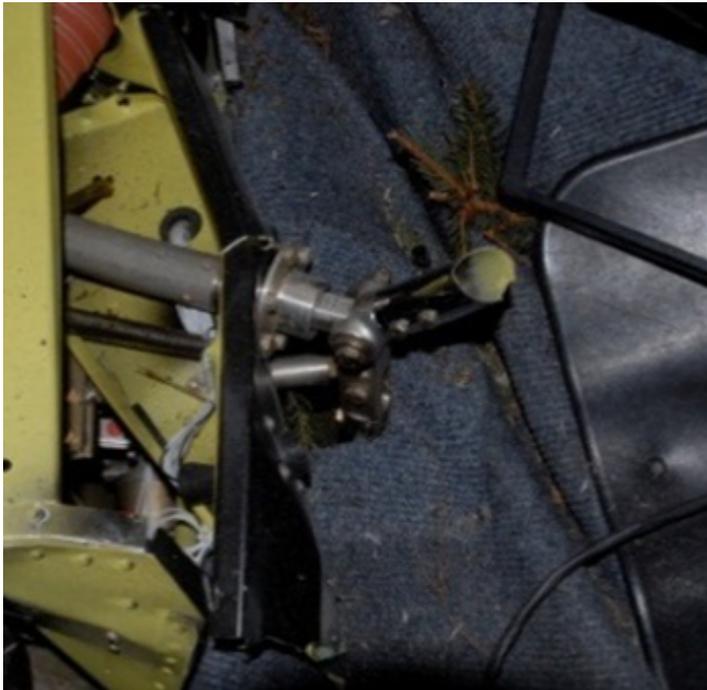
Quelle: SUB

Abbildung 9 Pilot zyklischer Stick Bruchstelle



Quelle: SUB

Abbildung 10 Co-Pilot Doppelsteuer zyklischer Stick Bruchstelle



Quelle: SUB

Abbildung 11 Hauptrotor Taumelscheibe



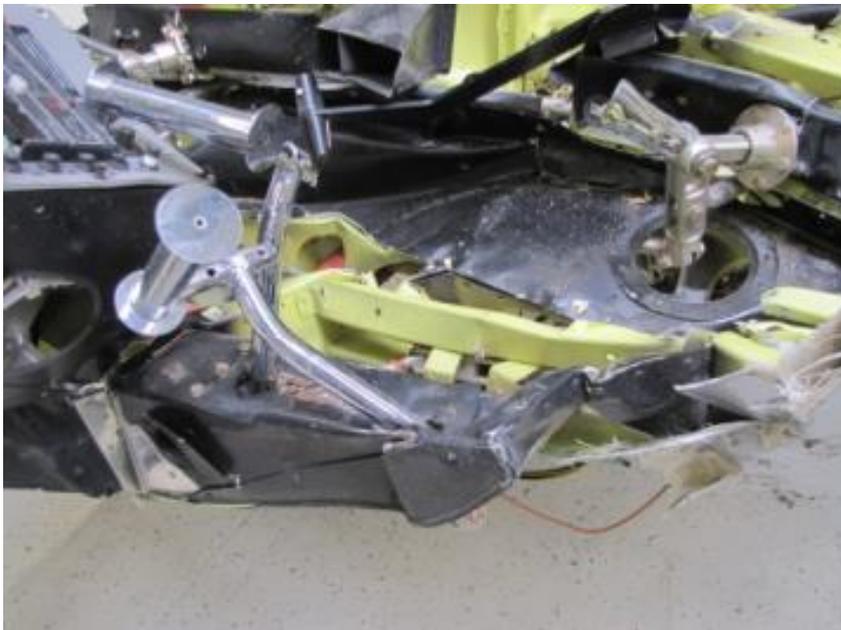
Quelle: SUB

### Heckrotor:

Die Heckrotorsteuerung war vollständig vorhanden, die Pilot Pedale wiesen eine starke Biegedeformation ca. 90° nach rechts in Flugrichtung gesehen auf. Die Position entsprach einer maximalen links Pedal Steuereingabe. Es waren keine Doppelsteuerpedale eingebaut.

Die Kraftschlüssigkeit der Heckrotorsteuerung konnte bis zu den Heckrotorblättern festgestellt werden, die Steuerstangen und Steuerseile im Heckausleger waren ohne Spuren einer Fremdkörpereinwirkung.

Abbildung 12 Heckrotor Pedale Pilot



Quelle: SUB

Abbildung 13 Heckrotor Pedalaufnahme Doppelsteuer



Quelle: SUB

Abbildung 14 Heckrotorgetriebe mit Heckrotorschiebehülse



Quelle: SUB

### **1.16.2.1 Kraftstoff**

Die Kraftstoffförderungsanlage sowie die Kraftstoffvorratsanzeige waren in ihren Bestandteilen vollständig vorhanden. Der Kraftstofffilter wurde geöffnet und davor über das Kraftstofffilter Drain Ventil entleert, es konnten wiederum 50 ml Kraftstoff abgelassen werden. Danach wurde das Metallsieb auf Verunreinigungen kontrolliert, es konnten keine Partikel festgestellt werden. Die Ummantelung der Kraftstofftanks wurde aufgeschnitten um eine Undichtheit, der aus GFK hergestellten Kraftstofftanks, erkennen zu können. Danach wurden beide Kraftstofftank Drain Ventile geöffnet. Aus dem rechten Tank konnten 0 ml und aus dem linken Tank 100 ml Kraftstoff abgelassen werden. Darauffolgend wurden beide Kraftstofftanks mit Leitungswasser in 10 Liter Schritten befüllt. Nach ca. 15 Minuten Ausgleichszeit wurde der momentane Tankinhalt über die Kraftstoffvorratsanzeige abgelesen. Eine durch den Dichteunterschied zwischen AVGAS und Wasser verursachte Ungenauigkeit des Anzeigewertes konnte bei dieser Überprüfung vernachlässigt werden, da lediglich die Funktion (Füllstandsensoren, Verkabelung, Anzeigegerät) überprüft wurde.

Zuerst wurde der linke Kraftstofftank mit Wasser befüllt, bei ca. 40 l Füllmenge konnte im Bereich der Pilotengurtbefestigung, welche an der Rückseite der Kabine (Brandschott) befestigt ist, eine Undichtheit festgestellt werden. Zu diesem Zeitpunkt zeigte die Kraftstoffvorratsanzeige einen Wert von 75 lbs an. Dabei wurde auch die Funktion des Fuel Low Pressure Switches überprüft, indem die elektrische Fuel Boost Pump eingeschaltet wurde und die Kraftstoffleitung beim Anschluss zum Fuel Injector verschlossen wurde. Es konnte festgestellt werden, dass das rote Warning Light „Low Fuel Press“ bei Einschalten der Fuel Boost Pump erlosch und beim Abschalten wieder aufleuchtete.

Bei einer Füllmenge von ca. 60 l konnte an der Kraftstoffvorratsanzeige beobachtet werden, dass diese zu fluktuieren begann, nach ca. 15 Minuten Ausgleichszeit konnte beobachtet werden, dass das Anzeigeelement einen Wert von ca. 240 lbs und darüber (maximaler Ausschlag) anzeigte. Nach weiteren 15 Minuten war der Anzeigewert stabil auf über 240 lbs, durch einmaliges Klopfen auf das Anzeigeelement konnte dann ein Wert von 100 lbs abgelesen werden. Dieser Anzeigewert war nach einer Wartezeit von ca. 30 Minuten unverändert.

Bei einer Füllmenge von ca. 70 l und ca. 100 l konnte wieder ein Fluktuieren der Kraftstoffvorratsanzeige zwischen 240 lbs und 120 lbs beobachtet werden, dabei zeigte das Anzeigeelemente keine Reaktion auf mehrmaliges Klopfen. Bei ca. 120 l zeigte die Kraftstoffvorratsanzeige einen Wert von 240 lbs an, nach mehrmaligen Klopfen auf das Anzeigeelement konnte ein Wert von 150 lbs abgelesen werden. Nach ca. 10 Sekunden

begann die Kraftstoffvorratsanzeige zwischen 150 lbs und 240 lbs zu fluktuieren, nach weiteren 15 Sekunden verweilte der Anzeigewert auf 150 lbs und zeigte keine Veränderung durch Klopfen auf das Anzeigeeinstrument.

Bei einer Füllmenge von 160 l (vollgetankt) konnte nach einer Ausgleichszeit von ca. 30 Minuten ein Wert von über 240 lbs an der Kraftstoffvorratsanzeige abgelesen werden. Dieser Anzeigewert zeigte keine Veränderung durch Klopfen auf das Anzeigegerät.

Anschließend wurde das gesamte Kraftstoffsystem über die Belüftungsleitungen mit 0,5 bar Überdruck beaufschlagt. Es konnte, bis auf die Beschädigung am linken Tank, keine Undichtheit im Kraftstoffsystem festgestellt werden.

Danach wurde die gesamte Füllmenge der Kraftstofftanks in 10 l Schritten über die elektrische Fuel Boost Pump abgelassen. Dabei konnte an der Kraftstoffvorratsanzeige Folgendes festgestellt werden:

- Bei ca. 30 l abgelassen (130 l Füllmenge) konnte ein Anzeigewert von über 240 lbs abgelesen werden.
- Bei ca. 50 l abgelassen (110 l Füllmenge) keine Veränderung des Anzeigewertes, nach Betätigen des Master Switches von ON auf OFF und wieder auf ON konnte ein Anzeigewert von 240 lbs abgelesen werden.
- Bei ca. 65 l abgelassen (95 l Füllmenge) begann das Anzeigeeinstrument zwischen 180 lbs und über 240 lbs zu fluktuieren, dabei konnte keine Veränderung durch Klopfen auf das Instrument beobachtet werden.
- Bei ca. 90 l abgelassen (70 l Füllmenge) fluktuierte die Kraftstoffvorratsanzeige zwischen 150 lbs und über 240 lbs.
- Bei ca. 120 l abgelassen (40 l Füllmenge) konnte ein Anzeigewert von 100 lbs abgelesen werden, keine Veränderung des Wertes durch Klopfen auf das Anzeigeeinstrument.
- Bei ca. 130 l abgelassen (30 l Füllmenge) fluktuierte die Kraftstoffvorratsanzeige zwischen 90 lbs, 120 lbs und über 240 lbs. Nach einer Wartezeit von ca. zwei Minuten zeigte das Instrument einen Wert von ca. 75 lbs – 80 lbs an.
- Bei ca. 140 l abgelassen (20 l Füllmenge) fluktuierte der Anzeigewert zwischen 60 lbs und 240 lbs, nach einer Wartezeit von ca. einer Minute konnte ein Anzeigewert von 50 lbs abgelesen werden.
- Bei einer abgelassenen Menge von 147 l begann die elektrische Fuel Boost Pump teilweise Luft zu fördern, die Kraftstoffvorratsanzeige zeigte einen Wert von 60 lbs.

Danach wurde der Master Switch in die Position OFF und dann wieder ON gebracht, das Anzeigeelement zeigte dann einen Wert von 30 lbs. Nach einer Wartezeit von ca. 15 Minuten konnte auf der Kraftstoffvorratsanzeige ein Wert von 60 lbs abgelesen werden. Der Kraftstofffüllstandgeber war zu diesem Zeitpunkt nicht mehr in Kontakt mit der Flüssigkeit im rechten Kraftstofftank.

Abbildung 15 Übersicht Kraftstoffvorratsanzeige



Quelle: SUB

Abbildung 16 Anzeigewert über 240lbs



Quelle: SUB

#### Überprüfung des Kraftstofffüllstandgebers

Der Kraftstofffüllstandgeber befindet sich bei der Type Enstrom 280FX im rechten Kraftstofftank und überträgt ein Signal über elektrische Leitungen zum Anzeigeeinstrument im Cockpit. Der Geber verändert je nach Füllstand seinen Widerstandswert gegenüber der elektrischen Luftfahrzeug-Masse nach dem Prinzip: hoher Füllstand entspricht einem hohen Widerstandswert.

Nach Abschrauben des Zugangsdeckels vom Füllstandgeber konnte auf den elektrischen Kontakten des Gebers erhebliche Korrosion festgestellt werden. Danach wurde der Widerstand zuerst über den vorhandenen Massekontakt und über einen neu hergestellten Massekontakt gemessen.

Widerstandsmessung über vorhandenen Massekontakt:

- Stellung des Gebers LEER: ca. 43,2 Ohm Fluktuieren bis auf ca. 75 Ohm
- Stellung des Gebers  $\frac{1}{2}$  Ausschlag: ca. 65,0 Ohm
- Stellung des Gebers VOLL: ca. 114 Ohm mit teilweise Fluktuieren zwischen ca. 320 Ohm und ca. 1,2 kOhm

Widerstandsmessung nach Herstellung eines neuen Massekontaktes:

- Stellung des Gebers LEER: ca. 2,0 Ohm
- Stellung des Gebers  $\frac{1}{2}$  Ausschlag: ca. 48,0 Ohm
- Stellung des Gebers VOLL: ca. 98,0 Ohm

Abbildung 17 Ansicht des Füllstandgebers von oben



Quelle: SUB

Abbildung 18 Füllstandgeber im ausgebauten Zustand



Quelle: SUB

Abbildung 19 abgeschraubter Kabelschuh



Quelle: SUB

### 1.16.2.2 Triebwerk

Der Hubschrauber Enstrom 280FX wird über einen Vier-Zylinder Boxermotor der Type Lycoming HIO 360 F1AD mit Kraftstoffeinspritzung und Abgasturbolader angetrieben.

Das gegenständliche Triebwerk war in all seinen Bestandteilen vollständig vorhanden und äußerlich unbeschädigt. Die Kraftstoff- sowie Ölleitungen, welche am Triebwerk aufgeschraubt waren, zeigten keine Spuren von Undichtheit und waren an den Anschlüssen fest verschraubt. Die elektrischen Leitungen der TIT (Turbine Inlet Temperature) und der CHT (Cylinder Head Temperature) Geber waren fest mit den Anschlüssen verbunden.

Das Luftfilterelement, welches fest im Luftfiltergehäuse montiert war, wies keine Verschmutzung durch Fremdkörper auf. Das Gestänge des Turbolader Waste Gates befand sich in der Mittelposition und war kraftschlüssig mit dem Hebel am Fuel Injector verbunden.

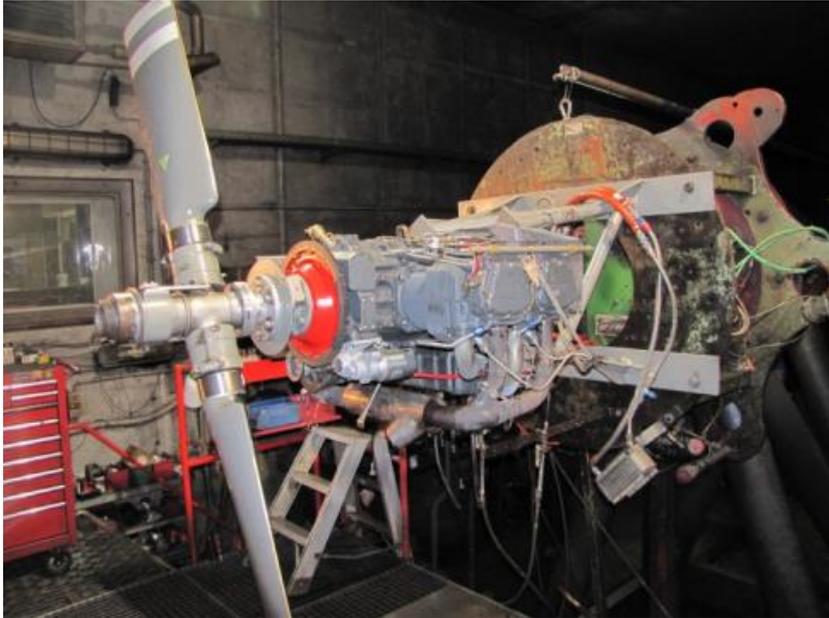
Der Bowdenzug des Power Levers war kraftschlüssig mit dem Hebel am Fuel Injector verbunden und zeigte eine Stellung von  $\frac{3}{4}$  in Richtung Vollast. Der Mixture Hebel war kraftschlüssig mit dem Bowdenzug verbunden und befand sich in Full Rich Position.

Um eine Funktionsprüfung des Triebwerkes auf einem geeichten Motorprüfstand durchführen zu können, wurde das Triebwerk mit allen Anbauteilen aus dem gegenständlichen Hubschrauber ausgebaut. Dabei konnte festgestellt werden, dass beim Abschrauben der Kraftstoffleitung am Engine Fuel Flow Divider kein Kraftstoff austrat. Danach wurde das Triebwerk entsprechend der Installationsanordnung des Herstellers am Prüfstand aufgebaut. Es konnten u.a. folgende Werte festgestellt werden:

Tabelle 2 Daten des Motorprüflaufs

<b>Motordrehzahl U/min</b>	<b>Ladedruck In/Hg</b>	<b>Gemischregelung arm/reich</b>	<b>Kraftstoffverbrauch Liter/ Stunde</b>	<b>EGT Durchschnitt (1-4) °F</b>
2941	39,4	Reich	105	1404
3061	29,4	Reich	84	1346
3067	37,4	Arm	70,5	1588
3056	33,4	Reich	89,0	1352

Abbildung 20 Aufbau des Triebwerkes am Motorprüfstand mit Testpropeller



Quelle: SUB

### 1.16.2.3 Kraftübertragung

Das Luftfahrzeug der Type Enstrom 280FX verfügt über einen Riemenantrieb zur Kraftübertragung zwischen Triebwerk und Hauptgetriebe. Dieser wird über einen mechanischen Spannmechanismus ge- oder entspannt. Der auf der rechten Seite neben dem Pilotensitz angebrachte „Clutch Engaging Lever“ wird, um das System zu spannen, langsam bis Erreichen des oberen Anschlag es zuerst nach oben gezogen (Einkuppelvorgang) und danach durch nach vorne ziehen und wieder nach unten drücken, in die „Verstauposition“ gebracht. Danach liegt der Hebel flach auf dem Kabinenboden und das Triebwerk ist mit dem Rotorantriebssystem im Kraftschluss.

Die weitere Kraftübertragung erfolgt über einen Freilauf, ein einstufiges Hauptgetriebe, einen Hauptrotormast, einer Heckrotorantriebswelle mit flexiblen Kupplungselementen und einem 90° Heckrotorgetriebe mit einer Heckrotorausgangswelle.

Der mechanische Spannmechanismus befand sich beim gegenständlichen Luftfahrzeug in voll eingekuppelter Position, der „Clutch Engaging Lever“ in der „Verstauposition“. Der Riemen und die Riemenräder wiesen keine Spuren einer äußerlichen Beschädigung auf. Nach Entspannen des Riemens konnte festgestellt werden, dass die Funktion des Freilaufes gegeben war.

Die Hauptgetriebeeingangswelle ließ sich frei drehen und war im Kraftschluss mit dem Hauptrotormast. Der magnetische Chip Detektor des Hauptgetriebes zeigte keine Spuren metallischer Späne.

Die Heckrotorantriebswelle war mit der Riemenrad-Ausgangswelle kraftschlüssig verbunden und zeigte im Bereich der horizontalen Stabilisierungsflosse einen Biegebruch. Die Heckrotorgetriebe-Eingangswelle war kraftschlüssig mit dem Bruchstück der Heckrotorantriebswelle verbunden. Die Heckrotorgetriebe-Ausgangswelle und -Eingangswelle waren kraftschlüssig miteinander verbunden. Der magnetische Chip Detektor des Heckrotorgetriebes zeigte keine Spuren von metallischen Spänen.

Abbildung 21 Hauptgetriebe Chip Detektor



Quelle: SUB

Abbildung 22 Heckrotorgetriebe Chip Detektor



Quelle: SUB

## 1.17 Andere Angaben

### 1.17.1 Flughandbuch Enstrom 280 FX Revision 7

2-7 Power Plant Limitations Lycoming HIO 360 F1AD, Punkt 8 Fuel Mixture Setting  
29 in MP or below Maximum fuel flow –full rich  
29 in MP or below Minimum fuel flow- leaned to 1650 °F rich side of peak  
29 in MP to 39,0 in MP Full rich

4-5 Preflight Inspection Punkt 11/28 Right/Left fuel tank  
Check for leaks, check fuel quantity and cap secured.  
NOTE  
When checking the fuel quantity, Enstrom recommends using a calibrated dipstick  
CAUTION

*If the fuel level indication on the dipstick is lower than 1/4, take- off is not recommended.*

*7-8 System Description Fuel System Punkt 2 Fuel Quantity Indicator*

*The fuel quantity gauge continuously indicates the total quantity of fuel. It is hooked up through a float type transmitter located in the right hand fuel tank.*

**NOTE**

*If there is a wiring fault in the fuel indicator system (open wire condition), the fuel quantity indicator will read full scale (beyond full).*

### **1.17.2 Befragung von Zeugen**

Die letzten drei Piloten, die das gegenständliche Luftfahrzeug vor dem Unfalltag flogen, wurden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes in Zusammenarbeit mit der Justizbehörde befragt. Dabei wurden unterschiedliche Aussagen zu Problemen mit der Kraftstoffvorratsanzeige getätigt. Ein Zeuge gab an, dass im Zuge der Typeneinweisung in England aufgefallen sei, dass die Tankanzeige im oberen Bereich stabil war und im unteren Bereich relativ schwankte, was er auf die Bewegung des Kraftstoffes im Tank und die Konstruktion des Tanksystems zurückführte, im oberen Anzeigebereich sei diese stabil gewesen und auch nicht hängen geblieben. Ein Zeuge gab an, dass die Tankanzeige bei allen seinen Flügen mit diesem Hubschrauber exakt funktioniert habe und gut ablesbar gewesen sei. Ein Zeuge gab an, dass das Fuelmanagementsystem nicht benutzt worden sei und deshalb immer Low Fuel angezeigt worden sei. Ein weiterer Zeuge sagte aus, dass die Anzeige lange auf voll gestanden sei und ab der Hälfte ziemlich schnell nach unten gegangen sei. Auf die Frage nach dem maximalen Kraftstoffverbrauch und dem maximalen Manifold Pressure des Hubschraubers wurden folgende Angaben gemacht: Einmal mit 180 lbs/hr bei 39 in/Hg, einmal mit 150 lbs/hr bei 35 in/Hg und einmal mit 120 -130 lbs/hr bei keinem Manifold Pressure.

# 2 Auswertung

## 2.1 Flugbetrieb

### 2.1.1 Zustandekommen des Fluges

Auf Kundenanfrage erstellte ein Mitarbeiter eines Reisebüros ein schriftliches Angebot. Zwar verwendete der Mitarbeiter seine E-Mailadresse des Reisebüros, erstellte das schriftliche Angebot jedoch als Betreiber einer Einzelfirma für die Organisation von Rundflügen etc. Der Anbotsleger war Inhaber eines Berufshubschrauberpilotenscheines und lt. seiner Zeugenaussage mit dem später verunfallten Piloten befreundet. Der für diesen Auftrag ursprünglich geplante Hubschrauber der Type Bell 206 Jet Ranger stand für diesen Flug nicht zur Verfügung. Der Anbotsleger wollte diesen Flug ursprünglich selbst durchführen, war jedoch beruflich verhindert, weshalb schlussendlich der später verunfallte Pilot gefragt worden sei, ob er die Flüge mit einem anderen Hubschrauber des Halters als Selbstkostenflüge durchführen und direkt verrechnen könne. Laut Kundenaussage sei keine Vereinbarung über die Type des Luftfahrzeuges und keine Vereinbarung bzgl. Selbstkostenflug oder Verrechnung getroffen worden. Es sei immer die Absicht gewesen, diesen Flug über ein Reisebüro zu buchen und zu verrechnen. Für den Flug sein kein Ticket ausgestellt worden. Der Pilot sei den Passagieren nicht bekannt gewesen. Vor Abflug und bis zum Unfall sei mit dem Piloten nicht über eine Selbstkostenbeteiligung für den Flug gesprochen worden.

Ein Mitarbeiter des Luftfahrzeughalters beantragte beim Amt der Steiermärkischen Landesregierung einen Tag vor dem geplanten Flug eine Außenlandegenehmigung für das später verunfallte Luftfahrzeug. Der Pilot war im genehmigten OM des Halters nicht eingetragen, wie eine Auflage des Bescheides verlangt hätte. Daher hätte der Flug aus formellen Gründen so nicht stattfinden dürfen.

Zur Frage der flugbetrieblichen Einstufung des Unfallfluges (gewerblich/nicht-gewerblich) liegen widersprüchliche Gutachten vor. Die Oberste zivile Luftfahrtbehörde stufte den Flug als „gewerblich“ ein. Ein Beteiligter verweist dem widersprechend auf Sachverständigengutachten sowie die Stellungnahme der Staatsanwaltschaft und den Beschluss des Landesgerichts. Die Frage der Relevanz der Flugbetriebsart für die Ermittlung der Unfallursachen und der dazu beitragenden Faktoren wurde durch ein externes

Gutachten geprüft (siehe Beilage „Betrachtung der Unterschiede eines gewerblich durchgeführten Fluges im Gegensatz zu einem nicht gewerblich durchgeführten Flug einerseits zum Zeitpunkt des Unfalles am 05.04.2014 und andererseits zum heutigen Zeitpunkt unter der Berücksichtigung der jeweils geltenden Regularien“). Die Klärung der Rechtsfrage, ob ein gewerblicher Flug vorlag oder nicht, fällt grundsätzlich nicht in den Aufgaben-, bzw. Kompetenzbereich der SUB.

Siehe Beilagen.

### **2.1.2 Flugverlauf**

Beim vorhergehenden Rundflug mit zwei anderen Passagieren um den Traunstein, die zusammen ein Gewicht von 186 kg aufwiesen kam es beim Abflug vom Flugplatz Gmunden (LOLU) laut Aussage eines Passagiers zum Aufleuchten des Low Rotor RPM Warning Lights und einem Signalton in den Kopfhörern. Der Zeuge beobachtete eine Bodenberührung, die im Zuge der Erhebungen durch Mitarbeiter der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes anhand von Schleifspuren verifiziert wurde. Es kann davon ausgegangen werden, dass durch das erhöhte Abfluggewicht die Leistungsgrenze des Hubschraubers kurzzeitig überschritten wurde und die Rotordrehzahl abfiel. Durch Erreichen einer Vorwärtsgeschwindigkeit fiel der Leistungsbedarf wieder ab und der Abflug konnte fortgesetzt werden. Für das Unfallgeschehen ist diese Beobachtung der Zeugen irrelevant und stellt aus technischer Sicht kein ungewöhnliches Verhalten des Hubschraubers bei einem Übergangsmanöver dar.

Der weitere Flugverlauf erfolgte unter anderem bis auf die Gipfelhöhe des Traunsteins auf 1622 m ü.d.M. Das kurz vor der Landung durch einen Passagier wieder beobachtete Aufleuchten des Low Rotor RPM Warning Lights ist ebenfalls auf eine kurzzeitige Überschreitung der Leistungsgrenze des Hubschraubers zurückzuführen. Die errechnete Flugzeit betrug anhand der Abflugzeit vom Flugplatz Gmunden (LOLU) und der Ankunftszeit am Flugplatz Gmunden (LOLU) ca. 34 Minuten. Nach diesem absolvierten Rundflug nahm der Pilot die beiden Passagiere für den Personentransport zum Pogusch auf.

Auf dem Flug zum Pogusch habe der Pilot laut Angaben eines Passagiers nach ca. einer Stunde Flugzeit den Flugplatz Lanzen angefunkt. Dabei habe er sich nach dem Weg zum Restaurant erkundigt und angefragt, ob ein Nachtanken am Flugplatz Lanzen möglich sei.

Die Landezeit am Pogusch steht nicht genau fest. Unter der Annahme einer mittleren Reisegeschwindigkeit kann aufgrund der vorherrschenden Witterungsbedingungen von einer Flugzeit von ca. 1:00 h ausgegangen werden. Allerdings ist nicht bekannt, wie lange die Suche nach dem Restaurant in Anspruch genommen hat.

Es ergibt sich also eine ungefähre Flugzeit von mind. 60 bis ca. 70 Minuten bis zur Landung am Pogusch. Dies würde bedeuten, dass die Landung zwischen ca. 14:10-14:20 Uhr erfolgt ist.

Während sich die Passagiere im Restaurant aufhielten, flog der Pilot nach Lanzen um zu tanken. Er landete um 14:51 Uhr und startete wieder um 15:27 Uhr in Richtung Pogusch, um die Passagiere für den Rückflug nach Gmunden abzuholen.

Der plausibelste Flugweg vom Pogusch zurück Richtung Gmunden wurde aus der Analyse der vorliegenden Unterlagen einschließlich Zeugenaussagen, Wetterdaten und dem Ausschluss von alternativen Flugwegen rekonstruiert. Zudem wurden Überlegungen hinsichtlich möglicher und sinnvoller Entscheidungen des Piloten angestrengt. Es standen weder Radardaten, noch die Auswertung von Handy-Daten, noch GPS-Daten aus dem iPad des Piloten für die Rekonstruktion des Flugweges zur Verfügung. Die Einholung von Handy-Daten kann seitens SUB nicht aus Eigenem durchgeführt werden. Die erforderliche gerichtliche Anordnung dazu wurde nicht erteilt.

Auf folgender Abbildung 23 zeigt die graphische Simulation einer Wolkendecke in ca. 4.000 ft (grüner Layer), entsprechend den dokumentierten Wetterdaten, die sich in Wolken befindlichen Gipfel als Hindernisse. Somit ergibt sich der Ausschluss eines direkten Flugweges.

Abbildung 23 Plausibler Flugweg in Google Earth Bild



Quelle: SV, © Google Earth

Die Startzeit vom Pogusch kann anhand der vorliegenden Fakten nicht mit Sicherheit festgestellt werden. Geht man davon aus, dass die Unfallzeit mit 17:54 Uhr richtig festgehalten wurde, aufgrund der vorherrschenden Wetterlage nicht der direkte Flugweg gewählt wurde (Schlechtwetterflugroute 24, 23, 71, 70 gemäß GAFOR Strecken) und keine Zwischenziele angefliegen wurden, kann die Flugzeit mit ca. 1:11 h bis ca. 1:16 h angenommen werden. Daraus errechnet sich eine Abflugzeit am Pogusch von ca. 16:45 Uhr bis 16:50 Uhr.

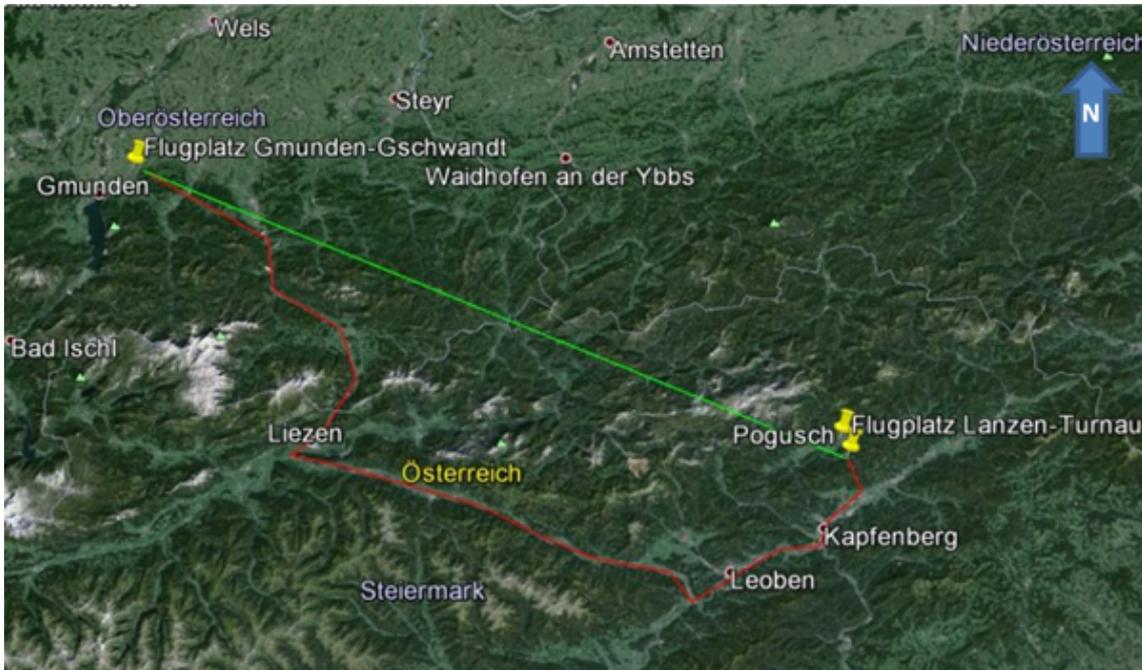
Das iPad des Piloten wurde beim Absturz beschädigt. Ein Auslesen durch einen beigezogenen Sachverständigen verlief erfolglos. Es wurden keine handschriftlichen Aufzeichnungen hinsichtlich der Planung des Flugweges aufgefunden.

Der Pilot teilte den Passagieren während des Fluges mit, dass die direkte Flugroute witterungsbedingt („starker Gegenwind“) nicht geflogen werden könne.

Kurz vor Erreichen der Anhöhe Kogl erbat der Pilot beim Flugplatz Gmunden Laakirchen (LOLU) Landeinformationen. Diese wurde ihm vom Flugplatzbetriebsleiter übermittelt, jedoch erfolgte seitens des Piloten keine Rückmeldung mehr. Dadurch kann davon ausgegangen werden, dass der Unfall während oder kurz nach der Übermittlung der Landeinformation stattfand.

Anhand der vorliegenden Informationen kann nicht mit Sicherheit ausgesagt werden, ob der Pilot vor dem Absturz versucht hat, ein Notverfahren einzuleiten. Aus den Zeugenaussagen ergeben sich diesbezüglich keine Hinweise.

Abbildung 24 Darstellung von zwei möglichen Flugwegen, grün direkte Flugroute, rot Schlechtwetterflugroute (24, 23, 71, 70)



Quelle: SUB, © Google Earth

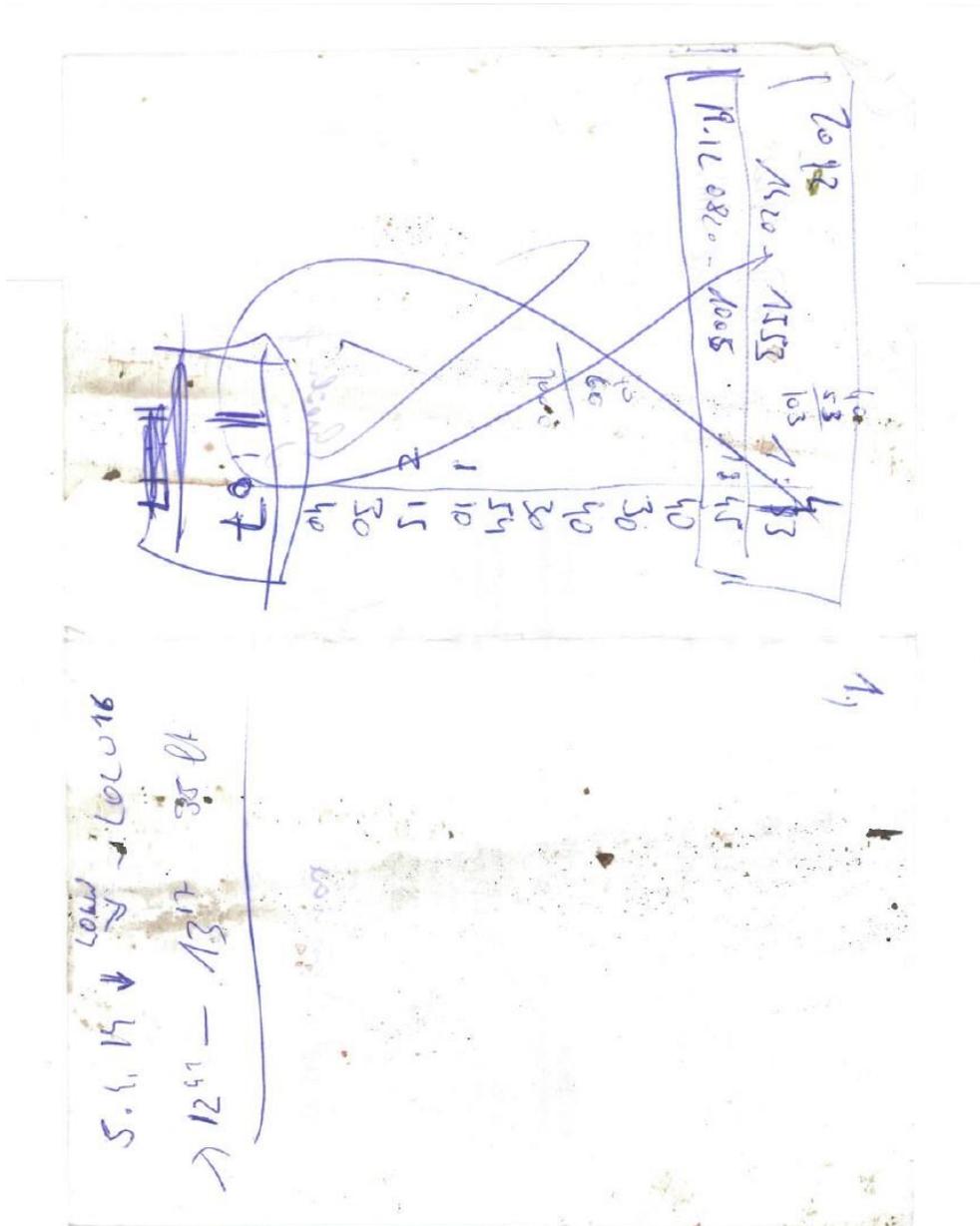
### 2.1.3 Besatzung

Der Pilot war zum Unfallzeitpunkt im Besitz der für die Durchführung dieses Fluges erforderlichen Berechtigungen (Berufspilotenschein für Hubschrauber), hatte aber keine für gewerbliche Flüge vorgeschriebene 30 Stunden Baumustererfahrung. Seine Baumustererfahrung auf EN28 betrug 18:34 Stunden. Der Pilot schien nicht im Stellenbesetzungsplan des Luftfahrtunternehmens auf. Er flog auch als Fluglehrer mit dem Hubschrauber Enstrom 280FX.

Es kann davon ausgegangen werden, dass der Pilot mit dem Flughandbuch, dem Betrieb sowie mit den Leistungs- und Verbrauchswerten des Hubschraubers vertraut war.

Es gibt keine Hinweise auf eine vorbestandene gesundheitliche Beeinträchtigung des Piloten.

Abbildung 25 Handzettel des Piloten



Quelle: SUB

Ein an der Unfallstelle gefundener Handzettel des Piloten enthält Notizen über Flugzeiten von zwei Flügen am Unfalltag und den Vermerk „35 lt“.

Die beiden Flugzeiten konnten als Flugminuten (nicht Blockzeiten) dem ersten Flug von Wels nach Gmunden sowie dem Rundflug Gmunden-Gmunden zugeordnet werden.

Der Vermerk „35 lt“ entspricht der folgenden Betankung über 35,01 Liter Avgas in Gmunden, siehe dazu auch **Kapitel 2.1.4 Kraftstoff**.

#### **2.1.4 Kraftstoff**

Der Kraftstoffverbrauch liegt laut Angabe des Flughandbuchs bei 14,7 gal/hr (55,64 l/Std) mit einem Leistungsbedarf von 75% und abgemagerter Gemisch-Einstellung. Darüber hinaus wird im Flughandbuch die SFC (Specific Fuel Consumption) bei „Full Rich“ Gemisch-Einstellung mit 0,69 lbs/hp/hr (0,31kg/PS/Std) angegeben. Die Leistung des Triebwerkes ist mit 225 hp angegeben. Somit ergibt sich bei voller Leistung und voll angereichertem Gemisch ein Kraftstoffverbrauch von ca. 25,6 gal/hr (97 l/Std) bezogen auf die Standardatmosphäre.

*Zeugenaussage eines Piloten: „Auf die Frage wo der durchschnittliche Kraftstoffverbrauch liegt, gebe ich an, im normalen Überlandflug rechneten wir meistens mit 100 LBS pro Stunde. Beim Steigflug haben wir meistens auf ca 32 INHG gezogen, dann war der Verbrauch bei ca 20 Gallonen pro Stunde. Der Maximalverbrauch bei voller Leistung liegt meines Wissens nach bei ca. 150 LBS. Auf Grund des variablen Kraftstoffverbrauches und der noch mangelnden Erfahrung im Flugbetrieb sowie des Umstandes, dass der Hubschrauber keine low fuel Warnung installiert hat, gab ich die interne Anweisung (mündlich) keinesfalls unter 30 LBS Tankinhalt zu fliegen. Auf die Frage, wie der Magnetcheck durchzuführen ist und wie viel Abfall beim letzten Magnetcheck war, gebe ich an, dass bei einer Drehzahl von 3050 rpm pro Magnet 125 rpm Abfall sein darf und unter diesen Wertwaren auch beide Magneten bei meinem letzten Flug.“*

*Zeugenaussage eines Piloten, Halter des Luftfahrzeuges: „Zum Kraftstoffverbrauch des Hubschraubers gebe ich an, dass im nicht abgemagerten Betrieb ein Verbrauch von 120 LBS/h und im abgemagerten Zustand ein Verbrauch von unter 100 LBS/h bei einem Ladedruck von 29 INHG zu verzeichnen ist. Bei 39 INHG gebe ich an, dass der Verbrauch bei ca. 180 LBS/h liegt. Da ich noch nie zu dritt mit diesem Hubschrauber geflogen bin, kann ich daher auch nicht angeben, welche Leistungsreserve zur Verfügung steht. Außerdem war es bisher nicht üblich im Hubschrauber zu leanen (Abmagern des Treibstoffgemisches). Dieser Hubschrauber war für uns Piloten, sowie auch für die Techniker Neuland.“*

*Weitere Zeugenaussage eines Piloten: „Auf die Frage welche Reisefluggeschwindigkeit normalerweise geflogen wird, gebe ich an, dass diese ca 90 ktn betragen hat, wobei der durchschnittliche Kraftstoffverbrauch mit ca 80-90 LBS bei 29 INHG und geleanet zu Grunde*

*gelegt wird. Den maximalen Kraftstoffverbrauch gebe ich mit 120 – 130 LBS an. Das eingebaute Fuelmanagementsystem wurde insofern benützt, als dass die jeweilige Durchflussmenge abgelesen wurde.“*

Von welchen reellen Verbrauchswerten der Pilot ausgegangen ist, ist unbekannt. Der exakte Kraftstoffvorrat zum Abflugzeitpunkt in Wels (LOLW) ist ebenfalls unbekannt. Laut Tech Log wurde am 03.04.2014 eine verbliebene Kraftstoffmenge von 120 lbs nach der letzten Landung des Tages vermerkt. Inwieweit diese Kraftstoffmenge tatsächlich in den Tanks vorhanden war, kann nicht verifiziert werden. Es erfolgte bei der Betankung ein von einem Augenzeugen und Helfer bestätigtes Befüllen beider Tanks „...bis zum Abschlagen des Zapfhahnes“. Diese Tatsache geht nicht automatisch mit dem Begriff der „vollständigen Betankung“ einher. Auf Seite 8-6 des „Operator Manuals“ wird für die Sicherstellung dieser auf das dafür möglicherweise notwendige Nachtanken in den rechten Tank verwiesen.

Der Kraftstoffverbrauch während des Flugverlaufes bis zum Unfallzeitpunkt kann aufgrund der möglichen unterschiedlichen Berechnungsvarianten (Annahmen hinsichtlich Kraftstoffverbrauchs, Flugzeit, Motorleistungseinstellung, Gemischabmagerung, Flugroute) nicht exakt berechnet werden.

Von der SUB und den beigezogenen Sachverständigen wurden Berechnungen erstellt, welche annähernd zum gleichen Ergebnis führen: der Kraftstoffvorrat beim Abflug vom Außenlandeplatz Pogusch entspräche einem Treibstoffvorrat für eine Flugzeit von ca. 60-70 Minuten, was sich mit dem Unfallzeitpunkt annähernd in Einklang bringen lässt.

Beispielhaft werden die Berechnungen der beigezogenen Sachverständigen an dieser Stelle dargestellt. Dabei wird von beiden Sachverständigen nicht von einem abgemagerten Gemisch ausgegangen. Bei der Befundung an der Unfallstelle wurde der Gemischregler in der Position „Full Rich“ vorgefunden.

Tabelle 3 Gegenüberstellung von Zeiten und Treibstoff durch Sachverständige

Flug- abschnitt	Insassen inkl. Pilot	Start- und Landezeit (UTC)	Flug- zeit	Prämissen	Kalkulation SV1	Kalkulation SV2
					Annahme ØVerbrauch 121lbs/hr	Annahme ØVerbrauch 120lbs/hr
				Ausgangslage Tankfüllmenge	239lbs	235lbs
<b>Wels- Gmunden</b>	1	11:08-11:25	17min		-33lbs	-34lbs
<b>Gmunden- Gmunden</b>	3	11:44-12:18	34min		-81lbs	-68lbs
<b>Nach- tanken<sup>2</sup></b>					+56lbs	+56lbs
<b>Gmunden- Pogusch</b>	3	Abflug Gmunden 13:10		Flugzeit 60min	-121lbs	-113lbs
<b>Pogusch- Lanzen</b>	1	Landung Lanzen 14:51		Flugzeit SV1: 3min SV2: 5min	-6lbs	-10lbs
<b>Nach- tanken</b>					+95lbs	+95lbs
<b>Lanzen- Pogusch</b>	1	Abflug Lanzen 15:27		Flugzeit SV1: 3min SV2: 5min	-6lbs	-10lbs
<b>Kalkulierte Tank- füllmenge am Pogusch vor Abflug</b>					143lbs	151lbs
<b>Pogusch- Unfallort</b>	3	Absturzzeit lt. Polizeibericht 17:54		Kalkulierte Reichweite	71min	76min

Auch der seinerzeit vom Gericht beigezogene Sachverständige kommt in seinem Gutachten zu ähnlichen Ergebnissen.

<sup>2</sup> Ein Handzettel des Piloten mit einer Notiz über eine Betankung von „35 lt“ liegt vor, siehe Abbildung 25

Ein Beteiligter legt in seiner Stellungnahme eine deutlich abweichende Kalkulation vor. Dieser Berechnung liegen die Annahmen zugrunde, dass der Pilot in Wels vollgetankt hat und alle an diesem Tag durchgeführten Flüge mit einer Triebwerksleistung von 75% (entsprechend Reiseflug) mit abgemagertem Gemisch geflogen ist. Dementsprechend wird in der Stellungnahme von einem Verbrauch von 56 Liter ausgegangen. Dies entspricht 89lbs/hr. Folgt man den Ausführungen in der Stellungnahme, wären dem Piloten nach 90 Minuten Flug vom Pogusch an der Absturzstelle noch etwa 40 Liter (63lbs) Kraftstoff zur Verfügung gestanden.

Im Einsatzprotokoll der Feuerwehr findet sich kein Hinweis darauf, dass an der Unfallstelle Kraftstoff ausgetreten sei. Der vom Gericht beigezogene und bei der Befundaufnahme vor Ort anwesende Sachverständige beschreibt ein aufschlagbedingtes Leck im linken Tank, jedoch finden sich in seinem Gutachten keine Anmerkungen zu ausgetretenem Kraftstoff an der Unfallstelle.

Der Hersteller empfiehlt zur Überprüfung der vorhandenen Kraftstoffmenge die Verwendung eines kalibrierten Messstabes („Dip Stick“). Laut Zeugenaussagen sei dem Piloten ein „Dip Stick“ zur Verfügung gestanden.

Zur exakten Messung der verbrauchten Kraftstoffmenge wäre dem Piloten ein elektronisches „Fuel Flow Meter“ Instrument zur Verfügung gestanden. Einem Passagier zufolge habe dies stets „Low Fuel“ angezeigt und sei vom Piloten auch nicht verwendet worden. Zur Verwendung des Systems innerhalb des Unternehmens liegen unterschiedliche Zeugenaussagen vor. Zeuge 1 gibt an, dass die Piloten auf dem System nicht geschult wären und es deshalb nicht verwendet hätten. Zeuge 2 gibt an, dass das System üblicherweise verwendet worden sei.

Die beiden Tanks sind als kommunizierende Gefäße ausgelegt. Dadurch findet beim Betankungsvorgang ein Füllstandsausgleich statt. Sobald die Befüllung eines Tanks mit Abschlagen des Zapfhahnes beendet ist und der Betanker nun zum anderen Tank geht, sinkt der Kraftstoffpegel im ersten Tank ab. Für eine vollständige Betankung wird vom Hersteller empfohlen, nach dem Befüllen beider Tanks ein weiteres Nachtanken am gegenüberliegenden Tank durchzuführen.

## 2.1.5 Beladung und Schwerpunkt

Anhand des Flughandbuches, das vom Luftfahrzeughersteller publiziert wurde und des letztgültigen Wiegeberichtes vom 06. März 2014 wurde eine Schwerpunktberechnung des Unfallfluges durchgeführt.

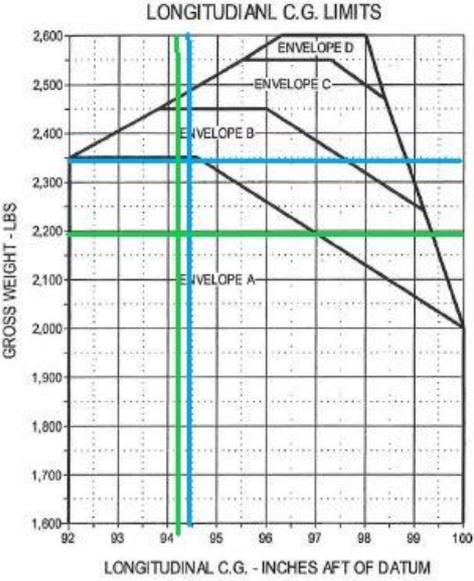
Tabelle 4 Longitudinaler Schwerpunkt, Unfallflug

	Gewicht (lbs)	Hebelarm (inch)	Moment (inch/lbs)
<b>Leergewicht</b>	1740,76	102,76	178880,50
<b>Pilot linker Sitz</b>	176,37	62,00	10934,94
<b>Person Mittelsitz</b>	165,35	62,00	10251,70
<b>Person rechter Sitz</b>	114,64	62,00	7107,68
<b>Gewicht ohne Kraftstoff</b>	2197,12	94,29	207166,44
<b>Kraftstoff</b>	143,00	96,00	13728,00
<b>Gesamtgewicht max. 2600lbs</b>	2340,12	94,46	221047,74

Tabelle 5 Lateraler Schwerpunkt, Unfallflug

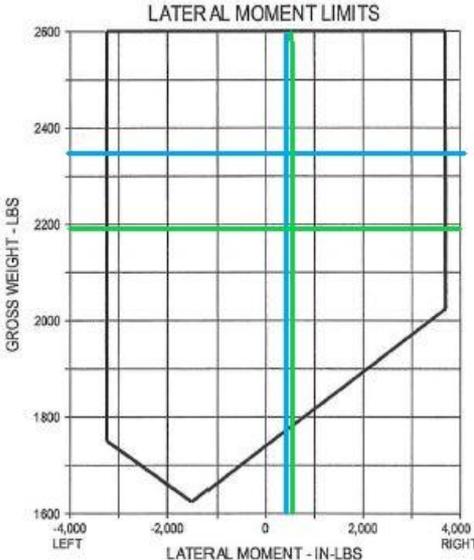
	Gewicht (lbs)	Hebelarm (inch)	Moment (inch/lbs)
<b>Leergewicht</b>	1740,76	0,00	0,00
<b>Pilot linker Sitz</b>	176,37	-13,50	-2381,00
<b>Person Mittelsitz</b>	165,35	+3,00	496,05
<b>Person rechter Sitz</b>	114,64	+20,50	2350,12
<b>Gewicht ohne Kraftstoff</b>	2197,12	0,21	461,40
<b>Kraftstoff</b>	143,00	0,00	0,00
<b>Gesamtgewicht max. 2600lbs</b>	2340,12	+0,19	444,62

Abbildung 26 Grafik zu longitudinalem Schwerpunkt



Quelle. POH, SUB

Abbildung 27 Grafik zu lateralem Schwerpunkt



Quelle: POH, SUB

Das Gesamtgewicht lag während des Unfallfluges innerhalb der zulässigen Grenzen. Die longitudinale und laterale Schwerpunktlage lag während des gesamten Fluges innerhalb der zulässigen Grenzen.

### **2.1.6 Überlebensaspekte**

Der Pilot hatte durch die absturzbedingte hohe Querlage nach links keinen ausreichenden Überlebensraum zur Verfügung und erlag an der Unfallstelle seinen schweren Kopfverletzungen. Die stumpfe Gewalteinwirkung auf den Kopf des Piloten erfolgte durch die linke hintere Kabinenstrebe.

### **2.1.7 Verfahren**

Das vom Hersteller für den Hubschrauber Enstrom 280FX publizierte Flughandbuch beschreibt im Kapitel 4-5 die Vorflugkontrolle. Unter dem Punkt 11 und 28 Rechter und Linker Kraftstofftank, wird unter einem Hinweis die Kontrolle der Kraftstoffmenge mit einem „Dip Stick“ empfohlen. Des Weiteren ist unter „Achtung“ angeführt, dass ein Start bei einer Anzeige unter  $\frac{1}{4}$  am „Dip Stick“ nicht mehr empfohlen wird. Die Durchführung dieses Verfahrens konnte beim Abflug am Flugplatz Wels (LOLW) und Gmunden (LOLU), durch Zeugen nicht beobachtet werden. Ob dieses Verfahren beim Abflug am Pogusch durchgeführt wurde, konnte nicht rekonstruiert werden.

Im Flughandbuch findet sich eine umfassende Systembeschreibung der Kraftstoffvorratsanzeige, allerdings wird nicht auf mögliche Besonderheiten in Zusammenhang mit Korrosion eingegangen.

### **2.1.8 Befragung von Zeugen**

Zeuge 1 in der Funktion als „Head of Training“ gab sinngemäß an:

Im nicht abgemagerten Betrieb war ein Verbrauch von 120lbs/h zu verzeichnen. Im abgemagerten Betrieb war ein Verbrauch von unter 100lbs/h bei einem Ladedruck von 29 inHg zu verzeichnen. Bei 39 inHg lag der Verbrauch bei ca. 180lbs/h.

Zeuge 2 in der Funktion als Chief Flight Instructor gab sinngemäß an:

Im normalen Überlandflug rechneten wir meistens mit einem durchschnittlichen Kraftstoffverbrauch von 100lbs/h. Beim Steigflug haben wir meistens auf ca. 32 inHg gezogen, dann war der Verbrauch bei ca. 20 Gallonen pro Stunde. Der Maximalverbrauch bei voller Leistung lag meines Wissens bei ca. 150 lbs.

Zeuge 3 in der Funktion als Administrator und Pilot auf EN280 gab sinngemäß an:

Der durchschnittliche Kraftstoffverbrauch lag bei ca. 80-90 lbs bei 20 inHg und geleaned. Den maximalen Kraftstoffverbrauch gebe ich mit 120-130 lbs an.

Von welchen Verbrauchswerten der verunfallte Pilot ausgegangen ist, ist nicht bekannt.

## 2.2 Luftfahrzeug

Im Luftfahrzeug war kein ELT eingebaut, es wurde auch kein portabler ELT mitgeführt.

Die Voraussetzungen für die Verwendung des Luftfahrzeuges in Österreich, außerhalb eines Flugplatzbereiches bzw. laut §8 der Luftverkehrsregeln 2010, BGBl. II Nr.80/2010 definierten Bereichen, waren zum Unfallzeitpunkt nicht gegeben. Auf Grund des § 8 der Luftverkehrsregeln 2010, BGBl. II Nr.80/2010. hätte das Luftfahrzeug außerhalb des Flugplatzbereiches bzw. außerhalb solcher Bereiche, die von Beobachtern am Boden optisch überwacht werden (wie Übungs- und Erprobungsbereiche oder Kunstflugräume), nicht betrieben werden dürfen.

Masse und Schwerpunkt waren zum Unfallzeitpunkt innerhalb der festgelegten Betriebsgrenzen. Die Untersuchungen am Luftfahrzeug ergaben Hinweise auf vorbestandene Mängel bei der Kraftstofffüllstandanzeige.

Zitat aus Gutachten Sachverständiger 1:

**„Das Luftfahrzeug wurde seinerzeit erstmals in den USA nach der Zulassungsvorschrift FAR 27 musterzugelassen. Hinsichtlich der Kraftstoffvorratsanzeige gilt u.a. gemäß FAR 27.1337 (b) (1): „Fuel quantity indicator. Each fuel quantity indicator must be installed to clearly indicate to the flight crew the quantity of fuel in each tank in flight. In addition – Each fuel quantity indicator must be calibrated to read “zero” during level**

***flight when the quantity of fuel remaining in the tank is equal to the unusable fuel supply determined under §27.959.”***

***„Das bedeutet, dass die Tankanzeige klar das Kraftstoffvolumen jedes Tanks im Flug anzeigen muss und zusätzlich so kalibriert sein muss, dass die Anzeige null anzeigen muss, wenn im Flug die im Kraftstofftank verbleibende Kraftstoffmenge gleich der nicht ausfliegbaren Kraftstoffmenge ist.“***

Anzumerken ist, dass es keine Tankanzeige über das Kraftstoffvolumen „jedes Tanks“ im Luftfahrzeug gibt. Die Tanks sind kommunizierende Gefäße, daher gibt es nur eine Anzeige.

### **2.2.1 Luftfahrzeug Wartung**

Das Luftfahrzeug wurde bis am 17. April 2013 in Großbritannien bei einem nach EASA Part 145 genehmigten Wartungsbetrieb gewartet. Die letzte 100 Stunden/Jahreskontrolle, welche den Wartungspunkt „Anschlüsse und Kabel des Kraftstofffüllstandsensors am Tank auf Korrosion, Zustand und festen Sitz überprüfen“ beinhaltet, wurde von dem gegenständlichen Wartungsbetrieb in den Hubschrauber Lebenslauf Akten und den Wartungsschecklisten abgezeichnet.

Zitat aus Gutachten Sachverständiger 1:

***„Das Service Directive Bulletin (SDB) No. 0092, Revision 1 vom 16.10.2012 beschäftigt sich mit der Kalibrierung des Kraftstoffvolumensystems. Gemäß Maintenance Manual (MM) des Luftfahrzeugherstellers (S.1 – 4) gilt:***

***„Service Directive Bulletins – Used to direct the owner/operator and/or maintenance personnel to make mandatory changes, improvements, or inspections to the aircraft.”***

***Somit ist das o.g. SDB für den Luftfahrzeughalter oder – eigentümer verpflichtend. Unter 5. im o.g. SDB wird als Frist bei oder vor der nächsten 100 Stunden-Inspektion oder Jahresinspektion genannt, jedoch unmittelbar, wenn vermutet wird, dass das Kraftstoffvolumensystem außerhalb der Kalibrierung befindlich ist, was gemäß der Vernehmungen der Zeugen X und Y gegeben war. [...]“***

Anmerkung SUB: Im Bordbuch des Luftfahrzeugs wurde mit Datum 17.04.2013 in der Freigabebestätigung Folgendes verzeichnet: „Scheduled maintenance carried out: 100 Hr inspection carried out in accordance with THKS/ENS 28280/MP Iss.1.“

Im Auszug des TKHS/ENS28-280/MP ist unter Punkt e) die Kontrolle des „fuel quantity transmitter wiring and transmitter terminals for evidence of corrosion, condition and security of installation“ abgezeichnet (siehe Abbildung 28).

Abbildung 28 Faksimile TKHS/EN28-280/MP, Punkt e)

Task	Task Description	Mechanic	Inspector	Date
2	Fuel system : a. Inspect the fuel tanks for evidence of loose rivets, bond separation, leaks, condition of gasket in the fuel caps and proper operation of the fuel caps. b. Inspect the fuel supply lines for condition, leaks and security of installation. c. Inspect the vent and drain lines for obstructions, condition and security of installation. d. Inspect the drain valves and the fuel shut off valve for leaks, condition, proper operation and security of installation. e. Inspect the fuel quantity transmitter wiring and transmitter terminals for evidence of corrosion, condition and security of installation. f. Inspect the scupper bags for looseness, tears & security.			

Quelle: Unterlagen der AAIB, aus dem SUB Akt

**„Somit ist klar, dass am 17.04.2013 eine 100 Stundenkontrolle, jedoch keine Annual Inspection (Jahreskontrolle) bescheinigt wurde, auch wenn der Umfang der 100 Stundenkontrolle der gleiche wie der der Annual Inspection ist. Die Durchsicht der Akten hat ergeben, dass die letzte Annual Inspection am 24.09.2012 durchgeführt wurde. Im Maintenance Manual des Luftfahrzeugherstellers auf Seite MM-4-40 unter 4-49.C. heißt es (s. Anlage): „Perform a 100 hr inspection, as a minimum, to meet the requirements for an Annual Inspection.“ Der Freigabebestätigung (Maintenance Statement and Scheduled Inspection Certificate of Release to Service) der XY Helicopter Services vom 17.04.2013 ist zu entnehmen: „The next Scheduled Maintenance Inspection is a 50 hr/Annual Inspection and is due at 711.0 airframe hours or on 24-9-13“. Demnach wäre die nächste Annual Inspection, bei der die Korrosion hätte entdeckt werden müssen, spätestens am 24.09.2013 und somit vor der Verunfallung fällig gewesen. [...] Zu beachten ist in diesem Zusammenhang auch die Stellungnahme des Luftfahrzeugherstellers vom 30. Juli 2014: „We have not seen any reference to an annual inspection after September 2012.“ Weiter schreibt der Hersteller: „We have also seen information that indicates the helicopter received an annual inspection in September 2012 and a 100-hr inspection in April 2013.““**

**„Der für den Luftfahrzeughalter tätige PCA (Continuing Airworthiness Manager) beauftragte die CAMO mittels Arbeitsauftrag die Jahresnachprüfung (Airworthiness review) durchzuführen. Diese wurde am 09.09.2013 durchgeführt, unterfertigt vom PCA. Dieser war als Airworthiness Review Staff bei der CAMO genehmigt.“**

***„Wartung vom 25.02.2014: Hier waren sowohl der PCA als auch der Luftfahrzeugwart des Instandhaltungsbetriebes im Dokument als „Mechanic“ angeführt.“***

Auf Anfrage beim deutschen Luftfahrtbundesamt wurde bestätigt, dass der ggst. PCA seit dem Dezember 2011 als genehmigtes Personal zur Prüfung der Lufttüchtigkeit (ARS) in der CAMO DE.MG.0320, tätig war. Er blieb bis zum Widerruf der Genehmigung DE.MG.0320 am 27.02.2019 als Airworthiness Review Staff anerkannt.

Das Dokument „Work Report & Aircraft Certificate of Release to Service“ wurde somit von einem Luftfahrzeugwart unterschrieben (released), der gleichzeitig als PCA fungierte. Diese Vorgangsweise ist nicht konform mit dem u.a. AMC.

AMC M.A.707(a) Airworthiness Review Staff sieht Folgendes vor:

(5) [...]M.A. Subpart G organisations with Part-145/M.A. Subpart F approval, may nominate maintenance personnel from their Part-145/M.A. Subpart F organisation as airworthiness review staff, as long as they are not involved in the airworthiness management of the aircraft. These personnel should not have been involved in the release to service of that particular aircraft (other than maintenance tasks performed during the physical survey of the aircraft or performed as a result of findings discovered during such physical survey) to avoid possible conflict of interests.[...]

AMC M.A.402 (a) 4.3 [...] Independent inspections should be carried out by at least two persons, to ensure correct assembly, locking and sense of operation. A technical record of the inspections should contain the signatures of both persons before the relevant CRS is issued. [...]

An independent inspection is an inspection first made by an authorised person signing the maintenance release who assumes full responsibility for the satisfactory completion of the work, before being subsequently inspected by a second independent competent person who attests to the satisfactory completion of the work recorded and that no deficiencies have been found. [...]

Dieser PCA gab bei seiner Zeugenvernehmung an:

*„Eine im Unternehmen geführte Beanstandungsliste gab es nicht. Beanstandungen und technische Störungen erfolgten auf Zuruf (Meldungen des Piloten). Diese wurden von den*

*Piloten nicht in das Aircraft Logbuch eingetragen. [...] Im Zuge des Ankaufstest fiel mir auf, dass an mehreren Bauteilen des Hubschraubers mittlere bis starke Korrosion, sowie diverse Ölundichtheiten bestanden. Diesbezüglich legte ich eine von mir erstellte Beanstandungsliste sowohl Herrn X. als auch dem englischen Wartungsbetrieb vor. Beide Tanks waren vom Hubschrauber abgebaut und wurden von mir nicht befundet. Die Erledigung dieser Beanstandungen wurden mittels Workreport dokumentiert und von mir direkt am Hubschrauber kontrolliert.“*

## **2.2.2 Technische Untersuchung**

### **2.2.2.1 Flugsteuerung**

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

### **2.2.2.2 Kraftstoffsystem**

Zeuge 1 in der Funktion als „Head of Training“ gab an:

*„Auf die Frage, ob im Vorfeld Probleme mit der Tankanzeige des Hubschraubers bestanden, gebe ich an, dass mir im Zuge der Typeneinweisung in England aufgefallen ist, dass die Tankanzeige im oberen Bereich stabil war und im unteren Bereich relativ schwankte. Ich führte dies auf die Konstruktion des Tanksystems zurück.“*

Zeuge 2 in der Funktion als Chief Flight Instructor gab an:

*„Auf die Frage ob es seit dem Überstellungsflug von England nach Österreich, welchen ich durchgeführt habe, bis zu meinem letzten Flug vor dem Unfall eine Auffälligkeit der Tankanzeige gegeben hat, so gebe ich an, dass mir aufgefallen ist, dass in der oberen Hälfte länger auf voll geblieben ist und dann ab der Hälfte der Anzeige schneller abgesunken ist. Ich selbst bin im Herbst 2013 den Hubschrauber zu Testzwecken am Flugplatz Wels ziemlich weit heruntergefliegen, bis zu einer Anzeige von ca 15 LBS.“*

Zeuge 3 in der Funktion als Administrator und Pilot auf EN280 gab an:

*„Auf Befragen, ob es mit der Tankanzeige seit der Überstellung von England nach Österreich und im Schul- und Flugbetrieb Probleme gegeben hat, gebe ich an, dass mir davon nichts bekannt war. Es hat mir auch keiner von den Piloten jemals eine diesbezügliche Meldung gemacht.“*

Ein Passagier des Fluges in Richtung Traunstein vor dem Unfallflug gab an: *„Aufgefallen ist mir auch, dass während des Fluges die Tankanzeige zwischen  $\frac{1}{4}$  und  $\frac{3}{4}$  schwankte, dass war aber sobald der HS am Boden stand wieder weg, beim abheben stand die Tankuhr auf ca.  $\frac{1}{2}$ .“*

Ein Passagier des Unfallfluges gab an: *„Angeführt wird, dass beim Start in Gschwandt bei der Tankanlage Low Fuel aufgeleuchtet und zwar auch während des Fluges aufgeleuchtet habe. Das Zeigerinstrument habe in Gschwandt fast voll angezeigt.“*

Daraus kann geschlossen werden, dass die Kraftstoffvorratsanzeige bereits beim Flug vor dem Unfallflug nicht korrekt funktionierte.

Die von mehreren Zeugen wahrgenommene „Low Fuel“-Anzeige stammt vom elektronischen Instrument „Fuel Flow Meter“ welches, sofern nicht in Verwendung, diese Anzeige liefert.

Anmerkung: Die zweite Anzeige, welche beim Start links oben am Cockpit aufleuchtete, stammt von der „Low Rotor RPM“-Warnanzeige. Diese leuchtet auf, wenn bei hohem Gewicht die Rotordrehzahl kurzfristig abfällt, bevor der Hubschrauber entsprechend Auftrieb generiert. Auf Seite 4-17 des Operator Manuals unter „4.12 Takeoff to Hover“ wird vermerkt, dass das „rotor RPM warning light“ bei einer Drehzahl des Hauptrotors von 334 RPM wieder ausgeht. Dies wird auch durch die Aussage eines Zeugen gestützt, dass die Lampe gleich danach wieder ausging und während des Fluges nicht leuchtete. Die „Low Fuel“ Anzeige hat allerdings stetig weiter geleuchtet.

Die Fehlfunktion der Anzeige war im Tech Log des Halters nicht dokumentiert.

Die Überprüfung der Kraftstoffvorratsanzeige durch Mitarbeiter der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes erfolgte, indem Wasser ins Kraftstoffsystem eingefüllt wurde. Der Dichteunterschied zwischen Wasser und AVGAS konnte bei dieser Überprüfung vernachlässigt werden, da lediglich die Funktion und nicht die Kalibrierung der Tankanzeige überprüft wurde.

Weiters wurde bei der Überprüfung des Kraftstofffüllstandgebers erhebliche Korrosion an den elektrischen Anschlüssen festgestellt. Der korrosionsbedingte erhöhte Übergangswiderstand zwischen Kabelschuh und Anschluss am Kraftstofffüllstandgeber beeinflusste das Anzeigedisplay derart, wie auch im Flughandbuch beschrieben, dass es in unregelmäßigen Abständen auf den Anzeigewert von mehr als 240 lbs fluktuierte. Siehe dazu Auszug Flughandbuch Kapitel 7-8:

**NOTE**

***If there is a wiring fault in the fuel indicator system (open wire condition), the fuel quantity indicator will read full scale (beyond full).***

Die Widerstandsmessung des Kraftstofffüllstandgebers entsprach, nachdem ein neuer Massekontakt installiert wurde, annähernd den vom Hersteller vorgegebenen Werten. Es kann davon ausgegangen werden, dass der Kraftstofffüllstandgeber grundsätzlich funktionierte, aber die elektrische Übertragung auf Grund von Korrosion massiv gestört war.

Die am gegenständlichen Kraftstofffüllstandsensor vorgefundene Korrosion war so weit fortgeschritten, dass diese vermutlich nicht in den letzten 100 Stunden bzw. in einem Jahr entstanden ist und möglicherweise bei den vorangegangenen 100 Stunden/Jahreskontrollen nicht bemerkt bzw. kontrolliert wurde.

Die Überprüfung der Dichtheit des Kraftstoffsystems erfolgte folgender Weise:

Befüllung der Tanks mit Wasser. Vor der Befüllung wurden die beiden Tanks durch Betätigen der Drain Ventile entleert, am rechten Tank konnten 0ml abgelassen werden, am linken Tank konnten ca. 100ml abgelassen werden, am Fuel Strainer konnten ca. 50ml abgelassen werden. Die Gummihülle um die beiden Tanks wurde aufgeschnitten, es traten keine Flüssigkeiten aus und es konnten auch keine Spuren an dieser Hülle erkannt werden, die Hülle war soweit unbeschädigt. Danach wurde der linke Tank in 10Liter Schritten mit Wasser befüllt. Bei ca. 40 Liter im linken Tank konnte eine Undichtheit am linken Tank festgestellt werden. Im Bereich der Schultergurtbefestigung am Brandschott konnte eine Beschädigung am Tank verifiziert werden (Im GFK des Tanks ist von innen eine T-förmige Rissbildung zu sehen), die Mutter der Befestigung hatte sich durch die Deformation des Brandschottes nach hinten in den Tank gestoßen.

Der aktuelle Kraftstoffverbrauch wird dem Piloten im Cockpit des gegenständlichen Hubschraubers permanent über das Fuel Flow Meter angezeigt. Das Fuel Flow Meter zeigte an der Unfallstelle einen Wert von 95 lbs/h an. Die Anzeige kann aufschlagbedingt bei diesem Wert steckengeblieben sein, könnte grundsätzlich aber auch auf einen noch vorhandenen Kraftstoffdruck und entsprechenden Durchfluss hinweisen. Aufgrund der sonstigen an der Unfallstelle erhobenen Befunde (praktisch kein Treibstoff in den Tanks) kann ausgeschlossen werden, dass die festgestellte Anzeige des Fuel Flow Meters korrekt war.

Das zusätzlich im gegenständlichen Luftfahrzeug verbaute Fuel Management System ermöglicht dem Piloten eine automatische Restreichweitenberechnung mit permanenter Kraftstoffdurchflussmessung. Dazu muss vor dem Flug die vorhandene Kraftstoffmenge eingegeben werden. Wird dies nicht durchgeführt, erscheint am Display immer der Anzeigetext „Low Fuel“. Die Anzeige „Low Fuel“ konnte beim gegenständlichen Unfallflug durch beide Passagiere beobachtet werden und lässt darauf schließen, dass dieses Zusatzinstrument nicht verwendet wurde.

*Eine Passagierin des Unfallfluges gab an: „Zum Unfall selbst kann ich keine Angaben machen, daran kann ich mich nicht mehr erinnern. Erinnerlich ist mir allerdings, dass mir gleich beim Abflug aufgefallen ist, dass die rechte Tankanzeige auf „Low Fuel“ mit einer roten Warnleuchte angezeigt wird. Ich habe Herrn X [Anmerkung SUB: Pilot] darauf angesprochen, er hat mir sinngemäß erklärt, das wäre schon lange so. Ob Herr Dr. B dieses Gespräch mitgehört hat, kann ich nicht angeben. Ich hatte versucht so zu fragen, dass Herr Dr. B das nicht hört.“*

*Ein Passagier des Unfallfluges gab an: „[...] Er hantierte mit einem mir unbekanntem Hebel, meinem Empfinden nach, dass der Hubschrauber genug Leistung zum Abheben hat. Aufgefallen ist uns auch, dass rechts der Instrumententafel bei einer Leuchte Low Fuel aufgeleuchtet hat. Diesbezüglich haben wir ihn auch angesprochen und er sagte, dass dies kein Problem wäre und er dies ausrechnen könne.“*

Anmerkung zur Möglichkeit eines Treibstofflecks während des Fluges: Grundsätzlich kann ein Leck aufgrund einer undichten Leitung, eines Loches im Tank, eines undichten Ventils, dem Bruch einer Dichtung, einem undichten Fuel Flow Divider oder Kraftstofffilter auftreten. Erkennbar wäre dies durch eine schneller sinkende Kraftstoffanzeige. Es ist daher unwahrscheinlich, dass ein Treibstoffverlust während des Fluges vom Piloten nicht bemerkt worden wäre.

Im Kapitel 4.4 Preflight Inspection – Fuel Management (in „Normal Procedures“) des Flughandbuchs wird die verpflichtende Überprüfung des Treibstoffes auf Kontamination mit Wasser vor dem Flug durch das Betätigen der drei Ablassventile („Drain Valves“) beschrieben. Eine bereits bestehende Undichtheit der Ventile und einhergehender Kraftstoffverlust am Pogusch hätte dem Piloten optisch und durch Geruchsbildung auffallen können. Es ist nicht bekannt, ob der Pilot am Pogusch die Ablassventile betätigte.

Das vorgefundene Leck im linken Tank ist aufschlagbedingt entstanden, der Hubschrauber wurde an der Absturzstelle in einer Position nach links liegend aufgefunden, ein Austritt von Kraftstoff auf der Absturzstelle wäre daher grundsätzlich möglich. Wahrnehmungen über ausgetretenen Kraftstoff auf der Absturzstelle sind in den vorhandenen Unterlagen nicht dokumentiert.

Das Aufbrauchen des näherungsweise berechneten Kraftstoffvorrats an Bord korreliert zeitlich mit dem Erreichen der Unfallstelle. Die fast zur Gänze entleerten Tanks, die durch die technische Untersuchung durch die SUB bestätigte grundsätzliche Dichtheit (bis auf die aufschlagbedingte Beschädigung) des Kraftstoffsystems und der Ablassventile sprechen gegen eine Undichtheit und einen Kraftstoffverlust im Flug.

Ein spontaner Motorausfall durch eine unterbrochene Treibstoffzufuhr könnte aufgrund eines Defektes der Treibstoffpumpe auftreten. Am Prüfstand habe die Pumpe laut Prüfprotokoll bei drei Motorprüfläufen an zwei unterschiedlichen Tagen ausreichend Kraftstoff gefördert. Daher erscheint der Ausfall einer Kraftstoffpumpe unwahrscheinlich.

### **2.2.2.3 Triebwerk**

Vor den Prüfläufen auf dem geeichten Prüfstand wurden die Triebwerkskomponenten in der Untersuchungshalle der SUB überprüft. Alle Anschlüsse und Gestänge waren ordnungsgemäß verschraubt und in ihrer Funktion nicht beeinträchtigt. Beim Abschrauben der Kraftstoffleitungen von der triebwerksseitigen Kraftstoffpumpe zum Fuel Flow Divider und vom Fuel Flow Divider zu den Einspritzdüsen trat kein Kraftstoff aus. Die Stellung des Power Lever am Fuel Injector zeigte eine Stellung von  $\frac{3}{4}$  in Richtung Volllast. Das Turbolader Waste Gate Ventil befand sich in der Mittelposition. Der Mixture Lever am Fuel Injector befand sich in der Stellung „full rich“.

Das Zündsystem des gegenständlichen Motors verfügt über zwei Zündmagnete (linker und rechter Magnet), die eine redundante Versorgung der Zündkerzen mit Zündfunken

sicherstellen sollen. Jeder Zylinder ist wiederum mit zwei Zündkerzen ausgestattet, von denen eine vom linken und eine vom rechten Magneten versorgt wird. Daher kann der Ausfall eines kompletten Magneten keinen Triebwerksausfall oder starken Leistungsverlust bewirken.

Siehe dazu auch Flughandbuch, Kapitel 4-10, Operational Checks:

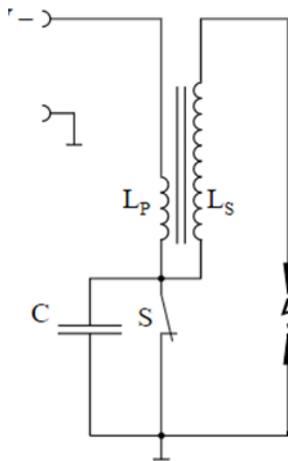
**NOTE**

***Engine should not run rough when operating on one magneto.***

In der folgenden Abbildung 29 wird dargestellt, wie ein Zündfunke generiert wird. „LP“ ist die Primärspule, „LS“ die Sekundärspule, „C“ der Kondensator und „S“ der Unterbrecherkontakt. Durch Drehen des Dauermagneten im Zündanker wird in der Primär- und Sekundärspule eine Spannung induziert. Diese reicht für einen Zündfunken noch nicht aus. Erst wenn man den Unterbrecherkontakt der Primärspule öffnet, kommt es zu einem massiven Spannungsanstieg auf der Sekundärseite.

Damit jedoch der Unterbrecherkontakt der Primärspule nicht abbrennt, schaltet man einen Löschkondensator parallel hinzu. Öffnet der Unterbrecherkontakt, fließt der „Stromüberfluss“ in den Kondensator und es kommt zu keiner Funkenbildung am Unterbrecherkontakt. Ist dieser Kondensator defekt, kommt es zu einem Abbrennen der Unterbrecherkontaktflächen. Die Funktion des Triebwerkes ist dadurch nicht wesentlich beeinträchtigt, jedoch kann es, wenn nur dieser Magnet in Betrieb ist, zu unrundem Motorlauf bzw. einem Drehzahlabfall kommen, da durch den Abbrand bzw. durch den defekten Kondensator der Zündfunke schwächer wird (kürzere Ladezeit der Spule) und andererseits der Zündwinkel abweicht. Wenn dieser Kondensator über längere Zeit defekt ist, würde der komplette Unterbrecherkontakt „abbrennen“ und somit ein ständiges Öffnen der Primärseite hervorrufen. Es kommt zu keiner Spannungsinduktion mehr und der Magnet würde keine Funktion haben.

Abbildung 29 Funktionsweise Zündung



Quelle: de-academic.com

Die Überprüfung des Motors erfolgte am 22. und 26.05.2014 auf einem geeichten Prüfstand. Der Motor wurde unter Aufsicht des gerichtlich bestellten Sachverständigen auf dem Teststand aufgebaut und seine grundlegende Funktion überprüft. Dabei wurde der Injektor auf die Ansaugspinne angeflanscht. Der Turbolader wurde nicht montiert, die Fühler für die Abgastemperaturmessung („EGT Probes“) wurden nicht angehängt und die Drehzahlmessanlage sowie die Drehmomentmessvorrichtung wurden ebenfalls nicht montiert. Die Kraftstoffleitungen bis zu den Einspritzdüsen wurden entlüftet.

Anschließend wurde der Motor über den Starter ca. 3 Umdrehungen ohne Zündung durchgedreht, danach wurde die Zündung auf Magnet M1 + M2 gestellt. Der Motor sprang nach ca. 3 Umdrehungen an und lief unter Auswurf einer Öltrauchwolke durch den Auspuff stabil. Der Motor wurde ca. 10 Minuten betrieben, dann wurde die Zündung kurzzeitig auf M2 gestellt. Ein minimaler Drehzahlabfall konnte akustisch festgestellt werden. Danach wurde wieder auf M1+M2 geschaltet, in weiterer Folge auf M1. Dabei konnte ein massiver Drehzahlabfall einschließlich Zündaussetzer vermerkt werden. Darauf wurde die Zündung wieder auf M1+M2 gestellt und der Motor lief wieder stabil.

In weiterer Folge wurden auch noch der Turbolader, die Drehzahlmessanlage, die Drehmomentmessvorrichtung und die EGT Probes aufgebaut. Der Motor wurde wieder über den Starter ca. 3 Umdrehungen ohne Zündung durchgedreht, dann wurde die Zündung auf M1+M2 gestellt und nach ca. weiteren 3 Umdrehungen startete der Motor und lief bei

einer Drehzahl von ca. 1600 U/min unrund. Ab ca. 1600 U/min wurde ein stabiler Motorlauf verzeichnet. Nach einer Warmlaufphase von ca. 10 Minuten wurden verschiedene Drehzahlen mit verschiedenen Ladedrücken durchfahren. Bei einer maximalen Drehzahl von 3050 U/min und einem Ladedruck von 39 inHg konnten ein Drehmoment von 500 Nm und eine Leistung von ca. 237 PS abgelesen werden. Der Kraftstoffdurchfluss betrug dabei 105 l/h.

Es wurden unterschiedliche Power Settings gesetzt und der jeweilige Kraftstoffverbrauch dokumentiert. Der Kraftstoffverbrauch bei 29,4 inHg betrug ca. 84 l/h. Dies entspricht ca. 133,38 lbs/h bei einem spezifischen Gewicht des Kraftstoffes von 0,722 g/cm<sup>3</sup>. Dadurch ergibt sich ein geringfügiger Mehrverbrauch von ca. 7,8 l/Std im Vergleich zu den vom Hersteller angegebenen typischen Werten. Weiters wurde ein Power Setting von 39,4 inHg „full rich“ (dies entspricht ca. der maximalen Leistung) gesetzt. Dabei konnte ein Kraftstoffverbrauch von 105 l/h festgestellt werden. Dies entspricht ca. 167,13 lbs/h bei einem spezifischen Kraftstoffgewicht von 0,722 g/cm<sup>3</sup>. Dabei ergibt sich ein um 2,5 l geringerer Kraftstoffverbrauch als vom Hersteller angegeben. Diese Herstellerwerte beziehen sich jedoch auf Meeresniveau (1013,25 hPa, 15° C) und ein neues Triebwerk. Da der Prüflauf weder auf Meeresniveau noch bei einem Luftdruck von 1013,25 hPa durchgeführt wurde, kann diese geringfügige Abweichung vernachlässigt werden.

In weiterer Folge wurden ein Ladedruck von 29 inHg und eine Drehzahl von 3050 U/min eingestellt, einerseits mit dem Gemischregler in der Position voll reich („full rich“) als auch verarmt („geleaned“) auf 1650°F Abgastemperatur. Anschließend wurde bei 3050 U/min ein Magnetcheck durchgeführt. Beim Schalten auf M1 konnte ein starker Drehzahlabfall mit Zündaussetzern verzeichnet werden. Beim Schalten auf M2 war ein Abfall von ca. 150 U/min zu erkennen. Nach dem 5. Versuch konnte beim Schalten auf M1 nur mehr ein Drehzahlabfall von ca. 150 U/min abgelesen werden. Bei allen weiteren Versuchen konnte beim Schalten auf M1 keine Anomalität mehr festgestellt werden.

Darauffolgend wurde der Kondensator des linken Magneten M1 getauscht. Nach Austausch des Kondensators konnte kein weiterer Drehzahlabfall festgestellt werden.

Danach wurde der Doppelmagnet abgebaut und weiter untersucht. Auf dem Magnetprüfstand zeigte dieser keine Auffälligkeiten. Die Elektrodenabstände und Unterbrecherkontakte wurden eingestellt, gemessen und mit den Herstellerangaben (System Support Manual D-3000 Magneto Ignition System Table 102 Service Chart) verglichen. Diese Werte lagen in den Limits.

Nach dem Öffnen des Magneten wurde am linken Unterbrecherkontakt teilweiser Abbrand festgestellt, der rechte Unterbrecherkontakt war unauffällig.

Die beim Prüflauf des Triebwerkes festgestellten Zündaussetzer beim Schalten auf M1 würden somit auf einen defekten Kondensator hindeuten.

Ein Passagier des Fluges zum Traunstein gab an, dass der Motor beim Abstellen stotterte und er den Piloten darauf ansprach:

*„Aufgefallen ist mir, dass der Motor beim Abstellen stotterte (hustete). Ich sagte noch zu ihm, dass der Motor huste und er zu mir sagte, dass dies normal sei, weil es sich um einen Turbomotor handelt. Weiters sagte er, dass die „Magneten“ nachgestellt werden sollten.“*

Diese Wahrnehmung des Passagiers deutet darauf hin, dass der Kondensator bereits vor dem Unfallflug einen Defekt aufwies (angebrannte Kontaktflächen). Aufgrund der Aussage des Piloten dürfte dieser von keinem gravierenden Problem mit dem Motor ausgegangen sein.

Der Zündschlüssel wurde in der Stellung „R“ in stark verbogenem Zustand vorgefunden. Es wird davon ausgegangen, dass sich die Stellung des Zündschlüssels aufschlagbedingt ergeben hat. Es gäbe für einen Piloten keine Veranlassung, den Motor mit nur einem Magneten zu betreiben. Selbst im Falle eines rauen Motorlaufes gibt es kein Verfahren zum Umschalten der Magneten im Flug. Die Prüfläufe ergaben keinen Hinweis auf einen möglichen Motorausfall aufgrund eines Defektes der Zündmagneten.

Beim verpflichtenden Magnetcheck vor dem Flug ist ein maximaler Drehzahlabfall von 125 U/min laut Hersteller erlaubt (siehe Kapitel 4-10 Flughandbuch).

#### **2.2.2.4 Kraftübertragung**

Es konnten weder beim Riemenantrieb noch an den Hauptrotor- oder Heckrotorantriebskomponenten Hinweise auf vorbestandene technische Mängel festgestellt werden. Der Bruch der Heckrotorantriebswelle konnte als Gewaltbruch identifiziert werden und entstand durch die erhebliche äußere Krafteinwirkung beim Absturz.

## 2.3 Flugwetter

Die Wolkenuntergrenze wurde laut Streckenwettervorhersage des Flugwetterdienstes der Austro Control bei der Schlechtwetterroute 24 mit 4800 ft – 5300 ft über Grund vorhergesagt. Bei der Schlechtwetterroute 23 auf 3500 ft- 4000 ft, bei der Route 71 auf 4700 ft -5200 ft und bei der Route 70 auf 3000 ft- 3500 ft. Die Flugsichtweiten wurden mit 5 km bis 8 km vorhergesagt. Eine graphische Annäherung an die Wetterbedingungen wird dazu in Abbildung 30 dargestellt.

Die Wettermessstationen entlang der Schlechtwetterrouten und im Umkreis des Flugplatzes Gmunden zeigten durchschnittliche Sichtweiten von mehr als 10 km, Wolkenuntergrenzen von 3600 ft bis 4000 ft über Grund und Windgeschwindigkeiten von 1 bis 9 kts.

Daraus kann geschlossen werden, dass ein direkter Flugweg auf Grund der Wolkenuntergrenze nicht möglich war. Ein Flug entlang der Schlechtwetterrouten war auf Grund der Wolkenuntergrenze und der Sichtweiten möglich. Laut Aussage eines Passagiers des Unfallfluges habe der Pilot von starkem Gegenwind gesprochen:

*„Nach ca. ½ Stunde Flugzeit sagte der Pilot zu uns dass wir starken Gegenwind haben und wir ca. 20 Minuten länger brauchen als beim Herfliegen.“*

Die Großwetterlage lieferte am Unfalltag eine Strömung aus nordwestlicher Richtung. Die Auswertungen der Wetterstationen Gmunden, Feuerkogel und Pyhrn lieferten dabei Werte um ca. 8 km/h. In höheren Lagen konnten bis zu 15 km/h ermittelt werden. Auf der Rückflugroute hätte sich dies somit als verlangsamende Gegenwindkomponente bemerkbar gemacht und die Flugzeit bei gleicher Distanz um ca. 5-7 Minuten verlängern können, dies entspricht aber nicht der Definition von „starkem Wind“, welche gemäß Auskunft ZAMG erst bei 6 Beaufort anzuwenden wäre. Dies entspräche in etwa ca. 40 km/h oder mehr.

Es ist nicht bekannt, aus welchen Informationsquellen der Pilot die relevanten Wetterdaten bezogen hat.

Abbildung 30 Graphische Darstellung der Wetterlage



Quelle: SV

# 3 Schlussfolgerungen

## 3.1 Befunde

- Die Voraussetzungen für die Verwendung des Luftfahrzeuges in Österreich waren zum Unfallzeitpunkt nicht gegeben. Auf Grund des nicht erfüllten § 8 der Luftverkehrsregeln 2010, BGBl. II Nr.80/2010 hätte das Luftfahrzeug außerhalb des Flugplatzbereiches bzw. außerhalb solcher Bereiche, die von Beobachtern am Boden optisch überwacht werden (wie Übungs- und Erprobungsbereiche oder Kunstflugräume), nicht betrieben werden dürfen. Das nicht Mitführen eines ELT hatte keinen nennenswerten Einfluss auf die Auffindung des Wracks. Die Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeuges war trotz Nichterfüllung des § 8 der Luftverkehrsregeln 2010, BGBl. II Nr.80/2010 gegeben.
- Die Untersuchung am Kraftstofffüllstandgeber zeigte erhebliche Korrosion an den elektrischen Anschlüssen. Bei der Untersuchung konnte eine Fehlfunktion festgestellt werden, jedoch ist nicht bekannt, wie lange diese Fehlfunktion schon vorgelegen ist und ob der Pilot davon Kenntnis hatte. Es wird davon ausgegangen, dass die vorhandene massive Korrosion dazu geführt hat, dass ein zu hoher Treibstoffvorrat angezeigt wurde.
- Im Bordbuch des Luftfahrzeuges konnten keine Eintragungen bezüglich der Tankanzeige festgestellt werden.
- Die letzte 100 Stunden Kontrolle wurde am 17. April 2013 bei einer Luftfahrzeuggesamtbetriebszeit von 661:00 Stunden von einem englischen EASA Part 145 Betrieb bestätigt. Bei dieser Inspektion wurde auch der Wartungspunkt „Anschlüsse und Kabel des Kraftstofffüllstandsensors am Tank auf Korrosion, Zustand und festen Sitz überprüfen“<sup>3</sup> abgezeichnet, eine explizite Überprüfung der Tankanzeige ist gemäß Wartungshandbuch bei der 100 Stunden/Jahreskontrolle nicht vorgesehen. Die vorschriftskonforme (nach dem vom Hersteller festgelegten Verfahren) Kontrolle des Kraftstofffüllstandgebers wurde in den Wartungsunterlagen zwar abgezeichnet, jedoch wahrscheinlich nicht ordnungsgemäß durchgeführt.
- Die letzte Annual Inspection wurde am 24.09.2012 durchgeführt. Im Maintenance Manual des Luftfahrzeugherstellers auf Seite MM-4-40 unter 4-49.C. heißt es: „Perform a 100 hour inspection, as a minimum, to meet the requirements for an Annual Inspection.“ Der Freigabebestätigung (Maintenance Statement and Scheduled

---

<sup>3</sup> Gemäß Enstrom F-28/280F Series Maintenance Manual Revision 4 dated 21.06.12 Table 4-51 100Hour/Annual Inspection Guide- Periodic Inspection 2. B.5

Inspection Certificate of Release to Service vom 17.04.2013 ist zu entnehmen: "The next Scheduled Maintenance Inspection is a 50hr / Annual Inspection and is due at 711.0 airframe hours on 24-9-13" Demnach wäre die nächste Annual Inspection, bei der die Korrosion hätte entdeckt werden müssen, spätestens am 24.09.2013 fällig gewesen.

- Die Untersuchung von Triebwerk, Kraftstoffördersystem, Kraftübertragung und Steuerung ergab keine Hinweise auf ein technisches Gebrechen, aber auf Verschleißanzeichen im Zündsystem (teilweiser Abbrand am Unterbrecherkontakt des linken Magneten M1).
- Masse und Schwerpunkt lagen zum Unfallzeitpunkt innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Es liegen keine Hinweise auf eine gesundheitliche Beeinträchtigung des Piloten vor.
- Der Pilot war im Besitz der zum Betrieb des Unfallluftfahrzeuges erforderlichen Berechtigung, die am Unfalltag gültig war.
- Der Pilot flog auch als Fluglehrer mit dem Unfallluftfahrzeug.
- Die Flughöhe war für eine sichere Autorotation nicht ausreichend.
- Die am Unfallort und bei der technischen Untersuchung vorgefundene Restkraftstoffmenge lag weit unter der vom Hersteller angegebenen nicht ausfliegbaren Kraftstoffmenge. Die Kraftstoffleitungen von der triebwerksseitigen Kraftstoffpumpe zur Einspritzanlage und vom Fuel Flow Divider zu den Einspritzdüsen waren nicht mit Kraftstoff gefüllt.
- Die Wetterbedingungen waren für einen Flug über die Schlechtwetterrouten ausreichend, ein Direktflug vom Außenlandeplatz Pogusch zum Flugplatz Gmunden war auf Grund der Wetterbedingungen jedoch nicht möglich.
- Der Bewilligungsbescheid zur Durchführung von Außenlandung und -abflug war an den Luftfahrzeughalter adressiert.
- Der Bewilligungsbescheid zur Durchführung von Außenlandung und -abflug galt nur für im genehmigten OM eingetragene Piloten.
- Der Pilot war nicht im OM des Luftfahrzeughalters eingetragen.
- Dem Piloten war die exakte vorhandene Kraftstoffmenge beim Abflug vom Pogusch wahrscheinlich nicht bekannt.
- Der Pilot hat den im Handbuch empfohlenen Messstab („Dip Stick“) zur Überprüfung der vorhandenen Kraftstoffmenge wahrscheinlich nicht verwendet.
- Der Pilot hat das eingebaute elektronische Instrument „Fuel Flow Meter“ zum Zwecke des In-Flight-Fuel-Managements nicht verwendet.
- Der Pilot hat für die geplante Strecke wahrscheinlich eine zu geringe Kraftstoffreserve mitgeführt.

- Ein Treibstoffverlust während des Fluges erscheint aufgrund der erhobenen Befunde unwahrscheinlich.
- Ein Motorausfall während des Fluges wegen einer Unterbrechung der Kraftstoffzufuhr oder eines Defekts des Zündsystems erscheint aufgrund der erhobenen Befunde unwahrscheinlich.
- Die SUB geht aufgrund der Faktenlage, ebenso wie die Oberste zivile Luftfahrtbehörde, von einem gewerblichen Flug aus, ist aber nicht dazu berufen, diesbezüglich eine rechtsverbindliche Feststellung zu treffen. Die Flugbetriebsart ist, wie von einem externen Sachverständigen festgestellt, im ggst. Fall für die Ermittlung der kausalen Unfallursachen und der dazu beitragenden Faktoren nicht relevant.

## 3.2 Wahrscheinliche Ursachen

Der Unfall ist auf den Ausfall des Triebwerkes durch Kraftstoffmangel zurückzuführen. Die fehlerhafte Kraftstoffvorratsanzeige und die geringe Flugerfahrung des Piloten auf dem Unfallmuster trugen wahrscheinlich dazu bei. Der Unfallort ermöglichte keine unfallfreie Notlandung.

### 3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Fehlerhafte Kraftstofffüllstandanzeige
- zu geringe Flughöhe
- Überschreitung flugbetrieblicher Sicherheitsbarrieren
- Wartungsaspekte

### 3.2.2 Schweizer Käse-Modell von James Reason

Die Fehlertheorie von James Reason „Schweizer Käse-Modell“ geht davon aus, dass aus einer Gefahr nur dann ein Unfall oder ein unerwünschtes Ereignis entstehen kann, wenn die dazwischenliegenden "Sicherheitsbarrieren" (dies können Menschen oder auch technische Vorkehrungen wie z. B. Alarmer sein) versagen, also Löcher entstanden sind. Diese Löcher müssen dann auch noch durch "besondere Umstände" genau in einer "Achse" liegen. Die Löcher entstehen durch aktives und latentes Versagen (active and latent human failure), werden durch beitragende Faktoren beeinflusst und sind außerdem "dynamisch", d. h. sie öffnen, schließen oder verschieben sich über die Zeit. Im vorliegenden Fall ergibt sich das Versagen der Sicherheitsbarrieren wie folgt:

- I. Zu kleine Tanks für diesen Streckenflug. Das Luftfahrzeug ist ausgelegt für Schulungsbetrieb und kurze Strecken, weniger auf Streckenflug mit Payload (Anmerkung: der Hubschrauber kann vollgetankt noch eine Payload von 280 kg aufnehmen, es gibt aber keine Möglichkeit, mehr zu tanken bei weniger Payload). Nur der direkte Flugweg hätte noch ausreichend Reserven erlaubt.



- II. Im Unternehmen bekannte Eigenheit der Kraftstoffanzeige die einen Mangel darstellte. Nur mündlich übermittelt, in den Bordpapieren nicht dokumentiert. Dadurch keine sichere Weitergabe dieser Information an den auf der Type unerfahrenen Piloten.



- III. Erbringen einer Beförderungsleistung unter Zeitdruck, die Flugminute wird abgerechnet. Streckenwahl ohne Zwischenlandung.



- IV. Abgemessenes Nachtanken (kein Volltanken) auf runde Werte aufgrund falscher Einschätzung durch den Piloten ohne Verwendung des Messstabes. Keine Überprüfung der Reserven, eventuell Fehler bei der Einheitenumrechnung. Nicht-Beachtung einer „Note“ im Flughandbuch zur Benützung des Peilstabes.

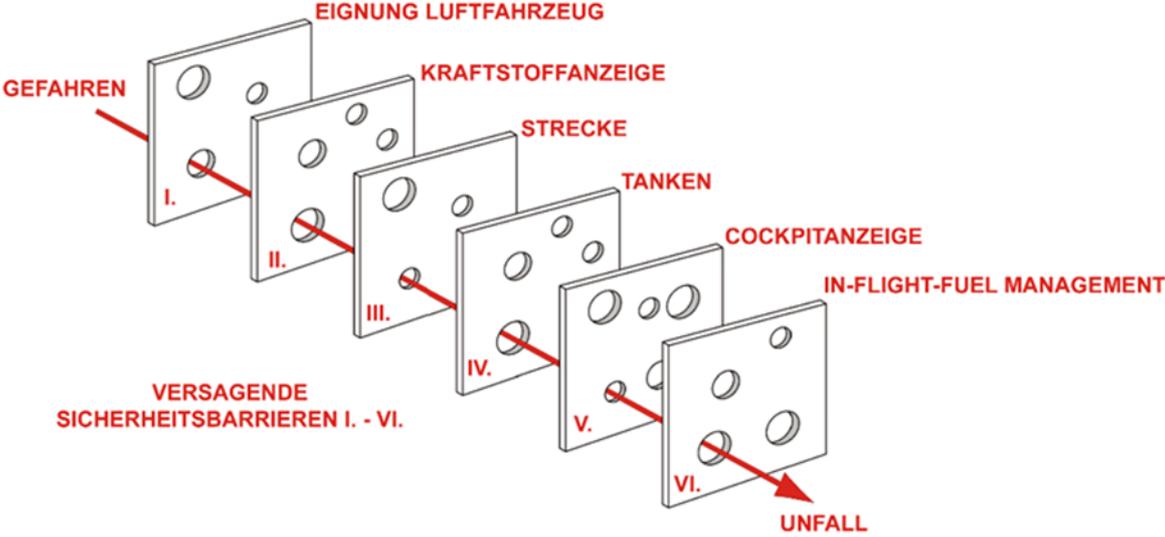


- V. Keine aktive „Low Fuel“- Anzeige im Cockpit.



- VI. Versagen des In-Flight-Fuel Managements.

Abbildung 31 Fehlertheorie von James Reason „Schweizer Käse-Modell“



Quelle: SV, James Reason

# 4 Sicherheitsempfehlungen

## 4.1 Bereits ausgesprochene Sicherheitsempfehlungen

Nr. SE/UUB/LF/7/2014, ergeht an:

Hersteller, FAA und EASA:

Der Einbauort des Kraftstoffmengengebers an Enstrom Helicopter Corporation 280FX Hubschraubern sollte so gewählt werden, dass die elektrischen Anschlüsse des Kraftstoffmengengebers effektiv vor Korrosion geschützt werden können.

Nr. SE/UUB/LF/8/2014, ergeht an:

Hersteller, FAA und EASA:

Die Überprüfung der Verkabelung des Kraftstoffmengengebers an Enstrom Helicopter Corporation 280FX Hubschraubern sollte in kürzeren zeitlichen Abständen stattfinden.

Nr. SE/UUB/LF/9/2014, ergeht an:

Hersteller, FAA und EASA:

Die Lagerungsvorschriften sowie die vorbeugenden Maßnahmen für den Korrosionsschutz im Wartungshandbuch von Enstrom Helicopter Corporation 280FX Hubschraubern sollten die elektrischen Anschlüsse des Kraftstoffmengengebers in ausreichender Weise berücksichtigen.

Nr. SE/UUB/LF/1/2015 ergeht an:

EASA Europäische Luftfahrtbehörde, Austro Control GmbH

Das verpflichtende Tragen von Schutzhelmen könnte den persönlichen Schutz steigern, da Insassen bei vielen Unfällen in der Vergangenheit schwerste Kopfverletzungen davontrugen.

Das Mitführen von geeigneten Schutzhelmen in Hubschraubern sollte ein zusätzlicher Bestandteil der persönlichen Schutzausrüstung sein.

# 5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

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

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

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

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

## **Tabellenverzeichnis**

Tabelle 1 Personenschäden.....	16
Tabelle 2 Daten des Motorprüflaufs .....	50
Tabelle 3 Gegenüberstellung von Zeiten und Treibstoff durch Sachverständige.....	65
Tabelle 4 Longitudinaler Schwerpunkt, Unfallflug.....	67
Tabelle 5 Lateraler Schwerpunkt, Unfallflug.....	67

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Übersicht Flugplatz Gmunden - Unfallstelle .....	15
Abbildung 2 Übersicht des Kraftstoffsystems und Installationsanordnung .....	25
Abbildung 3 Kraftstofffluss Darstellung .....	25
Abbildung 4 ALPFOR Österreich vom 05. April 2014, gültig von 14:00 Uhr bis 18:00 Uhr UTC .....	27
Abbildung 5 GAFOR Österreich vom 05. April 2014, gültig von 14:00 Uhr bis 20:00 Uhr UTC .....	28
Abbildung 6 Darstellung des Unfallortes.....	36
Abbildung 7 Endlage des Luftfahrzeuges .....	36
Abbildung 8 Kollektiver Einstellhebel in maximal gezogener Position .....	40
Abbildung 9 Pilot zyklischer Stick Bruchstelle .....	40
Abbildung 10 Co-Pilot Doppelsteuer zyklischer Stick Bruchstelle .....	41
Abbildung 11 Hauptrotor Taumelscheibe .....	41
Abbildung 12 Heckrotor Pedale Pilot .....	42
Abbildung 13 Heckrotor Pedalaufnahme Doppelsteuer .....	43
Abbildung 14 Heckrotorgetriebe mit Heckrotorschiebehülse .....	43
Abbildung 15 Übersicht Kraftstoffvorratsanzeige.....	46
Abbildung 16 Anzeigewert über 240lbs .....	47
Abbildung 17 Ansicht des Füllstandgebers von oben .....	48
Abbildung 18 Füllstandgeber im ausgebauten Zustand.....	49
Abbildung 19 abgeschraubter Kabelschuh.....	49
Abbildung 20 Aufbau des Triebwerkes am Motorprüfstand mit Testpropeller .....	51
Abbildung 21 Hauptgetriebe Chip Detektor.....	52
Abbildung 22 Heckrotorgetriebe Chip Detektor .....	53
Abbildung 23 Plausibler Flugweg in Google Earth Bild .....	59
Abbildung 24 Darstellung von zwei möglichen Flugwegen, grün direkte Flugroute, rot Schlechtwetterflugroute (24, 23, 71, 70) .....	61
Abbildung 25 Handzettel des Piloten.....	62
Abbildung 26 Grafik zu longitudinalem Schwerpunkt.....	68
Abbildung 27 Grafik zu lateralem Schwerpunkt .....	68
Abbildung 28 Faksimile TKHS/EN28-280/MP, Punkt e) .....	72
Abbildung 29 Funktionsweise Zündung .....	80
Abbildung 30 Graphische Darstellung der Wetterlage .....	84
Abbildung 31 Fehlertheorie von James Reason „Schweizer Käse-Modell“ .....	89

## **Verzeichnis der Regelwerke**

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957, zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 151/2021

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

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

**Verordnung (EU) Nr.376/2014** des Europäischen Parlaments und des Rates vom 03. April 2014 über die Meldung, Analyse und Weiterverfolgung von Ereignissen in der Zivilluftfahrt, zur Änderung der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates und zur Aufhebung der Richtlinie 2003/42/EG des Europäischen Parlaments und des Rates und der Verordnungen (EG) Nr. 1321/2007 und (EG) Nr. 1330/2007 der Kommission

**Durchführungsverordnung (EU) Nr. 923/2012** der Kommission vom 26. September 2012 zur Festlegung gemeinsamer Luftverkehrsregeln und Betriebsvorschriften für Dienste und Verfahren der Flugsicherung und zur Änderung der Durchführungsverordnung (EG) Nr. 1035/2011 sowie der Verordnungen (EG) Nr. 1265/2007, (EG) Nr. 1794/2006, (EG) Nr. 730/2006, (EG) Nr. 1033/2006 und (EU) Nr. 255/2010. (**SERA**)

## Abkürzungen

ACG	Austro Control GmbH
AFM	Aircraft Flight Manual
AGL	Above Ground Level
AMC	Acceptable Means of Compliance
AMSL	Above Mean Sea Level
AOC	Air Operator Certificate
ARC	Airworthiness Review Certificate
BGBI.	Bundesgesetzblatt
BKN	Broken (5/8 - 7/8)
C	Celsius
CAMO	Continuing Airworthiness Management Organisation
CAT	Clear Air Turbulence
CHT	Cylinder Head Temperature
CPL	Commercial Pilot Licence
CPL(H)	Commercial Pilot Licence (Helicopter)
CU	Cumulus
CVR	Cockpit Voice Recorder
E	East
EASA	European Aviation Safety Agency
ECET	End of Civil Evening Twilight
EGT	Exhaust Gas Temperature
ELT	Emergency Locator Transmitter
F	Fahrenheit
FCL	Flight Crew Licence
FDR	Flight Data Recorder
FEW	Few (1/8-2/8)
FL	Flightlevel
Ft	Fuß

GAFOR	General Aviation Forecast
Gal/hr	Gallon/Hour
GZ	Geschäftszahl
h	Stunde(n)
ha	Hektar
HPA	Hectopascal
idgF	in der geltenden Fassung
IFR	Instrument Flight Rules
JAR	Joint Aviation Requirement
kg	Kilogramm
km	Kilometer
km/h	Kilometer pro Stunde
KT	Knots
Kts	Knots
l, lt	Liter
Lbs	Pfund
LFG	Luftfahrtgesetz
LFZ	Luftfahrzeug
LL	Low Lead
LOGL	Flugplatz Lanzen Turnau
LOLU	Flugplatz Gmunden Laakirchen
LOLW	Flugplatz Wels
LOWL	Flughafen Linz
LOWW	Flughafen Wien
LOXA	Flugplatz Aigen
m	Meter
METAR	Aviation Routine Weather Report (Code Form)
min	Minute(n)
ml	Milliliter
MM	Maintenance Manual

MP	Manifold Pressure
MPH	Miles per Hour
N	North
NM	Nautical Mile
NOSIG	No Significant change
NVFR	Night VFR
OM	Operations Manual
OVH	Overhaul
PCA	Continuing Airworthiness Manager
PPL	Private Pilot Licence
PS	Pferdestärke
Q	Indicator for QNH in Hectopascal
QNH	Höhenmesser-Skaleneinstellung, um bei der Landung die Flugplatzhöhe zu erhalten
RA	Rain
RMK	Remark
RPM	Revolutions Per Minute
SC	Stratocumulus
SCT	Scattered (3/8 - 4/8)
SDB	Service Directive Bulletin
SV	Sachverständiger
TBO	Time Between Overhaul
TIT	Turbine Inlet Temperature
TR	Track
TSN	Time Since New
TSO	Time Since Overhaul
ü.d.M.	über dem Meeresspiegel
U/min	Umdrehungen pro Minute
US GAL	US Gallone
UTC	Coordinated Universal Time

VFR	Visual Flight Rules
VRB	variable
WGS84	World Geodetic System 1984
Z	zulu – see UTC

## **Impressum**

Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Wien, 2022. Stand: 12.09.2022

## **Untersuchungsbericht**

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

## **Copyright und Haftung:**

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

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen. 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.

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:

[bmk.gv.at/impressum/daten.html](https://bmk.gv.at/impressum/daten.html).

**Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes**

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 71162 65-0

[fus@bmk.gv.at](mailto:fus@bmk.gv.at)

[www.bmk.gv.at/ministerium/sub.html](http://www.bmk.gv.at/ministerium/sub.html)