

Untersuchungsbericht

Unfall mit dem Motorflugzeug Robin DR 400/140 B, am 26.08.2017, um ca.
13:55 Uhr UTC am Flugplatz Gmunden-Laakirchen (LOLU),
Gemeinde Laakirchen, A-4644, Oberösterreich

GZ.: 2021-0.408.206

Inhalt

Inhalt.....	2
Vorwort.....	4
Hinweis	5
Einleitung	6
1 Tatsachenermittlung	8
1.1 Ereignisse und Flugverlauf	8
1.1.1 Flugvorbereitung.....	10
1.2 Personenschäden	11
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	11
1.4 Andere Schäden	11
1.5 Besatzung.....	11
1.5.1 Pilot	11
1.6 Luftfahrzeug	12
1.6.1 Bord Dokumente.....	12
1.6.2 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges	13
1.6.3 Instandhaltung von Triebwerk und Propellersystem	13
1.6.4 Treibstoffvorrat.....	13
1.6.5 FADEC Auswertung	16
1.6.6 Motoruntersuchung.....	20
1.7 Flugfernmeldedienste	21
1.8 Flugwetter.....	21
1.9 Angaben über Wrack und Aufprall.....	23
1.9.1 Flugplatz Gmunden-Laakirchen.....	23
1.9.2 Unfallstelle.....	24
1.9.3 Verteilung und Zustand der Wrackteile.....	25
1.9.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung-Versagen, Funktionsstörungen	26
1.10 Medizinische und pathologische Angaben	27
1.11 Brand	27
1.12 Überlebensaspekte	27
1.12.1 Rückhaltesysteme.....	27
1.12.2 Evakuierung	27
1.13 Flugschreiber.....	27
2 Auswertung.....	28
2.1 Flugwetter.....	28

2.2	Luftfahrzeug	28
2.3	Besatzung, Betrieb und Flugverlauf	30
3	Schlussfolgerungen.....	34
3.1	Befunde.....	34
3.2	Wahrscheinliche Ursachen	35
3.2.1	Wahrscheinliche Faktoren.....	35
4	Sicherheitsempfehlungen.....	36
5	Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....	37
	Tabellenverzeichnis.....	38
	Abbildungsverzeichnis	39
	Verzeichnis der Regelwerke	40
	Abkürzungen.....	41
	Impressum	42

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

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

Hinweis

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

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

Hinweis zu abgebildeten Personen:

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

Einleitung

Luftfahrzeughalter:	Fliegerclub
Flugzeughersteller:	Apex Industries Inc.
Musterbezeichnung:	Robin DR 400/140 B
Luftfahrzeugart:	Motorflugzeug
Eintragsstaat:	Frankreich
Unfallort:	4816 Laakirchen, In der Straß
Koordinaten (WGS84):	N 47° 57' 7,91"; E 013° 52' 55,85"
Ortshöhe über dem Meer:	504 m
Datum und Zeitpunkt:	26.08.2017 um 13:55 Uhr UTC

Am 26.08.2017 um ca. 13:15 Uhr UTC startete der Pilot mit dem Motorflugzeug Robin DR 400 vom Flugplatz Gmunden-Laakirchen zu einem Rundflug, wobei er drei Passagiere mitführte. Nach etwa 50 Minuten Flugzeit, bereits auf dem Rückflug, bemerkte der Pilot im Bereich des Traunsteins in einer Höhe von ca. 5500 ft ein Stottern und Aussetzen des Triebwerkes, weshalb er sich für einen direkten Rückflug zum Flugplatz entschied und um sofortige Landefreigabe ersuchte. Als Ursache für die Triebwerksprobleme wurde Treibstoffmangel festgestellt.

Nach dem Aufsetzen etwa im letzten Drittel der Piste 08 konnte das Luftfahrzeug nicht mehr bis zum Ende der Piste gestoppt werden. Der Pilot unterflog eine querende Hochspannungsleitung in der Verlängerung der Piste und prallte ca. 175 m nach der Schwelle 26 in den Gegenhang, wo das Flugzeug schwer beschädigt zum Stillstand kam. Der Pilot und die drei Passagiere erlitten bei dem Absturz zum Teil schwere Verletzungen und wurden in nahe gelegene Krankenhäuser geflogen. Am Luftfahrzeug entstand Totalschaden.

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Verkehrsbereich Zivilluftfahrt wurde am 26.08.2017 um ca. 14:15 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:

Eintragungsstaat: Frankreich
Herstellerstaat: Frankreich
Herstellerstaat Triebwerk: Deutschland

1 Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen des Piloten, der Augenzeugen und der Passagiere in Verbindung mit den Erhebungen des Landeskriminalamt Oberösterreich und der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wie folgt rekonstruiert:

Der Pilot gab an, im System des Fliegerclubs das Luftfahrzeug DR 400 für einen ca. 2 Stunden dauernden Rundflug reserviert zu haben. Er begab sich am 26.08.2017, ca. eine halbe Stunde vor Abflug, zum Flugplatz Gmunden-Laakirchen (LOLU). Nach Entnahme der Bordpapiere und deren Kontrolle auf etwaige Einträge berechnete er die Flugzeiten seiner Vorgänger und bestimmte danach die Resttreibstoffmenge im Tank. Er errechnete eine Restmenge von 61 Liter, was einer Flugzeit von ca. 2 Stunden und 45 Minuten entsprach.

Im Anschluss daran begab er sich zum Luftfahrzeug, welches am Vorfeld abgestellt war und führte die Vorflugkontrolle (PRE-FLIGHT INSPECTION) durch. Danach kontrollierte er die Ölmenge mit dem Ölmesstab und die Spritmenge mit dem Peilstab. Der Ölstand war im zulässigen Bereich und die Messung mit dem Peilstab ergab eine Treibstoffmenge von mehr als der Hälfte, was in Übereinstimmung mit seinen Berechnungen war.

Anschließend holte er seine Passagiere ab, welche sich im Aufenthaltsbereich der Gastronomie befanden. Er gab an, dass ihm die Passagiere nicht bekannt waren. Die Passagiere stiegen ein und er schnallte sie mit den Gurten an. Alle Passagiere bekamen ein Headset. Helme waren nicht vorgeschrieben. Danach stieg der Pilot in das Luftfahrzeug, nahm links vorne Platz und schnallte sich ebenfalls an. Er gab an, dass das Luftfahrzeug mit einem Doppelsteuer versehen war, welches auch funktionierte.

Er arbeitete die Checkliste für das Anlassen des Triebwerks ab. Seinen Angaben zufolge verlief das Anlaufen des Triebwerkes problemlos. Er steuerte das Luftfahrzeug zum Rollhalt der Piste 26 und führte dabei den Taxicheck (Checkliste TAXIING) durch. Nach dem Taxicheck führte er die BEFORE TAKEOFF Checkliste und den darin inkludierten FADEC self-check durch, welcher problemlos verlief. Nach diesem Check meldete er sich beim Kontrollturm und holte die Startfreigabe ein.

Nach der Startfreigabe rollte er zur Startstelle der Piste 26 und startete um 12:02 Uhr problemlos in Richtung Westen. Der erste Flug, welcher über das Seengebiet und Salzkammergut führte, dauerte ca. 56 Minuten. Dieser Flug wurde mit der Landung auf Piste 08 problemlos abgeschlossen. Er rollte auf das Vorfeld, stellte die Maschine ab und ließ die Passagiere aussteigen. Er brachte die 3 Passagiere in den Wartebereich zurück und nahm 3 weitere Passagiere zum Einsteigen mit. Das Einstiegsprozedere war gleich wie beim vorherigen Flug.

Nachdem der Pilot eingestiegen war, ließ er das Triebwerk an und rollte zum Rollhalt der Piste 26. Dort führte er analog zum ersten Flug die entsprechenden Checks und Überprüfungen durch, welche ohne Vorkommnisse abgeschlossen werden konnten und startete um 13:15 Uhr. Der anschließende Rundflug war bis zum Rückflug im Bereich des Traunsteins problemlos. Während des Fluges machte er in wiederholten Abständen den Instrumentencheck und gab an, keine Probleme oder Auffälligkeiten erkannt zu haben.

Er befand sich auf Höhe Traunstein in einer Flughöhe von 5500 ft MSL, als plötzlich der Motor stotterte und aussetzte. Auf dem Instrumentenbrett leuchteten seinen Angaben zufolge beide FADEC Warnleuchten sowie weitere Warnlampen auf. Vor dem Motorausfall hatte jedenfalls keine Warnlampe aufgeleuchtet, insbesondere nicht jene für „Fuel Low Level Warning“. Er gab an, dass seine erste Tätigkeit das Aus- und wieder Anschalten des Hauptschalters war. Weiters schaltete er die elektrische Fuel-Pumpe ein und tätigte einen Startversuch des Triebwerkes. Da der Motor nicht wieder angesprungen war, schaltete er die Benzinpumpe aus und suchte nach einer anderen Lösung.

Als erste Möglichkeit erwog er eine Notlandung bzw. Notwasserung im Traunsee, da er im näheren Umfeld keine andere Landemöglichkeit sah. Etwa im selben Moment bemerkte er jedoch, dass er Blickkontakt zum Flugplatz hatte. Aufgrund der Flughöhe von einem guten Kilometer über Grund und der Flugplatzhöhe nahm er an, dass er ohne Triebwerksleistung eine horizontale Strecke von etwa 9 km bei gegebenem Gleitwinkel zurücklegen könne. Kurz nach dem Aussetzen des Motors hatte der Pilot die Landeklappen in der ersten Landeklappenstellung gesetzt.

Der Pilot gab an, aufgrund der Leistungsdaten des Luftfahrzeuges eine Fluggeschwindigkeit von ca. 130 – 140 km/h gewählt zu haben, welche er allerdings nicht unterschreiten durfte, da ihm bekannt war, dass das Luftfahrzeug bei einem Strömungsabriss unter 130 km/h zum Kippen neigt.

Er bemerkte, dass das Luftfahrzeug sehr schnell wurde und leitete daher bereits während des Anfluges ein Slip-Manöver ein, um das Luftfahrzeug abzubremsen. Beim Anflug auf die Piste 08 achtete er darauf, dass dieser ausreichend hoch zur Pistenschwelle stattfand, da ein nachträgliches Korrigieren ohne Motorleistung nicht mehr möglich gewesen wäre, ohne Gefahr zu laufen, in die Geländekante unmittelbar vor der Piste zu geraten. Im kurzen Endteil des Landeanflugs hatte er die Landeklappen dann voll ausgefahren.

Kurz vor Pistenanfang drückte er die Luftfahrzeugnase nach unten, wodurch die Geschwindigkeit stieg und er erst im letzten Drittel der Piste aufsetzte. Als er bemerkte, dass er das Luftfahrzeug durch Bremsen nicht mehr auf der Piste zum Stehen bringen konnte, bremste er nicht mehr, da er die Manövriermöglichkeit des Luftfahrzeuges aufrechterhalten wollte. Am Ende der Piste 08 wurde ihm bewusst, dass er eine ca. 130 m nach der Pistenschwelle 26 in der Verlängerung der Piste befindliche, querende Hochspannungsleitung unterfliegen musste. Dies gelang ihm, er zog nach dem Unterfliegen der Hochspannungsleitung das Luftfahrzeug wieder hoch und schlug im Gegenhang auf. Er gab an, keine weiteren Details zu wissen, da er erst wieder im Klinikum zu sich kam. Der Pilot und die Passagiere wurden mit der Rettung bzw. mit dem Rettungshubschrauber in nahe gelegene Krankenhäuser gebracht.

Der Pilot hielt weiters fest, dass er nach dem Unfall eine Ursachenforschung betrieben hätte, und insbesondere den Spritverbrauch sowie sämtliche Betankungen recherchiert und entsprechend rückgerechnet hätte. Er legte einen Auszug aus dem elektronischen Bordbuch und seine Treibstoffkalkulation für das betreffende Luftfahrzeug bei, aus der sich ergibt, dass zum Zeitpunkt des Triebwerksausfalles noch ca. 24 Liter Treibstoff im Tank hätten sein müssen.

Er gab an, dass er dies deshalb so genau angeben könne, weil er am 23.08.2017 mit Sicherheit vollgetankt habe – Fassungsvermögen 110 Liter – und der Pilot am 24.08.2017 weitere 48 Liter nachgetankt hatte und seither nur 6 Flugstunden absolviert wurden. Der Jahresdurchschnittsverbrauch beträgt 21,7 Liter pro Flugstunde. Diese Berechnungen decken sich mit seinen persönlichen Wahrnehmungen vor dem Abflug.

1.1.1 Flugvorbereitung

Die gemäß Verordnung (EU) 923/2012 Anhang SERA.2010/b idgF. erforderliche Flugvorbereitung wurde durchgeführt.

1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche	0	0	0
Schwere	1	3	0
Keine	0	0	–

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Am Motorflugzeug entstand Totalschaden.

1.4 Andere Schäden

An der Unfallstelle trat eine geringfügige Menge an Treibstoff (ca.100 ml) aus. Des Weiteren entstand geringer Flurschaden an der Unfallstelle.

1.5 Besatzung

1.5.1 Pilot

Alter:	65 Jahre
Art des Zivilluftfahrerscheines:	PPL(A)
Berechtigungen:	SEP, TMG
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig
Sprechfunkberechtigung:	Am Unfalltag gültig
Überprüfungen (Checks):	
Medical check:	Class 2, gültig bis 08.08.2018 LAPL, gültig bis 08.08.2019
Gesamtflugerfahrung (inkl. Unfallflug):	ca. 1302 : 00 Stunden

davon in den letzten 90 Tagen	ca. 63 : 50 Stunden
davon in den letzten 30 Tagen	ca. 12 : 16 Stunden
davon in den letzten 24 Stunden	ca. 03 : 20 Stunden
Gesamtflugstunden DR 400:	ca. 20 : 00 Stunden
90 Tage vor dem Unfall	ca. 06 : 32 Stunden
30 Tage vor dem Unfall	ca. 03 : 13 Stunden
24h vor dem Unfall	keine Flugstunden auf DR 400
Unfallflug 26.08.2017	ca. 01 : 36 Stunden

1.6 Luftfahrzeug

Die DR 400 „Robin Ecoflyer“ ist ein viersitziger freitragender Tiefdecker in Holzbauweise mit starrem Fahrwerk. 2010 wurde als neues Triebwerk der Motor TAE 125-02-114 mit EASA STC 10014219 eingebaut. Das Luftfahrzeug wird in dieser Konfiguration auch als DR 400/155 CDI bezeichnet.

Luftfahrzeugart:	Motorflugzeug
Hersteller:	Apex Industries Inc.
Herstellerbezeichnung:	Robin DR 400/140 B
Baujahr:	2006
Gesamtbetriebsstunden:	ca. 1861:09 Stunden
Landungen:	ca. 2576
Triebwerk:	Centurion 2.0S
Type:	TAE 125-02-114
Hersteller:	Thielert Aircraft Engines GmbH

1.6.1 Bord Dokumente

Eintragungsschein:	ausgestellt am 06.12.2016 von DGAC
Lufttüchtigkeitszeugnis:	ausgestellt am 07.07.2014 von DGAC
Nachprüfungsbescheinigung (ARC):	ausgestellt am 29.05.2017 von HB-CAMO
Lärmzeugnis:	ausgestellt am 10.06.2014 von DGAC
Bescheid Flugfunkstelle:	ausgestellt am 03.07.2009 von DGAC
Versicherung:	ausgestellt am 31.03.2017, gültig bis 28.02.2018

1.6.2 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges

Das Fluggewicht lag innerhalb der zulässigen Grenze. Die errechnete Schwerpunktlage befand sich innerhalb der Betriebsgrenzen.

1.6.3 Instandhaltung von Triebwerk und Propellersystem

Die Instandhaltung für den nichtgewerblichen Betrieb des Luftfahrzeuges erfolgte gemäß Instandhaltungsprogramm (IHP) nach Verordnung (EG) 2042/2003 Teil M.A.302 nach den Instandhaltungsdokumenten vom Inhaber der Musterzulassung durch eine österreichische CAMO. Diese CAMO hat das erste Mal im Mai 2015 Arbeiten am Luftfahrzeug durchgeführt. Zuvor wurde die Wartung durch einen deutschen Wartungsbetrieb durchgeführt. Dieser hat auch die letzte 500-Stunden-Wartung am 29.7.2014 abgeschlossen.

Anlässlich der letzten vollständigen Prüfung der Lufttüchtigkeit (Airworthiness Review) am 06.05.2015 wurde die Durchführung sämtlicher für Triebwerk, Propeller- und Treibstoffsystem fälliger Instandhaltungen in Übereinstimmung mit dem genehmigten IHP bestätigt. Das Airworthiness Review Certificate wurde zwei Mal verlängert, zuletzt am 29.05.2017, und war infolgedessen bis 06.06.2018 gültig.

Am 20.6.2017, etwa 2 Monate vor dem Unfall, wurde eine Wartungsaktivität betreffend 100 Stunden Kontrolle Zelle und Motor bzw. 3-Jahres Kontrolle durchgeführt. Im Zuge der 3-Jahres Kontrolle wurde die Funktion des „Fuel Low Level Warning Lights“ geprüft und für in Ordnung befunden. Am 17.07.2017 wurde aufgrund eines gefundenen Metallspans an der Magnetschraube des Getriebes das Getriebeöl gewechselt.

1.6.4 Treibstoffvorrat

Das Luftfahrzeug verfügt über einen Treibstofftank mit einem Gesamttankvolumen von 110 Liter, wovon 1 Liter nicht ausfliegbar ist. Die Anzeige der Treibstoffmenge erfolgt über einen Geber im Tank (Fuel Quantity Transmitter), der die Treibstoffmenge an einem Instrument im Cockpit anzeigt (Fuel Quantity am Westach Quad Indicator). Unter der Tankanzeige war ein Aufkleber mit der Aufschrift „TANKANZEIGE ZEIGT 10 L ZUVIEL“ angebracht. Gemäß Wartungshandbuch (Maintenance Manual, Abschnitt 9.7) darf die Tankanzeige für Treibstoffmengen bis 60 Liter bis zu 10 Liter weniger anzeigen. Die Treibstoffmenge im Tank muss jedoch stets gleich oder größer sein als auf der Tankanzeige. Das Wartungshandbuch schreibt hierzu:

Abbildung 1 Einstellung Fuel Level Sensor

CAUTION

The actual quantity of usable fuel must be AT LEAST EQUAL TO BUT NEVER LESS THAN THE READING SHOWN AS MEASURED WHEN FILLING AND WHEN DRAINING.

- The permitted tolerance for the actual quantity of fuel compared with the reading is:
 - 0 to + 10 litres for values of 0 to 60 litres
 - 0 to + 15 litres for values of 60 to 110 litres

Quelle: Wartungshandbuch DR400, Amendment 16, Apex Industries

Wer den Aufkleber angebracht hat, konnte nicht festgestellt werden. Weder der Betreiber (Fliegerclub), noch der Wartungsbetrieb, welcher für das Luftfahrzeug als CAMO seit 2015 tätig war, noch der in Deutschland ansässige Wartungsbetrieb, der das Luftfahrzeug zuvor betreut hatte, konnten Auskunft über die Herkunft des Aufklebers geben. Die CAMO, die das Luftfahrzeug zuletzt betreut hat, geht davon aus, dass der Aufkleber bei der letzten 500 Stunden Wartung angebracht wurde.

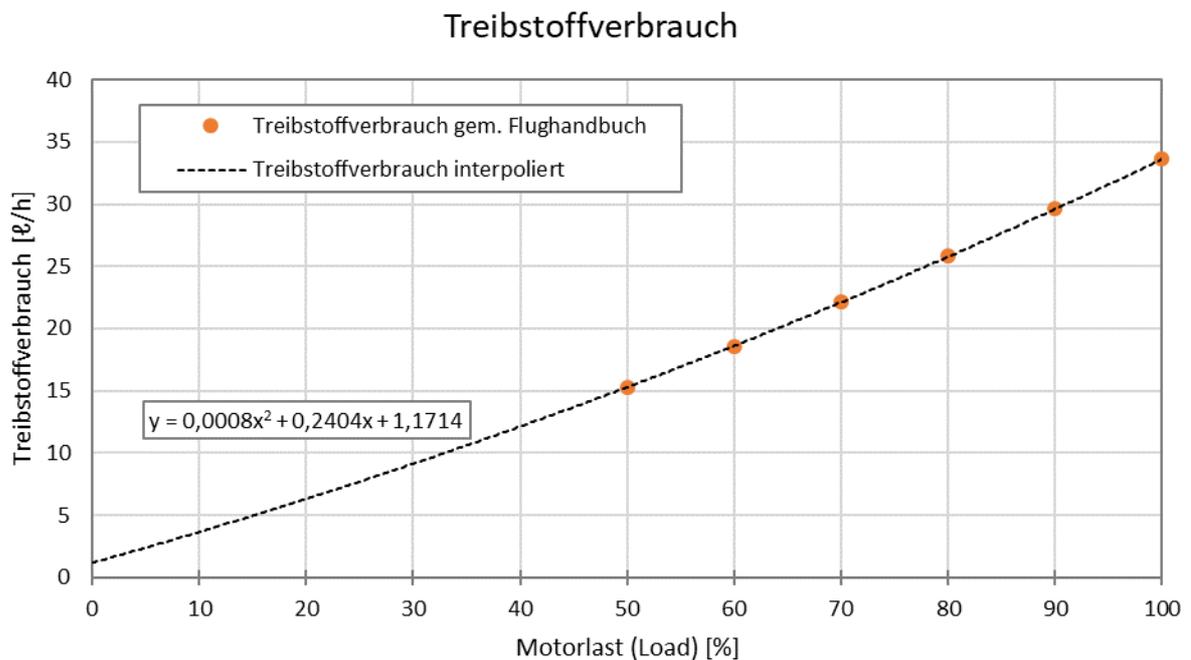
Zusätzlich zur Treibstoffanzeige verfügt das Luftfahrzeug über ein unabhängiges „Fuel Low Level Warning Light“, beschriftet mit „CARBURANT BAS NIVEAU“, welches mit einem darüber befindlichen zusätzlichen Aufkleber mit der Beschriftung „Sprit Niveau“ versehen ist.

Das Luftfahrzeug wurde das vorletzte Mal vor dem Unfall am 23.08.2017 mit 72 Liter Diesel betankt. Dies ist im Tankprotokoll und in den Einträgen des Bordbuches ersichtlich. Das letzte Mal vor dem Unfall wurde am 24.08.2017 getankt. Die Menge betrug dabei 48 Liter. Beruhend auf den Aufzeichnungen des Bordbuches wurde zwischen der Betankung am 23.8.2017 und der Betankung am 24.8.2017 eine Flugzeit von 3 Stunden und 7 Minuten absolviert. Seit dem letzten Tanken am 24.08.2017 wurden vier Flüge im Ausmaß von 2 Stunden und 34 Minuten inklusive dem Unfallflug durchgeführt. Nicht erfasst sind die Laufzeit und der damit einhergehende Treibstoffverbrauch des Motors am Boden, d.h. zwischen den Flügen.

Aus dem Bordbuch des Luftfahrzeugs ist nicht ersichtlich, wann das Luftfahrzeug das letzte Mal vollgetankt war. Nach Aussage des Piloten sei die Tankanzeige vor Beginn der zwei Rundflüge auf „nicht ganz halbvoll“ gestanden.

Der Treibstoffverbrauch ist im Flughandbuch für verschiedene Höhen, Luftfahrzeugmassen und Motor-Lastzustände (50% bis 100% in 10% Schritten) angeführt. Die Verbrauchsangaben sind für die verschiedenen Flughöhen und Luftfahrzeugmassen ident, sodass sich nur eine Abhängigkeit vom Lastzustand des Motors ergibt. Dieser Motorlast-abhängige Treibstoffverbrauch ist in Abbildung 2 eingetragen (orange Punkte). Diese Werte wurden interpoliert (gestrichelte Kurve) und für die weitere Verbrauchsberechnung verwendet (Abschnitt 1.6.5 und Abbildung 5).

Abbildung 2 Treibstoffverbrauch Robin DR 400 mit Thielert Centurion 2.0S



Quelle: SUB

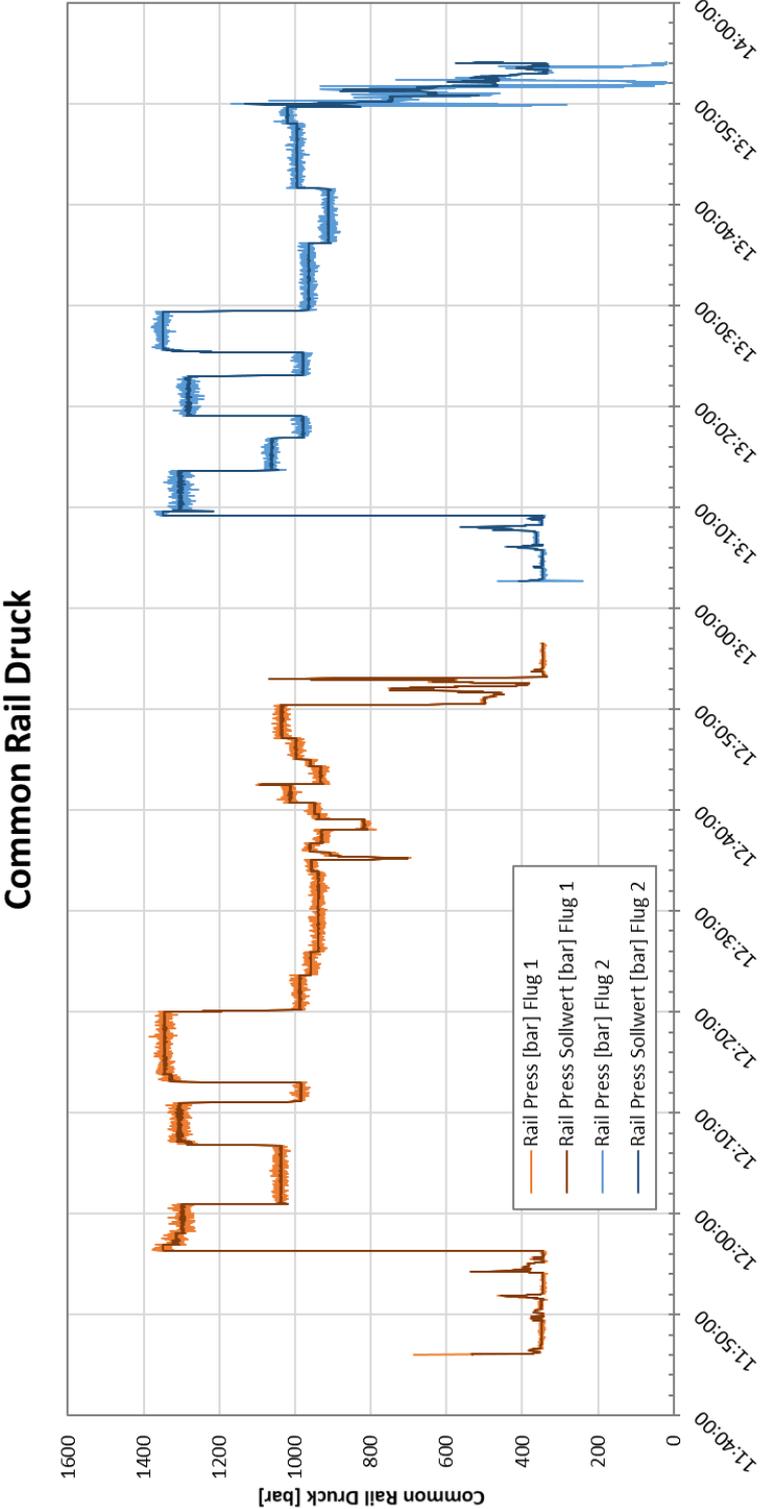
Das Flughandbuch gibt im Abschnitt „Performance“ auch Auskunft über die Steigleistung für die Fälle mit 1000 kg und 1100 kg Abflugmasse mit eingefahrenen Klappen. So wird z.B. für ein Steigen mit 1000 kg auf 5000 ft in 5,9 Minuten 3,3 Liter Treibstoff verbraucht, was einem durchschnittlichen Treibstoffverbrauch von 33,56 Liter/Stunde entspricht. Der durchschnittliche Treibstoffverbrauch liegt gemäß Flughandbuch beim Steigen für alle Kombinationen von Höhe und Masse bei etwa 33 Liter/Stunde.

1.6.5 FADEC Auswertung

Die Daten der elektronischen Motorsteuerung (FADEC) wurden vom Triebwerkshersteller unter Aufsicht der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes ausgelesen. Demzufolge wurden die ersten Fehlermeldungen am Unfalltag von FADEC Kanal A um 13:49:54 Uhr und von Kanal B um 13:54:36 Uhr aufgezeichnet (jeweils FADEC-interne Zeitreferenz). Es folgten verschiedene Fehlermeldungen betreffend zu niedrigem Treibstoffdruck im Common Rail System („High negative PRail delta“, „Low PRail“). FADEC Kanal A wird bis 13:49:56 Uhr als aktiv angezeigt, FADEC Kanal B ab 13:52:48 Uhr, wobei jeder FADEC Kanal einen eigenen internen Zeitgeber hat und diese eine Abweichung von mehreren Minuten aufweisen können. Im Folgenden werden die Daten und Zeitreferenzen von Kanal A verwendet und dargestellt, da dieser während des Großteils des Fluges und bis zum Auftreten der ersten Fehlermeldungen aktiv war.

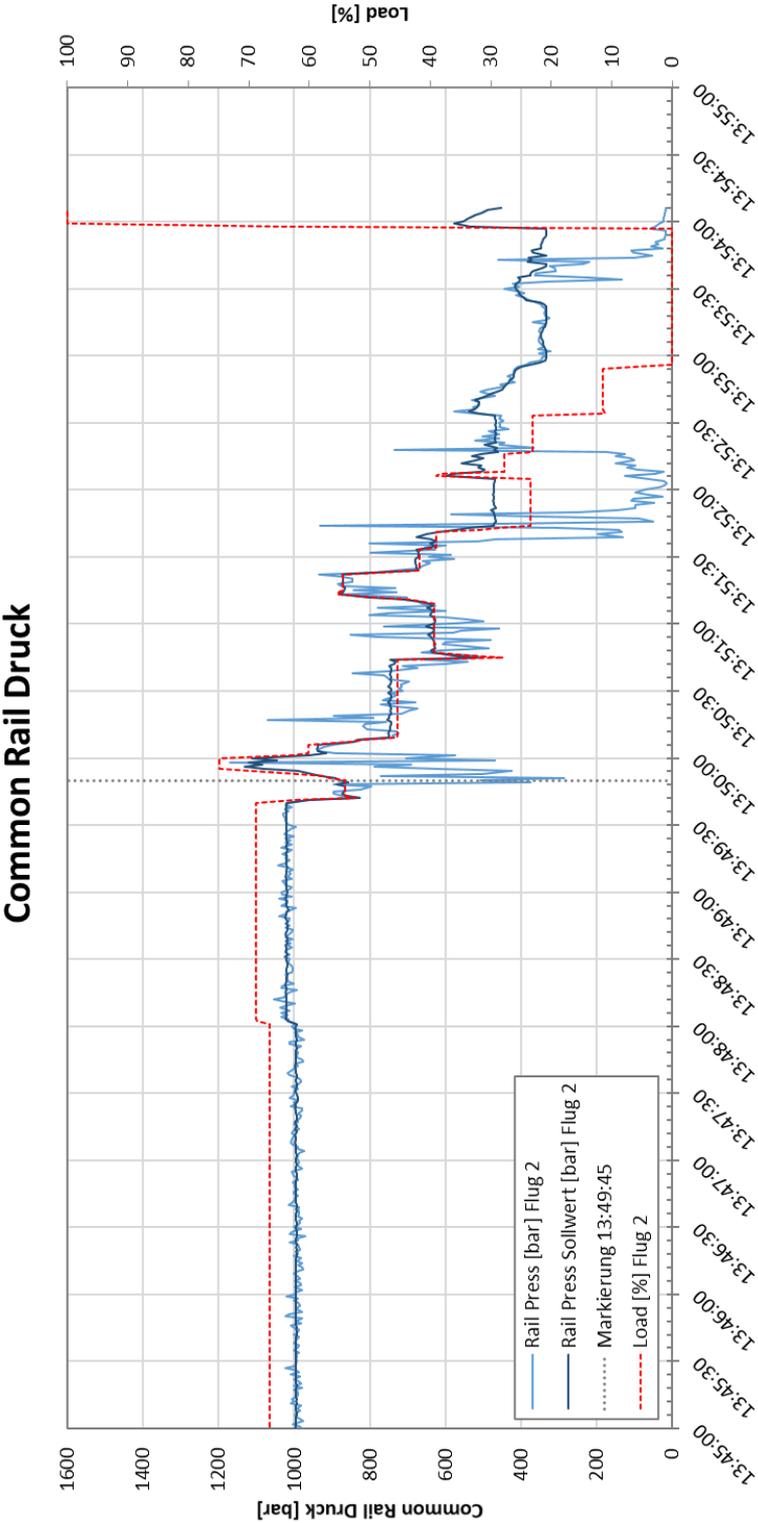
Abbildung 3 zeigt den gemessenen Common Rail Druck und den Common Rail Druck Sollwert jeweils für den ersten (orange) und zweiten (blau) Flug am Tag des Unfalls. Abbildung 4 ist ein Ausschnitt der letzten zehn Minuten des zweiten Fluges (Unfallflug). Darin ist ersichtlich, dass ab ca. 13:49:45 Uhr der Ist-Wert des Common Rail Drucks abfällt und nicht mehr dem Soll-Wert folgt. Dies geschieht etwa zu dem Zeitpunkt, als die Motorlast mittels Motorleistungshebel von 54% auf 75% vergrößert werden sollte (rot gestrichelt) und der erste Fehler in der FADEC aufgezeichnet wurde.

Abbildung 3 Common Rail Druck und Solldruck der 2 Flüge des Tages



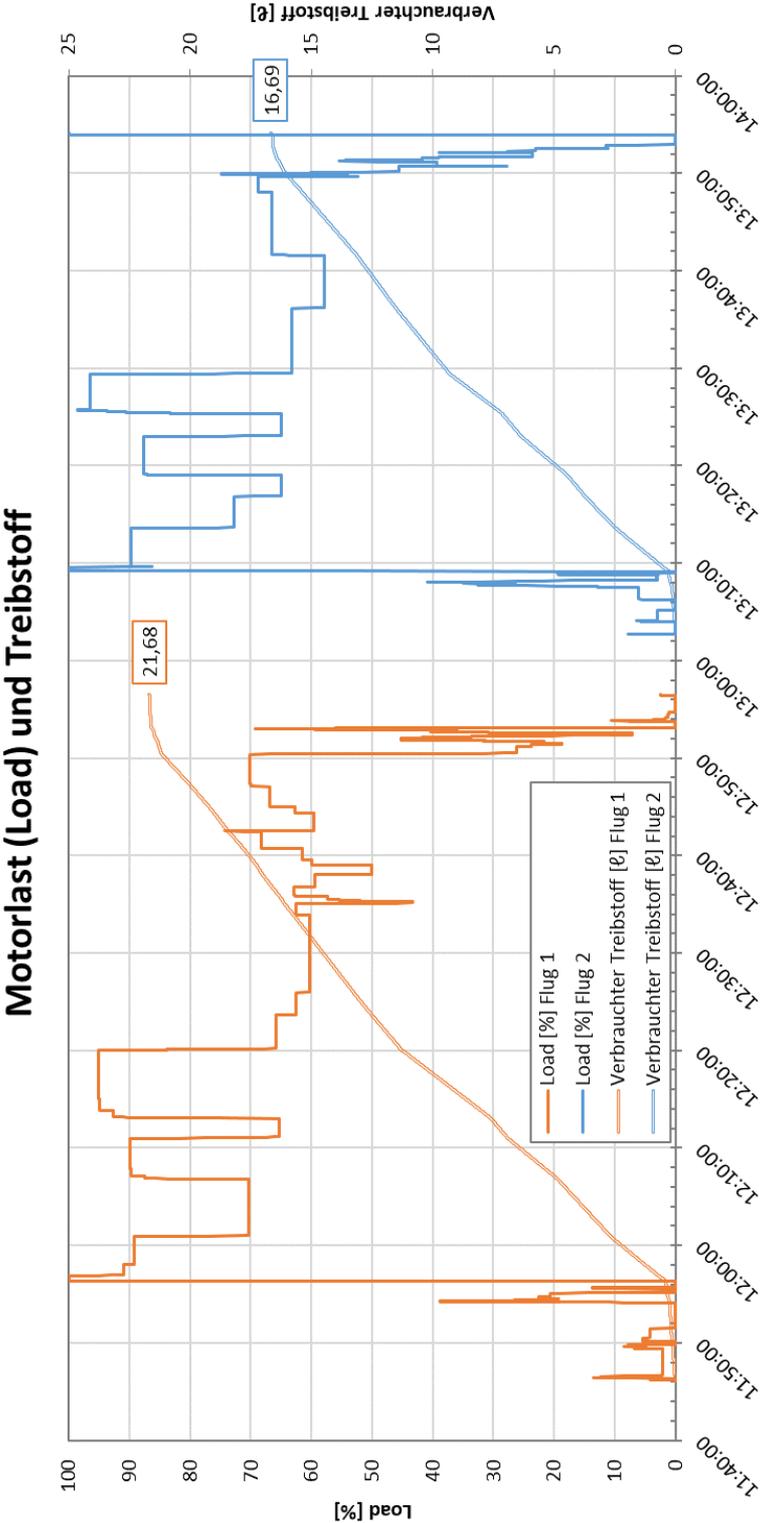
Quelle: SUB

Abbildung 4 Common Rail Druck und Solldruck der letzten 10 Minuten des Unfallfluges



Quelle: SUB

Abbildung 5 Motorlast und Treibstoffverbrauch der 2 Flüge des Tages



Quelle: SUB

Abbildung 5 zeigt die vom Piloten mittels Leistungshebel eingestellte Motorlast (Load) für den ersten (orange) und zweiten (blau) Flug am Tag des Unfalls. Aus der Motorlast und den Verbrauchswerten aus dem Flughandbuch (Abbildung 2) lässt sich die verbrauchte Treibstoffmenge *vom Anlassen des Triebwerks bis zum Abstellen* für den ersten Flug (21,68 Liter) und für den zweiten Flug (16,69 Liter) ermitteln (doppelt durchgezogene Linie), der gesamte am Unfalltag verbrauchte Treibstoff betrug demzufolge unter Berücksichtigung der Angaben aus dem Flughandbuch und den aufgezeichneten Werten für die Motorlast 38,37 Liter. Anzumerken ist, dass in den letzten Minuten des zweiten Fluges ab dem Zeitpunkt, an dem der Common Rail Druck nicht mehr dem Sollwert folgt, diese Methode der Berechnung fehlerbehaftet ist. Die Abweichung beträgt einige 100 Milliliter.

Gemäß den Aufzeichnungen der FADEC dauerte der erste Flug *vom Abheben von der Piste bis zum Wiederaufsetzen* ca. 56,2 Minuten, der zweite Flug ca. 44,2 Minuten. Beim ersten Flug wurde in diesem Zeitraum ca. 20,9 Liter Treibstoff verbraucht, beim zweiten Flug ca. 16 Liter, was einen durchschnittlichen Treibstoffverbrauch von ca. 22,3 bzw. 21,7 Liter/Stunde ergibt.

1.6.6 Motoruntersuchung

Der Motor wurde zur Überprüfung an den Hersteller übergeben. Dieser führte unter Aufsicht der BFU eine Sichtüberprüfung und einen Testlauf durch. Bei der Sichtprüfung wurden Schäden festgestellt, die mit dem Unfall bzw. als Folge dessen in Einklang gebracht werden können. Das Wastegate Bushing war falsch montiert. Der Turbolader war leicht festgefressen, was ebenfalls als Folge des Unfalls bzw. aufgrund längerer Standzeit nach dem Unfall zu erklären ist. Das Ergebnis des Testlaufs wurde wie folgt beschrieben:

„At the date of 12th September 2018 the investigation of engine S/N [S/N der SUB bekannt] was carried out at the Technify Motors facilities in St. Egidien.

After visual inspection the engine has been prepared for test bench run at the TMG test bench in St. Egidien.

The engine first was turned by starter to get oil pressure at the bearings.

Afterwards the engine was started which first runs roughly, by single switch off the injectors there was a failed injector#2 detected first.

After a short period of running the engine works within its specification and passed the acceptance bench test.

The injector failure may occur due to the long term of non-operation (min. 1 year), normally monthly ground runs are recommended.

The acceptance bench part showed a slightly high blow by actual value at 85,8l/min to 86,5l/min while target value was below 85l/min at 100% load setting. Also the Wastegate duty cycle was actual value of 91,3% to 92% while the target value is 70% - 10% / +15%.

Both values have no influence to rail pressure which was at the target value during the complete test bench run.“ (Technify Motors, 2019)

Zusammenfassend konnten keine Defekte festgestellt werden, die vor dem Vorfall bestanden hätten und das Unfallgeschehen auslösen bzw. dazu beitragen hätten können.

1.7 Flugfernmeldedienste

Es bestand Funkverbindung mit dem Flugplatz Gmunden-Laakirchen. Der Funkverkehr wurde nicht aufgezeichnet.

1.8 Flugwetter

Von der VAMES Wetterstation Vöcklabruck (Synop Code 11056) wurde in der Zeit zwischen 13:00 und 14:00 Uhr Wind aus Richtung 220 bis 280 (süd-west bis west) mit einer Stärke von 2 bis 6 Knoten, eine horizontale Sichtweite von mehr als 10 km, eine Lufttemperatur von 31°C und keine Wolken gemeldet. Von der METAR Station am Flughafen Linz (LOWL) wurde von 13:20 bis 14:20 Uhr Wind aus Richtung 340 (nord-west) mit 4 Knoten bzw. aus variabler Windrichtung mit 2-3 Knoten, eine horizontale Sichtweite von mehr als 10 km, geringe Bewölkung auf 5000 ft und eine Lufttemperatur von 30°C gemeldet. Von der METAR Station am Flughafen Salzburg (LOWS) wurde von 13:20 bis 14:20 Uhr Wind aus Richtung 340 bis 050 (nord-west bis nord-ost) mit 5 Knoten, eine horizontale Sichtweite von mehr als 10 km, geringe Bewölkung auf 7000 ft, später auf 6000 ft, und eine Temperatur von 31°C, später 30°C, gemeldet.

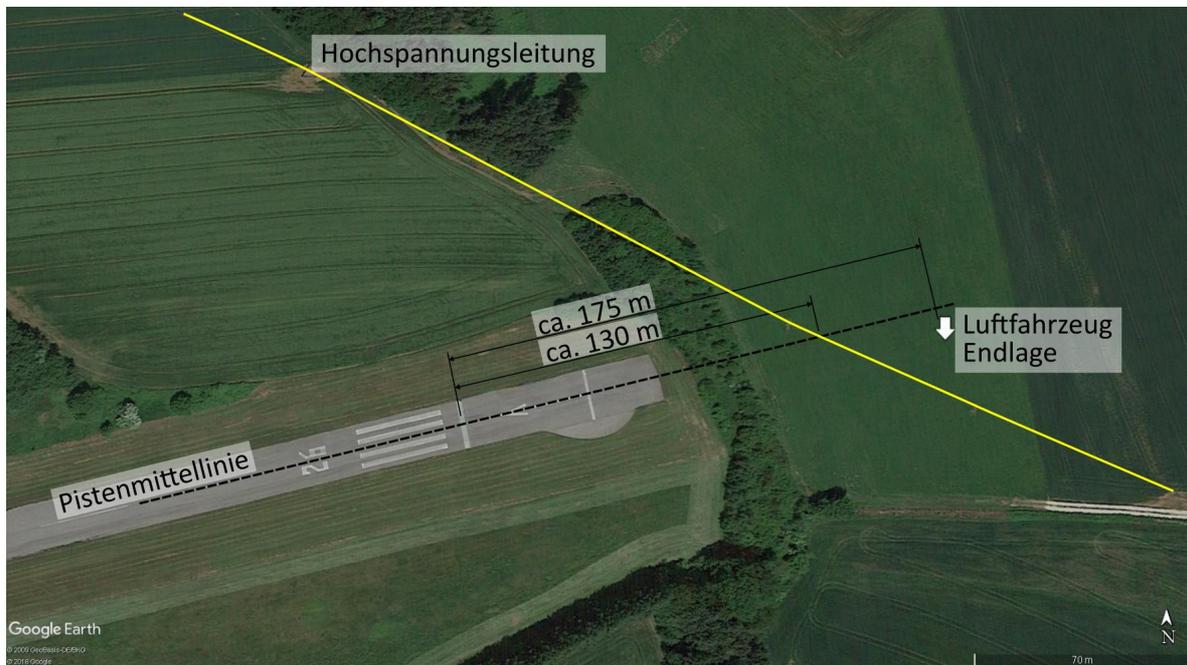
Die Abbildungen 6 bis 8 zeigen jeweils die GAFOR Karte, die Karte für signifikante Wettererscheinungen (SWC) sowie die Wind- und Temperaturkarte für Österreich. Demzufolge herrschten im Bereich Gmunden Sichtflugwetterbedingungen ohne signifikante Wettererscheinungen.

1.9.2 Unfallstelle

Die Unfallstelle befindet sich ca. 175 m östlich der Pistenschwelle 26 des Flugplatzes auf einer nach Osten ansteigenden Wiesenfläche (Abbildungen 9 und 10). An der Unfallstelle trat eine geringfügige Menge an Treibstoff (siehe Abschnitt 1.9.3) aus. In den Abbildungen ist die Hochspannungsleitung zur besseren Erkennbarkeit gelb gekennzeichnet, die dazugehörigen Strommasten rot.

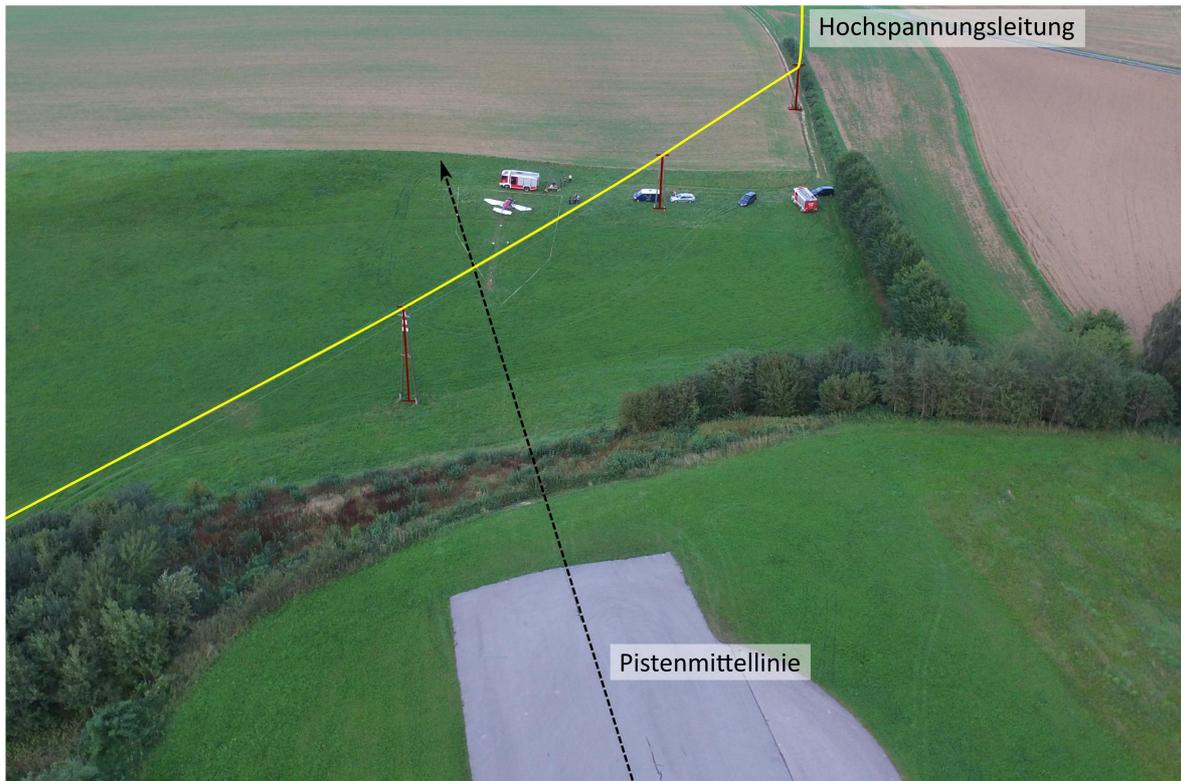
Die Hochspannungsleitung wird inzwischen als Erdleitung geführt und wurde als solche mit 25.04.2019 in Betrieb genommen. Somit verläuft keine Hochspannungsleitung mehr hinter der Piste und die dadurch ausgehende Gefahr wurde dementsprechend verringert.

Abbildung 9 Lage des Unfallortes in Bezug auf das Flugfeld Gmunden-Laakirchen



Quelle: Google Earth, SUB

Abbildung 10 Luftaufnahme der Unfallstelle



Quelle: SUB

1.9.3 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Der Motorflieger wurde durch den Aufprall an der Rumpfunterseite stark beschädigt. Das Bug- sowie das Hauptfahrwerk wurden vom Rumpf separiert. Die Holme und Rippen sowie die Bespannung der beiden Tragflächen wurden durch den Aufprall beschädigt. Zwei von drei Propellerblättern wurden durch einen Gewaltbruch etwa in der Mitte des Blattes nach hinten geknickt und gebrochen. Die beobachteten Schäden – insbesondere an den Propellerblättern – sind sehr gut mit einem flachen Aufprall mit geringer Geschwindigkeit und stillstehendem Propeller in Einklang zu bringen. Die Landeklappen waren scheinbar in der eingefahrenen Position, könnten aber auch während des Aufpralls am Boden nach oben gedrückt worden sein.

Über das Drain-Ventil des Treibstofftanks an der Rumpfunterseite wurde der verbliebene Treibstoff abgelassen. Die Treibstoffmenge betrug einige hundert Milliliter. Der Treibstoff war dunkel und trüb. Die Ursache ist unbekannt, könnte in Zusammenhang mit dem Unfallgeschehen stehen. Das Drain-Ventil selbst war durch Erde von der Unfallstelle derart überzogen, dass ein Betätigen erst nach dem Entfernen der Erde möglich war. Im Tank selbst konnte keine nennenswerte Menge Treibstoff festgestellt werden. Im Erdreich unter dem Luftfahrzeug war Treibstoff feststellbar. Der Treibstoff war bereits versickert,

eine Lache war nicht feststellbar. Die Wiese und das weiche Erdreich machten eine genaue Bestimmung der Menge jedoch unmöglich. Aussagen von Personen zufolge, die bei der Bergung anwesend waren (Fliegerclub), handelte es sich um einige Liter. Der Wahrnehmung der anwesenden Polizeibeamten zufolge „trat eine geringfügige Menge an Treibstoff (ca. 100 ml) aus“. Der von der Staatsanwaltschaft beauftragte Sachverständige bemerkte, dass es sich um wenige Liter handeln würde. Der Obmann des Fliegerclubs schätzte die ausgetretene Menge auf 5 bis 10 Liter. Der Einschätzung des Untersuchungsleiters der Sicherheitsuntersuchungsstelle zufolge betrug die Menge maximal 1-2 Liter.

1.9.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung-Versagen, Funktionsstörungen

Es liegen keine Hinweise auf vor dem Unfall bestandene Mängel vor.

Das Luftfahrzeug wurde von der Sicherheitsuntersuchungsstelle an der Unfallstelle mit dem Treibstoffwahlschalter in der OFF Position vorgefunden. Alle elektrischen Verbraucher waren abgeschaltet (speziell die Schalter für BATTERY, AVIONICS, und externe Beleuchtung). Der Schlüsselschalter für den Motor war in der Position „ARRET“ (Stopp). Der Gashebel war im vorderen Drittel. Der Hebel für die Landeklappen war in der voll ausgefahrenen Position. Die Sicherungen waren alle gedrückt, d.h. im geschlossenen Normalzustand.

Die zellenseitigen Komponenten des Treibstoffsystems wurden durch die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes untersucht. Die elektrische Treibstoffpumpe und das Shut-off Ventil waren mechanisch beschädigt und deformiert, die Auslassleitung der Pumpe war abgerissen. Die Funktionsfähigkeit der Pumpe war in diesem Zustand nicht gegeben, sodass diese Beschädigungen nur durch den Aufprall im Zuge des Unfallgeschehens erklärbar waren. Soweit noch beurteilbar konnten keine vorbestandenen Beschädigungen oder Verunreinigungen festgestellt werden. Im Filter der elektrischen Pumpe waren einige Partikel in der Größenordnung kleiner 0,5 mm zu erkennen. Die Menge der Partikel war gering und im betriebsbedingten Ausmaß, eine Beeinträchtigung der Funktionsfähigkeit des Treibstoffsystems kann ausgeschlossen werden.

1.10 Medizinische und pathologische Angaben

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

1.11 Brand

Es brach kein Brand aus.

1.12 Überlebensaspekte

Ein Notsender ELT wurde mitgeführt, war betriebsbereit und löste während des Unfallhergangs aus.

1.12.1 Rückhaltesysteme

Der Pilot und die Passagiere waren zum Zeitpunkt des Flugunfalles mit einem Vierpunktgurt effektiv gesichert. Die Gurte sowie deren Befestigungspunkte und das Gurtschloss hielten dem Unfall stand.

1.12.2 Evakuierung

Der Pilot und die drei Passagiere wurden mit der Rettung bzw. per Rettungshubschrauber in nahe gelegene Krankenhäuser geflogen und stationär aufgenommen.

1.13 Flugschreiber

Ein Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und nicht mitgeführt. Die Daten der elektronischen Motorsteuerung (FADEC) wurden zur Aufklärung des Unfalls herangezogen (siehe Abschnitt 1.6.5).

2 Auswertung

2.1 Flugwetter

Von den um den Vorfallsort liegenden Wetterstationen wurde in Bodennähe Wind aus etwa westlicher bis nördlicher Richtung mit einer Stärke bis zu 6 kt erfasst. Es wurde nur geringfügige bis keine Bewölkung festgestellt. Die Temperatur betrug am Boden etwa 30°C, auf Flughöhe (ca. 5500 ft) entsprechend Wind/Temperatur Chart etwa 19°C. Dort war auch der Wind mit 10 kt etwas stärker. Die erfassten Wetterbedingungen stellen gutes Sichtflugwetter dar, weshalb ein Einfluss des Wetters auf das Unfallgeschehen ausgeschlossen werden kann. Auch bei der Landung konnte kein unfallkausaler Einfluss festgestellt werden, obwohl Wind aus nordwestlicher Richtung bei einer Landung auf Piste 08 einen minimalen Rückenwind verursacht haben dürfte.

2.2 Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug war ordnungsgemäß zertifiziert, zugelassen und gewartet. Das Luftfahrzeug war mit einem Dieselmotor von Thielert Aircraft Engines ausgestattet. Bei einem ausfliegaren Treibstoffvorrat von 109 Litern Diesel gibt das Flughandbuch in einer Höhe von 6000 ft je nach Triebwerkslast (Engine Load) eine Reichweite von 2,2 Stunden (100% Load) bis 5,8 Stunden (50% Load) an.

Das Anbringen des Aufklebers „TANKANZEIGE ZEIGT 10 L ZUVIEL“ war laut Wartungshandbuch nicht zulässig. Die Tankanzeige hätte lediglich eine geringere Menge anzeigen dürfen, als tatsächlich im Tank verfügbar war. Die Herkunft des Aufklebers konnte nicht geklärt werden. Dieser Aufkleber dürfte jedoch schon mindestens seit der letzten 500-Stunden-Wartung am 29.7.2014 angebracht worden sein (seit mindestens 3 Jahren vor dem Unfall).

Bei der Auswertung der FADEC Daten durch den Triebwerkshersteller unter Aufsicht der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wurde festgestellt, dass bis etwa vier Minuten vor dem Aufsetzen auf der Piste keine Fehlermeldungen aufgezeichnet waren. Die dann aufgezeichneten Fehlermeldungen betrafen den Treibstoffdruck im Common Rail System. Die Daten zum Common Rail Druck bestätigten, dass dieser ab dem Zeitpunkt des

Auftretens der Fehlermeldungen vier Minuten vor der Landung teilweise stark abfiel und nicht mehr dem Vorgabewert entsprach. Bei der Untersuchung des Motors wurde ein falsch montiertes Wastegate Bushing festgestellt. Das, und der erhöhte Wastegate Duty Cycle Wert hatten allerdings keinen Einfluss auf den Common Rail Druck.

Ein Abfall des Common Rail Drucks kann grundsätzlich mehrere Ursachen haben.

1. Es trat ein mechanischer oder elektrischer Defekt am Common Rail System auf (z.B. am Regelventil oder Drucksensor).
2. Die Treibstoffversorgung wurde durch eine defekte Niederdruck- oder Hochdruckpumpe bzw. durch einen verstopften Filter unterbrochen.
3. Es war nicht genügend Treibstoff verfügbar.

Da der Motor bei einem Testlauf am Prüfstand des Herstellers (nach Anlaufschwierigkeiten aufgrund der langen Standzeit nach dem Unfall) problemlos lief und die Kriterien für einen erfolgreichen Abnahmetest erfüllte, kann Fehlerszenario 1 ausgeschlossen werden.

Die motorseitig angebrachte Hochdruckpumpe und Filter wurden im Zuge des Testlaufs beim Hersteller geprüft. Das Shut-off Ventil und die elektrisch angetriebene Treibstoffpumpe inklusive Filter und Drain-Ventil wurden durch die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes geprüft. Die Pumpe und das Shut-off Ventil waren durch den Aufprall im Zuge des Unfallgeschehens mechanisch beschädigt, soweit noch beurteilbar konnten keine vorbestandenen Beschädigungen oder Verunreinigungen festgestellt werden. Im Filter der elektrischen Pumpe waren einige Partikel zu erkennen. Diese hätten jedoch keine Verstopfung des Treibstoffsystems verursachen können. Somit kann auch Fehlerszenario 2 unter Berücksichtigung der Ergebnisse des Motortestlaufs und der Untersuchung der übrigen Komponenten des Treibstoffsystems mit hoher Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden.

Die elektronische Aufzeichnung der im Tank befindlichen Treibstoffmenge ist nicht vorgesehen. Für die Anzeige im Cockpit ist ein Zeigerinstrument und ein „Fuel Low Level Warning Light“ verfügbar. An der Unfallstelle wurde im Erdreich Treibstoff festgestellt. Eine genaue Mengenbestimmung im Erdreich war an der Unfallstelle nicht möglich. Schätzungen von Zeugen bei der Bergung zufolge betrug die Menge zwischen einigen hundert Millilitern und einigen Litern. Die Wahrnehmungen fallen zwar unterschiedlich aus, ein für die sichere Flugdurchführung mit ausreichender Menge gefüllter Tank

einschließlich einzuplanender Reserven müsste allerdings deutlich mehr Treibstoffspuren hinterlassen. Über das Drain-Ventil ließen sich an der Unfallstelle nur wenige hundert Milliliter ablassen. Aufgrund der vorgefundenen Resttreibstoffmenge kann Fehlerszenario 3 nicht ausgeschlossen werden. Ursache dafür könnte sowohl ein betrieblicher Fehler bei der Berechnung des benötigten Treibstoffes sein als auch ein technischer Defekt wie zum Beispiel ein Treibstoffleck. Aufgrund des hohen Zerstörungsgrades vor allem an der Unterseite des Luftfahrzeuges, an der die Treibstoffleitungen verlaufen, konnte zellenseitig nicht mit absoluter Sicherheit festgestellt werden, dass kein Leck bestand. Aus der Luftfahrzeugdokumentation geht hervor, dass keine Vorgeschichte bezüglich eines Lecks bestand. Zwischen den Flügeln wurde kein Treibstoffaustritt vom Piloten oder einer anderen Person festgestellt und auch sonst lagen keinerlei derartige Meldungen für dieses Luftfahrzeug vor. Auch konnten an der Unfallstelle keine Treibstoffspuren entlang des Luftfahrzeugumpfes festgestellt werden. Der von der FADEC gemessene Treibstoffverbrauch lag ebenfalls im Normalbereich.

2.3 Besatzung, Betrieb und Flugverlauf

Der Pilot ist Inhaber der erforderlichen Berechtigungen zur Durchführung des Fluges.

Vor dem Unfallflug wurde das Luftfahrzeug am 23.08.2017, also 3 Tage zuvor, mit 72 Liter betankt. Der Pilot gab an, er hätte dabei das Luftfahrzeug vollgetankt. Es folgten 3 Stunden und 7 Minuten Flugzeit, bis am darauffolgenden Tag erneut 48 Liter getankt wurden. Der absolute Tankfüllstand zu diesem Zeitpunkt ist allerdings nicht bekannt. Der Zeitpunkt, wann das Luftfahrzeug zuletzt vollgetankt war, ist in den Bordbuchaufzeichnungen nicht ersichtlich. Danach wurden am 24.8.2017 und am 25.8.2017 noch insgesamt zwei Flüge mit einer Summe von 54 Minuten (Bordbuch) durchgeführt.

Vor dem ersten Rundflug am Unfalltag stand die Tankanzeige laut Pilot bei „nicht ganz halbvoll“. Bei einem 109 Liter großen Tank entspricht das etwa 50 bis 55 Liter. Berücksichtigt man den Aufkleber unter der Tankanzeige mit der Beschriftung „TANKANZEIGE ZEIGT 10 L ZUVIEL“, entspräche das etwa 40 bis 45 Liter. Die Messung mittels Peilstab ergab „mehr als die Hälfte“, was in etwa 50 bis 60 Liter entspricht. Unklar bleibt der Grund für die Abweichung dieser beiden Werte. Es ist jedenfalls anzumerken, dass sowohl Tankanzeige als auch Peilstab mit Ungenauigkeiten behaftet sind.

Wurde das Luftfahrzeug am 23.8.2017 vollgetankt und bis zur Betankung am nächsten Tag 3 Stunden und 7 Minuten Flugzeit absolviert, dürften bei einem Durchschnittsverbrauch von 20-22 Liter pro Stunde noch etwa 40 bis 50 Liter im Tank verblieben sein. Bei kurzen Flügen mit verhältnismäßig viel Steigphasen (Climb) erhöht sich naturgemäß der durchschnittliche Treibstoffverbrauch, da während einer Steigphase etwa 33 Liter pro Stunde benötigt werden. Defensiv betrachtet muss somit bei kurzen Flügen mit viel Steigphasen im Verhältnis zu Reiseflugphasen von einem höheren Verbrauch von beispielsweise 25 Liter pro Stunde ausgegangen werden. Bei einer derartigen Betrachtung wären nur noch etwa 35 Liter verblieben.

Eine anschließende Betankung mit 48 Liter mit darauffolgend 54 Minuten Flugzeit führt unter Beibehaltung obiger Toleranzen zu einem Treibstoffstand zwischen 59 und 79 Liter. Noch nicht berücksichtigt sind alle zwischen den Flügen durchgeführten Betriebszeiten des Motors wie zum Beispiel Startvorgänge, Rollvorgänge, Bodenläufe oder FADEC-Tests. Diese sind seit der letzten Vollbetankung aufgrund des begrenzten Speichers nicht von der FADEC erfasst. Es kann allerdings als Richtwert für jeden der seit der Vollbetankung durchgeführten 7 Flüge jeweils ein zusätzlicher Verbrauch von 1 bis 2 Liter angenommen werden. Somit kann von einem Tankinhalt zwischen 45 und 72 Litern ausgegangen werden. Je nach tatsächlichem Treibstoffverbrauch, Genauigkeit der Tankanlage und vor allem tatsächlichem Tankinhalt bei der letzten Vollbetankung ergibt sich bei dieser Art der Berechnung ein relativ großer Toleranzbereich. Die Wahrnehmung des Piloten bezüglich der Tankanzeige und der Peilstabmessung liegt ebenfalls im Bereich um etwa halb voll.

Gemäß den Aufzeichnungen der FADEC wurden bei den anschließenden zwei Rundflügen mit einer Gesamtflugdauer von etwa 1 Stunde und 40 Minuten ca. 38,37 Liter Treibstoff verbraucht. Dieser Wert liegt unter dem unteren Grenzwert der obigen Abschätzung des Tankinhaltes beim Start. Anhand obiger Überlegungen hätte sich also noch Treibstoff (wenn auch in geringer Menge) im Tank befinden sollen. Es muss aber unbedingt darauf hingewiesen werden, dass die meisten Überlegungen, die zu diesem Ergebnis geführt haben, auf durchschnittlichen Angaben im Flughandbuch sowie auf anderen Durchschnittswerten und Erfahrungswerten beruhen. Es kann jedenfalls nicht ausgeschlossen werden, dass die Summe der Einflussfaktoren auf den Tankinhalt und Verbrauch im ungünstigsten Fall dazu geführt haben, dass der Treibstoff durch regulären Betrieb des Luftfahrzeuges vollständig verbraucht wurde.

Aus dem Tank konnten an der Unfallstelle wenige hundert Milliliter Treibstoff abgelassen werden. Die Treibstoffmenge im Erdreich an der Unfallstelle konnte nicht verlässlich

festgestellt werden und betrug je nach Beobachter und Aussage einige Liter. Das Vorhandensein einer ausreichenden Menge Treibstoff kann jedenfalls anhand der Beobachtungen nicht zweifelsfrei festgestellt werden. Da auch bei der Motoruntersuchung andere Szenarien als das Fehlen von Treibstoff für den zu niedrigen Common Rail Druck ausgeschlossen werden konnten, kann als wahrscheinlichste Ursache für das Stottern und Aussetzen des Motors Treibstoffmangel infolge regulären Betriebs des Luftfahrzeuges festgestellt werden.

Den Angaben des Piloten zufolge leuchteten erst zum Zeitpunkt des Motorausfalls die ersten Warnleuchten auf. Zuvor dürfte ihm zufolge auch das „Fuel Low Level Warning Light“ nicht geleuchtet haben und ein Erkennen eines einsetzenden Treibstoffmangels daher nur anhand der Tankanzeige (und nicht anhand des „Fuel Low Level Warning Light“) möglich gewesen sein. Der Pilot entschied sich in weiterer Folge für eine Notlandung am Flugplatz Gmunden, welcher bereits in Sichtweite war. Da der Flugplatz vor der Piste eine Geländekante aufweist, entschied sich der Pilot nach Abwägung der Optionen bei der Landeeinteilung für einen Anflug in ausreichender Höhe, da ein Korrigieren bei einem zu tiefen Anflug ohne Motorleistung unmöglich und die Piste nicht mehr erreichbar gewesen wäre. Kurz nach dem Aussetzen des Motors hatte der Pilot die Landeklappen in der ersten Landeklappenstellung gesetzt. Die Landung erfolgte mit voll gesetzten Landeklappen. Zu welchem Zeitpunkt die Klappen in die voll ausgefahrene Stellung gesetzt wurden, konnte nicht mit Sicherheit festgestellt werden.

Durch den hohen Anflug und das Nach-Unten-Drücken der Nase im letzten Teil des Anfluges konnte die Fluggeschwindigkeit nicht weit genug reduziert werden, um das Luftfahrzeug rechtzeitig bis zum Pistenende abzubremesen. Die Pistenlänge von 550 m lässt zusätzlich nicht viel Spielraum bezüglich der Wahl des Aufsetzpunktes. Das Luftfahrzeug setzte dann erst im letzten Drittel der Piste auf. Ein flacherer Anflug bzw. ein früheres Reduzieren der Geschwindigkeit hätte ein früheres Aufsetzen und eine erfolgreiche Landung begünstigt, aber auch das Risiko erhöht, zu früh vor der Piste aufzusetzen und im schlechtesten Fall mit der Geländekante zu kollidieren. Wäre noch Motorleistung zur Verfügung gestanden, hätte eine Pilotin oder ein Pilot im Fall eines späten Aufsetzens ein Durchstartmanöver einleiten können.

Aus der Fachliteratur geht eindeutig hervor, dass die Wahrscheinlichkeit für Fehlentscheidungen und -handlungen in stressbelasteten Situationen zunimmt (z.B. DISMUKES et al. 2018). Dies geschieht deshalb, weil Emotionen die psychischen

Fähigkeiten, Wahrnehmung, Gedächtnis und Denken regulieren und damit einhergehend die Entscheidungsfindung und das Verhalten.

In ebendiesem Zustand erhöhter psychischer Belastung hat der Pilot die Entscheidung getroffen, zusätzliche Sicherheit durch größere Flughöhe und Geschwindigkeit beim Anflug und bei der Landung zu erreichen. Zusätzlich trug auch zur Erhöhung des Stresspegels bei, dass dem Piloten bewusst war, dass für die Landung kein zweiter Versuch zur Verfügung stehen würde. Der Pilot fand sich letzten Endes in einer für ihn ungewohnten Situation wieder, die aus der im Vergleich zu einer Landung mit laufendem Motor angepassten Landeeinteilung resultierte.

Der Pilot wusste, dass sich auch am Ende der Piste ein abfallender Hang mit anschließendem Gegenhang befand, und entschied sich dafür, nicht mehr zu bremsen und die verbliebene Geschwindigkeit und die damit einhergehende Manövrierfähigkeit zu erhalten. Durch diese Entscheidung war es ihm möglich, die Hochspannungsleitung zu unterfliegen und das Luftfahrzeug verhältnismäßig kontrolliert relativ flach auf dem gegenüberliegenden Hang aufzusetzen. Es ist wahrscheinlich, dass bei einem weniger kontrollierten Aufprall noch schwerere Verletzung der Insassen verursacht worden wären.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Während des Fluges herrschten gute Wetterbedingungen. Wetter kann als Unfallursache oder beitragender Faktor ausgeschlossen werden.
- Das Luftfahrzeug war ordnungsgemäß zertifiziert, zugelassen und gewartet.
- Unter der Tankanzeige war ein Aufkleber mit der Aufschrift „TANKANZEIGE ZEIGT 10 L ZUVIEL“ angebracht. Die Anbringung eines solchen Aufklebers war laut Wartungshandbuch unzulässig.
- Das falsch montierte Wastegate Bushing und der erhöhte Wastegate Duty Cycle Wert hatten keinen Einfluss auf den Common Rail Druck.
- Am Unfalltag wurden vom Piloten 2 Rundflüge mit einer Gesamtdauer von 1 Stunde und 40 Minuten durchgeführt.
- Im Bordbuch gibt es keine Aufzeichnung, wann das Luftfahrzeug zuletzt vollgetankt war. Die Angabe, dass am 23. August vollgetankt war, beruht auf einer Aussage des Piloten.
- Wieviel Treibstoff tatsächlich im Tank war, lässt sich anhand der Berechnungsmethode über den Verbrauch der letzten Flugstunden nicht ausreichend genau feststellen. Beruhend auf dem Verbrauch seit der gemäß Pilotenauskunft letzten Vollbetankung dürften sich theoretisch bzw. rechnerisch etwa 45 bis 72 Liter Treibstoff an Bord befunden haben.
- Die subjektive Wahrnehmung des Piloten ergab der Tankanzeige und dem Peilstab zufolge etwa einen halbvollen Tank.
- Je nach tatsächlicher Engine Load beträgt die maximale Reichweite gemäß den Angaben im Flughandbuch zwischen 2,2 Stunden bei 100% Load und 5,8 Stunden bei 50% Load.
- Während der beiden Rundflüge wurde von der FADEC ein Treibstoffverbrauch von 38,37 Liter aufgezeichnet.
- An der Unfallstelle wurde eine geringe Menge Treibstoff festgestellt (zwischen einigen hundert Millilitern bis zu einigen Litern).
- Ein technischer Defekt am Motor kann ausgeschlossen werden, ein Testlauf wurde erfolgreich durchgeführt.
- Die elektrische Treibstoffpumpe, Filter und das Shut-off Ventil zeigten keine Verstopfungen. Schäden an diesen Komponenten sind als Folge des Unfalls erklärbar.

- Wahrscheinlichste Ursache für das Stottern und Aussetzen des Motors ist Treibstoffmangel infolge regulären Betriebs.
- Der Pilot konnte trotz Ausfall des Motors den Flugplatz erreichen.
- Durch die Geländegegebenheiten um den Flugplatz wurde der Anflug in ausreichender Höhe durchgeführt.
- Durch den hohen Anflug wurde das Luftfahrzeug im letzten Teil des Anflugs zu schnell, setzte erst im letzten Drittel der Piste auf und konnte vor dem Ende der Piste nicht mehr rechtzeitig abgebremst werden.
- Der Pilot konnte ausreichend Geschwindigkeit erhalten, um das Luftfahrzeug manövrierfähig zu halten, eine Hochspannungsleitung nach dem Ende der Piste zu unterfliegen und das Luftfahrzeug am Gegenhand relativ flach aufzusetzen.
- Das Luftfahrzeug wurde beim Aufprall zerstört und die Insassen verletzt.
- Die Hochspannungsleitung wird seit 25.04.2019 als Erdleitung betrieben.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Überschießen der Piste aufgrund späten Aufsetzens und ungünstiger Landeinteilung (Runway Excursion)

3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Motorausfall aufgrund von Treibstoffmangel

4 Sicherheitsempfehlungen

Keine.

5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

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

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, einzuhalten.

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 zu geben, sich zu den für den untersuchten Vorfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Stellungnahmeverfahren).

Es sind Stellungnahmen des betroffenen Fliegerclubs, der Austro Control GmbH, des Piloten, der EASA und der BFU eingegangen. Die eingelangten Stellungnahmen wurden, wo diese zutreffend waren, im Untersuchungsbericht berücksichtigt bzw. eingearbeitet.

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Personenschäden	11
---------------------------------	----

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Einstellung Fuel Level Sensor	14
Abbildung 2 Treibstoffverbrauch Robin DR 400 mit Thielert Centurion 2.0S	15
Abbildung 3 Common Rail Druck und Solldruck der 2 Flüge des Tages	17
Abbildung 4 Common Rail Druck und Solldruck der letzten 10 Minuten des Unfallfluges..	18
Abbildung 5 Motorlast und Treibstoffverbrauch der 2 Flüge des Tages.....	19
Abbildung 6 GAFOR Austria	22
Abbildung 7 Low-Level SWC ALPS	22
Abbildung 8 Wind/Temperatur Chart.....	23
Abbildung 9 Lage des Unfallortes in Bezug auf das Flugfeld Gmunden-Laakirchen	24
Abbildung 10 Luftaufnahme der Unfallstelle	25

Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 135/2020.

Bundesgesetz über die unabhängige Sicherheitsuntersuchung von Unfällen und Störungen (**Unfalluntersuchungsgesetz – UUG 2005**), BGBl. I Nr. 123/2005 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 143/2020.

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 in der geltenden Fassung.

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 in der geltenden Fassung.

Verordnung (EU) Nr. 923/2012 des Europäischen Parlaments und des Rates 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.

Abkürzungen

ACG	Austro Control GmbH
ARC	Airworthiness Review Certificate (Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit)
BFU	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (der Bundesrepublik Deutschland)
CAMO	Continuing Airworthiness Management Organisation (Organisation für die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen)
DGAC	Direction générale de l'aviation civile (französische Zivilluftfahrtbehörde)
EASA	European Aviation Safety Agency (Europäische Agentur für Flugsicherheit)
ELT	Emergency Locator Transmitter (Notfunkbake)
FADEC	Full Authority Digital Engine Control (autonome, volldigitale Triebwerksregelung)
GAFOR	General Aviation Forecast (Flugwettervorhersage für die Allgemeine Luftfahrt)
IHP	Instandhaltungsprogramm
LAPL	Light Aircraft Pilot Licence (Leichtluftfahrzeug-Pilotenlizenz)
LOLU	ICAO Kennung des Flugplatzes Gmunden-Laakirchen
LOWL	ICAO Kennung des Flughafens Linz
LOWS	ICAO Kennung des Flughafens Salzburg
METAR	Meteorological Aerodrome Report (Flughafen-Wetterbeobachtungsmeldung)
MSL	Mean Sea Level (Meereshöhe)
PPL(A)	Private Pilot License, Airplane (Privatpilotenlizenz, Flugzeug)
SEP	Single-engine Piston (einmotorig, Kolbenmotor-getrieben)
SWC	Significant Weather Chart (Karte für signifikante Wettererscheinungen)
STC	Supplemental Type Certificate (Ergänzende Musterzulassung)
TMG	Touring Motor Glider (Reisemotorsegler)
VAMES	Voll-Automatisches-Meteorologisches-Erfassungs-System
ft	Fuß (1 ft = 0,3048 m)
km	Kilometer (1 km = 1000 m)
km/h	Kilometer pro Stunde (1 km/h = 0,277778 m/s)

Impressum

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

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Wien, 2021. Stand: 23. Juni 2021

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.

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 71162-65-0

fus@bmk.gv.at

bmk.gv.at/sub