



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISl
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Schlussbericht Nr. 2397 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Helikopters
Robinson R22 Beta II, HB-ZOF,

vom 12. November 2022

Vorder Alp, Gemeinde Maienfeld (GR)

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Gemäss

Artikel 3.1 der 12. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 5. November 2020, zum Übereinkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944, in Kraft getreten für die Schweiz am 4. April 1947, Stand am 18. Juni 2019 (SR 0.748.0);

Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt vom 21. Dezember 1948, Stand am 1. Mai 2022 (LFG, SR 748.0);

Artikel 1, Ziffer 1 der 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 Kraft getreten für die Schweiz am 1. Februar 2012 gemäss einem Beschluss des gemischten Ausschusses der Schweizerischen Eidgenossenschaft und der Europäischen Union (EU) und gestützt auf das Abkommen vom 21. Juni 1999 zwischen der Schweiz und der EU über den Luftverkehr (Luftverkehrsabkommen);

sowie Artikel 2 Absatz 1 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchungen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014, Stand am 1. Februar 2015 (VSZV, SR 742.161);

ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Es ist ausdrücklich nicht Zweck der Sicherheitsuntersuchung und dieses Berichts, Schuld oder Haftung festzustellen.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*Local Time* – LT) angegeben, die zum Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Zeit (MEZ) entspricht. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*Coordinated Universal Time* – UTC) lautet:

LT = MEZ = UTC + 1 h.

Zusammenfassung

Luftfahrzeugmuster	Robinson R22 Beta II			HB-ZOF
Halter	Valair AG, Schiffländle 2, 9496 Balzers (Liechtenstein)			
Eigentümer	Valair AG, Schiffländle 2, 9496 Balzers (Liechtenstein)			
Fluglehrer	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1974			
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Helikopter (<i>Commercial Pilot Licence Helicopter – CPL(H)</i>) nach der Agentur der Europäischen Union für Flugsicherheit (<i>European Union Aviation Safety Agency – EASA</i>), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)			
Flugstunden	insgesamt	1221:10 h	während der letzten 90 Tage	154:41 h
	auf dem Unfallmuster	124:18 h	während der letzten 90 Tage	26:45 h
Flugschüler	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1977			
Ausweis	Privatpilotenlizenz für Helikopter (<i>Private Pilot Licence Helicopter – PPL(H)</i>) nach EASA, ausgestellt durch das BAZL			
Flugstunden	insgesamt	508:40 h	während der letzten 90 Tage	8:13 h
	auf dem Unfallmuster	201:45 h	während der letzten 90 Tage	5:47 h
Ort	Vorder Alp, Gemeinde Maienfeld (GR)			
Koordinaten	762 670 / 210 188 (<i>Swiss Grid 1903</i>) N 47° 01' 22" / E 9° 34' 43" (<i>WGS¹ 84</i>)		Höhe	1890 m/M
Datum und Zeit	12. November 2022, 09:22 Uhr			
Betriebsart	Schulung			
Flugregeln	Sichtflugregeln (<i>Visual Flight Rules – VFR</i>)			
Startort	Heliport Balzers (LSXB)			
Zielort	Heliport Balzers (LSXB)			
Flugphase	Start und Steigflug			
Unfallart	Kontrollverlust			

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungsmit- glieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	2	0	2	Nicht zutreffend
Gesamthaft	2	0	2	0

Schaden am Luftfahrzeug Zerstört

Drittschaden Keiner

¹ WGS: *World Geodetic System*, geodätisches Referenzsystem: Der Standard WGS 84 wurde durch Beschluss der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization – ICAO*) im Jahr 1989 für die Luftfahrt übernommen.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die Beschreibung der Vorgeschichte, der Flugvorbereitung und des Flugverlaufs wurden die Aussagen des Fluglehrers und des Flugschülers sowie verschiedene Dokumente der Flugschule und des Herstellers verwendet.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Flug fand im Rahmen der Weiterbildung des Flugschülers zum Erwerb der Gebirgsflugberechtigung (*Mountain* – MOU) statt. Es war vorgesehen, die Ausbildung nach einigen abschliessenden Trainingsflügen nach Möglichkeit noch im Jahr 2022 mit dem Prüfungsflug abzuschliessen. Der Flugschüler besass zum Unfallzeitpunkt keine gültige Musterzulassung (*type rating*) auf dem zweisitzigen Muster Robinson R22, war jedoch in der Vergangenheit regelmässig auf diesem Muster geflogen, primär im Ausland. Er flog normalerweise auf dem viersitzigen Muster Robinson R44 Raven II, auf dem auch der Prüfungsflug für den Erwerb der Gebirgsflugberechtigung stattfinden sollte. Primär aus Kostengründen war entschieden worden, einige Trainingsflüge auf dem kleineren Muster Robinson R22 zu absolvieren. Im Oktober und November hatte der Flugschüler entsprechend bereits drei Trainingsflüge auf der HB-ZOF mit dem Fluglehrer, der seit September 2022 im Besitz der Berechtigung als Gebirgsfluglehrer bis 2000 m/M war, absolviert.

1.1.3 Flugvorbereitung

Um etwa 8 Uhr des 12. November 2022 trafen sich der Fluglehrer und der Flugschüler auf der Basis der Valair AG auf dem Heliport Balzers. Neben den üblichen Flugvorbereitungen wurde dem Studium des Wetters und der Wetterprognosen besondere Aufmerksamkeit gewidmet, und es wurden der hohe Druck von 1033 hPa sowie die für diese Jahreszeit eher milden Temperaturen von ISA² + 8 °C thematisiert.

Der Fluglehrer erstellte auf seinem Smartphone mittels einer entsprechenden Applikation verschiedene Berechnungen zu Gewicht und Schwerpunktage (*Weight and Balance*) sowie zugehörige Leistungsberechnungen (*Performance*). Dabei wurde für den Fluglehrer ein Gewicht von 84 kg und für den Flugschüler ein solches von 90 kg verwendet³. Eine Berechnung bildete die Situation beim Start in Balzers ab, wo mit einer geplanten Treibstoffmenge von 16.7 US-Gallonen (entsprechend rund 63 l bzw. rund 56 % des ausfliegbaren Tankvolumens) die maximal zulässige Startmasse (*Maximum Takeoff Mass* – MTOM) des Helikopters von 1370 lb (entsprechend rund 621 kg) erreicht wurde. Die zugehörige Leistungsbeziehung zeigte, dass in dieser Konfiguration auf einer Höhe von 3600 ft bei einer angenommenen Temperatur von 7.9 °C⁴ und einem Druck von 30.51 in Hg (entsprechend 1033 hPa) ein Schwebeflug ausserhalb des Bodeneffekts (*Hover out of Ground Effect* – HOGE) möglich war. Eine weitere Berechnung bildete die Situation nach rund 30 Flugminuten ab, wo ausgehend von einer verbleibenden Treibstoffmenge von 12.2 US-Gallonen (entsprechend rund 46 l) eine Gesamtmasse von 1343 lb (entsprechend rund 609 kg) berechnet wurde. Die zu diesem Gewicht

² ISA: *International Standard Atmosphere*, ICAO-Standardatmosphäre

³ Der Flugschüler gab nach dem Unfall an, er wiege 95 kg.

⁴ Gemäss dem prognostizierten Temperaturverlauf von ISA + 8 °C hätte hier konsequenterweise von einer Temperatur von rund 16 °C ausgegangen werden müssen; am Resultat, dass auf dieser Höhe HOGE-Performance vorlag, hätte sich aber nichts geändert.

zugehörige Leistungsberechnung zeigte, dass auf einer Höhe von 6500 ft bei einer angenommenen Temperatur von 10 °C⁵ und einem Druck von 30.51 in Hg wiederum HOGE-Performance vorlag, mit geringfügiger Reserve⁶. Der Fluglehrer gab an, dass er nicht von einer Temperatur von ISA + 8 °C ausgegangen sei, sondern dass diese 10 °C als «*worst case*» im Sinne einer grossen, zusätzlichen Reserve berücksichtigt worden seien.

Als Ziel für die Lektion wurde definiert, dass der Flugschüler die gesamten Abläufe und Verfahren für die Rekognoszierung und den Anflug von Landeplätzen im Gebirge systematisch, konsequent und korrekt durchführen und so noch mehr Routine und Sicherheit für die Prüfung erlangen sollte. Insbesondere sollten die entsprechenden Funksprüche, die hohe und tiefe Rekognoszierungsvolte (*Reko high and low*) mit den entsprechenden Prüfpunkten (WAHIBELU⁷ und PLAHÖLEI⁸) sowie die Technik des *dummy approach*⁹ gezielt trainiert werden.

Es wurde besprochen, dass nach dem Start zuerst tiefer gelegene Landeplätze im Bereich des Regitzerspitzes angefliegen werden sollen und dass das Training danach auf höher gelegenen Landeplätzen fortgesetzt werden solle, so wie das die Besatzung auf ihren früheren Flügen auch gehandhabt hatte.

Im Anschluss bereitete die Besatzung die HB-ZOF für den Flug vor und betankte sie auf rund 60 % des ausfliegbaren Tankinhaltes (entsprechend rund 67 l).

Die Besatzung trug während des Fluges keine Helme.

1.1.4 Flugverlauf

Um etwa 08:40 Uhr startete die Besatzung mit dem Helikopter Robinson R22 Beta II, eingetragen als HB-ZOF, ab dem Heliport Balzers, der zu diesem Zeitpunkt unter einer tiefliegenden Hochnebeldecke lag (vgl. Abbildung 1), und begann im Bereich des nahegelegenen Regitzerspitzes mit den geplanten Trainingsanflügen auf Landeplätze, die alle unter 1100 m/M (entsprechend rund 3600 ft) lagen und die der Besatzung von früheren Flügen her bekannt waren. Dabei wurden jeweils am Boden nach der Landung bei reduzierter Motordrehzahl eine kurze Besprechung und im Anschluss pro Landeplatz weitere zwei bis drei Anflüge durchgeführt. Danach flog die Besatzung in Richtung der Jeninser Alp, also das Gebiet der späteren Unfallstelle, und führte dort auf einem Landeplatz, der auf etwa 5500 ft lag, weitere Trainingsanflüge durch.

⁵ Dies entspricht in etwa ISA + 8 °C.

⁶ Bis zu einem Gewicht von 1354 lb wäre noch HOGE-Performance vorgelegen.

⁷ WAHIBELU steht für Wind, Anflugachse, Hindernisse, Beleuchtung, Umwelt

⁸ PLAHÖLEI steht für Platz, Höhe, Leistung

⁹ Dabei wird der Landeplatz gemäss dem zuvor während der Rekognoszierung definierten Anflugverfahren probehalber angefliegen, aber es wird nicht gelandet, sondern der Landeplatz in geringer Höhe und mit geringer Vorwärtsgeschwindigkeit überflogen.



Abbildung 1: Webcamaufnahme Valzeina von 09:20 Uhr, Blickrichtung Nordnordwest: Heliport Balzers (gelber Pfeil), Regitzerspitz (roter Pfeil), Unfallstelle bei der Vorder Alp (roter Kreis).

Im Anschluss zeigte der Fluglehrer dem Flugschüler einen Landeplatz bei der Vorder Alp, den er von früheren Trainingsflügen her kannte, und forderte den Flugschüler auf, dort zu landen. Der Flugschüler kannte diesen Landeplatz nicht und war dort noch nie gelandet. Der Landeplatz bestand aus einer kleinen ebenen Fläche auf 1890 m/M (entsprechend rund 6200 ft), die in einem steilen (rund 45° Gefälle), ungefähr nach Süden ausgerichteten Hang lag (vgl. Abbildung 1 und Abbildung 2).



Abbildung 2: Blick auf den Landeplatz, Blickrichtung Süd ins Churer Rheintal. Aufnahme vom Unfalltag.

Der Flugschüler begann in der Folge mit den im Vorfeld besprochenen Prozeduren und führte zwei Rekognoszierungsvolten durch, bevor er den Landeplatz aus ungefähr Nordosten kommend (also von links in Abbildung 2) in einem flachen Winkel anflieg. Der Wind kam nach Einschätzung der Besatzung ungefähr aus Süden, also von Landquart her, war aber schwach (unter 10 kt). Wie üblich stiess der Fluglehrer im Endanflug den Hebel für die Bedienung der Vergaservorwärmung (*carburetor heat*, vgl. Kapitel 1.3.2) ganz hinunter (d.h. Vergaservorwärmung komplett ausgeschaltet), um die volle Leistung des Motors zur Verfügung zu haben. Die Landung erfolgte zur Zufriedenheit des Fluglehrers auf dem gewünschten Landeplatz, und wie schon bei den Landeplätzen zuvor reduzierte die Besatzung am Boden die Motordrehzahl, um eine kurze Besprechung durchzuführen. Wie üblich zog der Fluglehrer dabei den Hebel für die Vergaservorwärmung ganz heraus (d.h. Vergaservorwärmung komplett eingeschaltet), um einem allfälligen Vereisen des Vergasers in diesem Zustand reduzierten Leistungsbedarfs vorzubeugen. Der Fluglehrer war mit der Leistung des Flugschülers mehrheitlich zufrieden, forderte ihn aber auf, die Funksprüche und zu prüfenden Merkmale (WAHIBELU und PLAHÖLEI) nach Möglichkeit noch etwas weniger stockend durchzuführen. In der Folge erhöhte die Besatzung die Leistung wieder auf Solldrehzahl und der Fluglehrer stiess den Hebel für die Bedienung der Vergaservorwärmung ganz hinunter, um für den Start die volle Leistung zur Verfügung zu haben. Aus dem Schwebeflug beschleunigte der Flugschüler den Helikopter in ungefähr südsüdwestlicher Richtung (also nach oben rechts in Abbildung 2) und führte in der Folge zwei weitere Anflüge auf denselben Landeplatz aus, die sich analog abspielten und zur Zufriedenheit des Fluglehrers abliefen.

Die Besatzung konnte sich bezüglich des Leistungsbedarfs im Schwebeflug bei diesen An- und Abflügen nicht mehr genau erinnern. Der Flugschüler war der Meinung, sie hätten 21 bis 22 in Hg Ladedruck (*manifold pressure*) gebraucht; der Fluglehrer hatte nicht den Eindruck, dass sie leistungsmässig am Limit waren.

Nach der erneuten Besprechung am Boden bei reduzierter Drehzahl des Motors und gezogener Vergaservorwärmung beschloss die Besatzung, noch zu einem weiteren Landeplatz zu fliegen. Wie bei den Abflügen zuvor stiess der Fluglehrer gemäss seiner Aussage und Erinnerung den Bedienhebel für die Vergaservorwärmung vor dem Start wieder ganz hinunter. Der Flugschüler nahm den Helikopter in den Schwebeflug, ungefähr einen halben bis maximal einen Meter über Grund, führte gemäss Aussage die dort üblichen Checkpunkte (*hover check*) durch, und beschleunigte den Helikopter anschliessend wie bei den Abflügen zuvor in den horizontalen Vorwärtsflug. Während dieser Beschleunigungsphase, als sich der Helikopter etwa drei bis vier Meter vom Landeplatz wegbewegt hatte und sich bereits über dem steil abfallenden Gelände befand, nahmen sowohl der Fluglehrer wie auch der Flugschüler akustisch eine leichte Reduktion der Rotordrehzahl wahr, ohne dass aber das Warnhorn für tiefe Rotordrehzahl (*low-RPM horn*, vgl. Kapitel 1.3.2) erklingen sei. Der Fluglehrer übernahm sofort die Steuer und versuchte, durch eine leichte Reduktion des kollektiven Blattverstellhebels (*collective*) die Drehzahl wieder zu stabilisieren. Dies gelang nicht, und der Helikopter begann zu sinken. Da sich der Helikopter bereits über steil abfallendem Gelände befand, wo eine Landung nicht mehr möglich war, versuchte der Fluglehrer, den Helikopter parallel zum abfallenden Gelände zu beschleunigen und in die Translation¹⁰ zu bringen. Dabei reduzierte er den *collective* so weit wie möglich, hatte jedoch Angst, bei zu starker Reduktion mit den Kufen den Boden zu touchieren. Zudem befürchtete er, mit dem Heck ebenfalls den Boden zu touchieren, falls er die Nase des

¹⁰ Als Translation wird ein im Vergleich zum stationären Schwebeflug veränderter aerodynamischer Zustand eines Helikopters bezeichnet, der sich ab einer gewissen Relativgeschwindigkeit zur umgebenden Luft einstellt und der durch einen reduzierten Leistungsbedarf im Vergleich zum Schwebeflug gekennzeichnet ist.

Helikopters zu stark anheben würde. So flog der Helikopter sinkend in geringer Höhe über Grund ungefähr parallel zum steil abfallenden Gelände entlang der Falllinie, ohne dass die Rotordrehzahl stabilisiert werden konnte.

Die Kufen touchierten anschliessend mehrmals das Gelände, bevor sie sich im Boden eingruben und sich der Helikopter nach vorne überschlug, wobei die Hauptrotorblätter in das Erdreich einschlugen. Nach mindestens einem Überschlag kam der Helikopter im Steilhang wieder auf den Kufen stehend zum Stillstand, stabilisiert durch den Heckausleger (vgl. Abbildung 3).

Die Besatzung blieb unverletzt und konnte sich selbständig aus dem Wrack befreien, der Helikopter wurde zerstört. Der automatische Notsender (*Emergency Locator Transmitter* – ELT) löste nicht aus.



Abbildung 3: Endlage der HB-ZOF im steil abfallenden Gelände; Aufnahme vom Unfalltag in nordnordöstlicher Blickrichtung.

1.2 Angaben zur Besatzung

1.2.1 Fluglehrer

Der Fluglehrer begann im Januar 2018 bei der Valair AG mit der Ausbildung zum Privatpiloten und erwarb die Privatpilotenlizenz im Dezember 2018. Anschliessend absolvierte er die Weiterbildung für Landungen im Gebirge und erlangte die entsprechende Berechtigung (*Mountain* – MOU) im Oktober 2019. In der Folge flog er regelmässig privat, um Flugstunden und Erfahrung aufzubauen, und erwarb im September 2021 die Fluglehrerberechtigung (*Flight Instructor* – FI) und im Oktober 2021 die Berufspilotenlizenz. Ab diesem Zeitpunkt war er regelmässig und intensiv bei der Valair AG als Fluglehrer tätig. Im September 2022 erwarb er die Zusatzberechtigung als Gebirgsfluglehrer bis 2000 m/M. Zum Zeitpunkt des Unfalls hatte er gültige Musterzulassungen (*type ratings*) für die Robinson-Modelle R22, R44 und R66 sowie für ein weiteres Muster und flog sämtliche Robinson-Modelle regelmässig.

1.2.2 Flugschüler

Der Flugschüler erwarb seine Privatpilotenlizenz im Jahr 2005 und flog anschliessend von 2005 bis 2007 auf dem Muster Robinson R22 zahlreiche Stunden in den USA und Kanada. Ab 2008 flog er nur noch sporadisch auf diesem Modell. Ende August 2011 nahm er die Weiterbildung für Landungen im Gebirge in Angriff, wobei das Training auf dem Muster Robinson R44 Raven II stattfand. Das Training wurde nach Absolvieren von rund 150 Gebirgslandungen¹¹ anfangs Oktober 2011 unterbrochen und im Sommer 2022, jetzt bei der Valair AG, wieder neu aufgenommen. Ab April 2022 fanden einige Trainingsflüge ohne Gebirgslandungen mit dem Fluglehrer auf der HB-ZOF statt, ab Oktober bis zum Unfallflug dann drei weitere Trainingsflüge mit Gebirgslandungen. Zum Zeitpunkt des Unfalls wies der Flugschüler ein gültiges *type rating* für das Muster Robinson R44 auf und hatte insgesamt rund 250 Gebirgslandungen absolviert.

1.3 Angaben zum Helikopter

1.3.1 Allgemeines

Der Helikopter Robinson R22 Beta II ist ein zweisitziger, mit einem halbstarren Zweiblathauptrotorsystem (*semi-rigid two blade main rotor system*) ausgerüsteter Helikopter konventioneller Bauart. Der Motor des Baumusters Lycoming O-360-J2A ist ein luftgekühlter 4-Zylinder-Saugmotor mit Vergaser. Der Motor verfügt über eine Leistung von 145 PS, die aber auf eine maximale Startleistung für fünf Minuten von 131 PS (*5 minutes takeoff rating*) und auf 124 PS Dauerleistung (*maximum continuous rating*) limitiert ist. Der Treibstoffverbrauch liegt bei etwa 9 US-Gallonen pro Stunde (entsprechend rund 34 l/h).

Die HB-ZOF verfügte über einen Haupt- und einen Zusatztank aus Aluminiumblech mit einem Gesamtvolumen von 30.7 US-Gallonen (entsprechend rund 116 l), davon waren 29.7 US-Gallonen (entsprechend rund 112 l) ausfliegbar.

Das Leergewicht der HB-ZOF betrug 886 lb (entsprechend rund 402 kg), das maximale Startgewicht (*Maximum Takeoff Mass – MTOM*) lag bei 1370 lb (entsprechend rund 621 kg).

1.3.2 Systembeschreibung

1.3.2.1 Motordrehzahlregler

Der Helikopter Robinson R22 ist mit einem elektronischen Motordrehzahlregler (*engine governor*) ausgerüstet, der den Motor unabhängig vom Leistungsbedarf konstant auf einer Nenndrehzahl von 2652 RPM hält. Dies entspricht einer Rotordrehzahl von 104 % (530 RPM).

Die Soll-Rotordrehzahl im Flug liegt zwischen 101 % (515 RPM) und 104 % (530 RPM). Bei einer Rotordrehzahl von 97 % und weniger ertönt ein akustisches Warnsignal (*low-RPM horn*) und eine Warnlampe leuchtet auf.

Der Motordrehzahlregler ist so ausgelegt, dass er die Drehzahlregelung unter normalen Flugbedingungen unterstützt. Der Regler kann aber eine Über- oder Unterdrehzahl durch abrupte Flugmanöver (*«aggressive flight maneuvers»*) nicht verhindern.

Wird der Helikopter oberhalb von 4000 ft betrieben, ist die Regelung der Drehzahl durch den Drehzahlregler aufgrund der oft weit geöffneten Drosselklappe weniger effektiv und Leistungsänderungen sollten langsam und sanft erfolgen.

¹¹ Für den Erwerb der Gebirgsflugberechtigung sind u.a. mindestens 200 Gebirgslandungen erforderlich.

1.3.2.2 Vergaservorwärmung

Um einer Vergaservereisung vorzubeugen, verfügt der Helikopter Robinson R22 über eine Vergaservorwärmung (*carburetor heat*). Bei diesem System wird die Abwärme eines Auspuffkrümmers ins Luftfiltergehäuse geleitet, das direkt am Vergaser montiert ist. So wird die angesaugte Luft auch bei eingeschalteter Vergaservorwärmung gefiltert. Die Vergaservorwärmung wird durch einen Schieber im Luftfiltergehäuse über einen Kabelzug vom Piloten eingestellt. Bei gezogenem Bedienhebel ist das System eingeschaltet, bei gestossenem Hebel ausgeschaltet.

Zur Unterstützung des Piloten wird die Vergaservorwärmung beim Ändern des kollektiven Blattverstellhebels (*collective*) über eine Reibkupplung korreliert (*carburetor heat assist*). Dabei wird beim Absenken des *collective* die Vergaservorwärmung mechanisch erhöht, beim Anheben des *collective* reduziert. Der Pilot kann die Reibkupplung übersteuern und die Vergaservorwärmung je nach Bedarf einstellen.

Der Bedienhebel der Vergaservorwärmung kann in ausgeschalteter Stellung verriegelt werden; dies sollte jedoch nur getan werden, wenn die Bedingungen für eine Vergaservereisung offensichtlich nicht gegeben sind.

Im Cockpit befindet sich ein Instrument, das die Lufttemperatur im Vergaser (*Carburetor Air Temperature – CAT*) anzeigt. Besonders nach Leistungsänderungen sollte dieses Instrument überprüft und die Vergaservorwärmung so eingestellt werden, dass sich die Anzeige ausserhalb des gelben Bereichs (-15 bis 5 °C) befindet. Bei reduzierter Leistung unterhalb von 18 in Hg Ladedruck (*manifold pressure*) soll die Anzeige des Instruments ignoriert und die Vergaservorwärmung ganz eingeschaltet werden.

1.3.2.3 Treibstofftanks

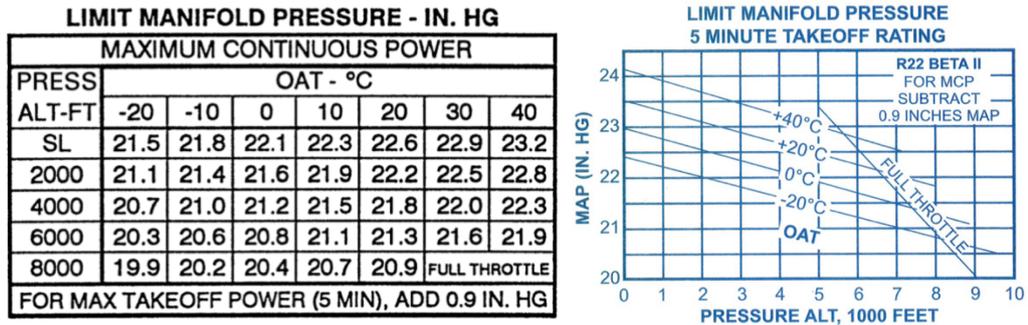
Die Helikoptermuster Robinson R22 wurden ursprünglich mit Treibstofftanks ausgerüstet, die vollumfänglich aus Aluminiumblech gefertigt waren. Seit einiger Zeit werden neue Helikopter ab der Werknummer 4621 nur noch mit sogenannten Blasen-treibstofftanks (*bladder fuel tanks*) ausgeliefert, die zusätzlich mit einer Blase aus einem widerstandsfähigen, mit Nylon verstärkten Gummimaterial ausgerüstet sind. Diese im Aluminiumtank integrierte Gummiblase soll bei einem Unfall, bei dem die Tanks beschädigt werden, einen Brand durch ausfliessenden Treibstoff verhindern.

Im Januar 2014 veröffentlichte der Helikopterhersteller das *Service Bulletin* SB-109 mit der Empfehlung, die Treibstofftanks aller Robinson R22 bis zur Werknummer 4620 so bald wie praktikabel durch *bladder fuel tanks* zu ersetzen. In der Revision A dieses SB vom Januar 2018 ergänzte der Hersteller, dass diese Tanks jedoch nicht später als bei der nächsten Grundüberholung des Helikopters nach 2200 Betriebsstunden oder der 12-Jahres-Inspektion oder dem 15. Januar 2020 nachgerüstet werden sollen.

Bei der HB-ZOF mit Werknummer 4154, die noch mit konventionellen Treibstofftanks ausgerüstet war, wären die Tanks bei der demnächst angestandenen Grundüberholung nachgerüstet worden.

1.3.3 Angaben zu Betriebsgrenzen und Flugleistungen

Das Betriebshandbuch des Helikopters (*Pilot's Operating Handbook – POH*) hielt in Bezug auf die zulässigen Betriebsgrenzen des Motors bzw. den maximal zulässigen Leistungsbezug fest:



Abbildungen 4: Links: Maximal zulässiger *manifold pressure* für maximale Dauerleistung (*maximum continuous power*) bzw. maximale Startleistung (*maximum takeoff power*) in Abhängigkeit der Druckhöhe (*Pressure Altitude – PA*) und der Aussentemperatur (*Outside Air Temperature – OAT*) gemäss POH 2-11. Diese Tabelle war zusätzlich auch am Kabinendach und auf der *Pilot's Checklist* zur Verwendung während des Fluges angebracht. Rechts: Dieselbe Information in leicht anderer Darstellung, abgedruckt auf der *Pilot's Checklist*¹².

In Bezug auf die zu erwartenden Flugleistungen (*Performance*, vgl. POH Kapitel 5) hielt das POH einleitend folgende Warnung bzw. Bemerkung fest:

CAUTION

Performance data presented in this section was obtained under ideal conditions. Performance under other conditions may be substantially less.

NOTE

Hover performance data given is with carburetor heat off. Full carburetor heat reduces hover ceilings by up to 2000 feet (610 meters).

Abbildung 5: Einleitende Warnung bzw. Bemerkung zum Kapitel *Performance* gemäss POH 5-1.

¹² Die *Safety Notice* SN-25 im Anhang des POH hielt in Bezug auf diese Limiten in Zusammenhang mit einer eingeschalteten Vergaservorwärmung Folgendes fest: «*Carburetor heat reduces engine power output for a given manifold pressure. Approximately 1.5 in Hg additional [manifold pressure] MAP is required to generate maximum continuous power (MCP) or takeoff power (TOP) with full heat applied. The additional MAP with carb heat does not overstress the engine or helicopter because power limits are still being observed. Since the engine is derated, it will produce TOP at lower altitudes even with full heat. However, avoid using more heat than required at high altitudes as the engine may reach full throttle at less than MCP or TOP.*»

Die zu erwartende Schwebeflugleistung ausserhalb des Bodeneffekts (*Hover out of Ground Effect – HOGE*) war im POH wie folgt aufgeführt:

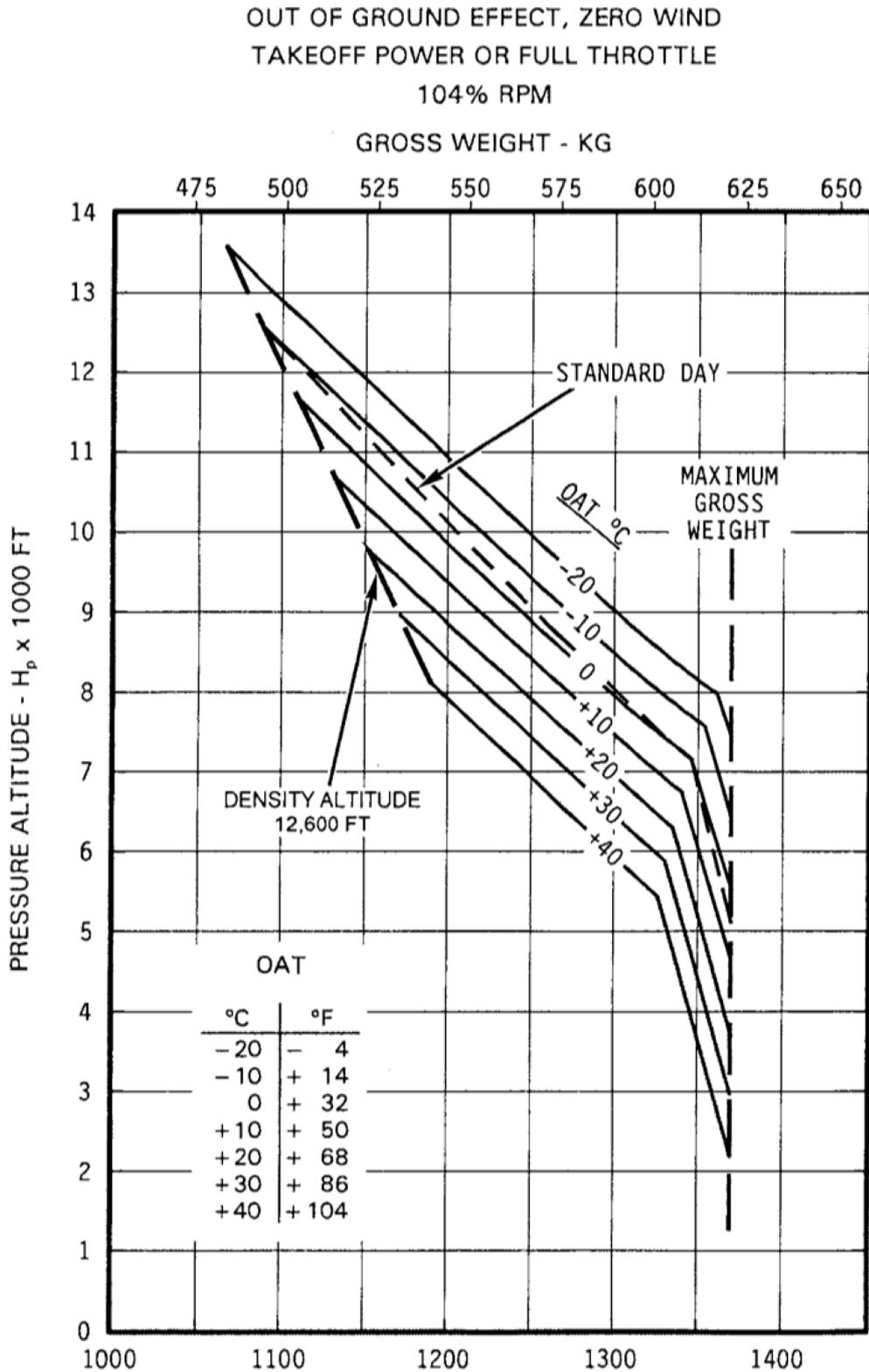
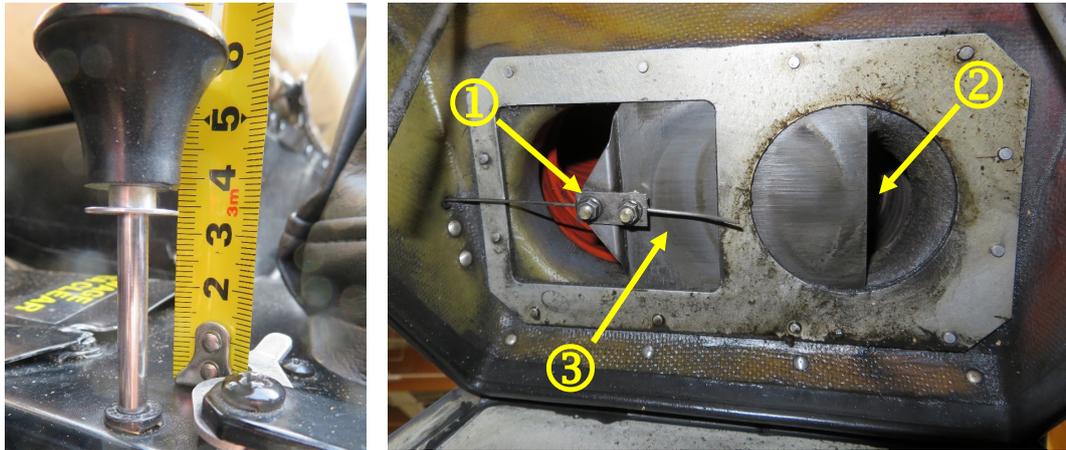


Abbildung 6: Maximale Schwebeflughöhe als Druckhöhe (*Pressure Altitude – PA*) in Abhängigkeit von Gewicht (*gross weight*) und Aussentemperatur (*Outside Air Temperature – OAT*) gemäss POH 5-10.

1.4 Technische Abklärungen und Befunde

Die Untersuchung des Wracks ergab keine Hinweise auf vorbestandene technische Mängel. Sämtliche Beschädigungen konnten konsistent auf den Unfallverlauf zurückgeführt werden.

Auf der Unfallstelle war im Cockpit der Bedienhebel für die Vergaservorwärmung ungefähr halb gezogen (vgl. Abbildungen 7, linkes Bild). Die daraus resultierende Schieberposition im Luftfiltergehäuse ist in Abbildungen 7 (vgl. ❶ im rechten Bild) ersichtlich.



Abbildungen 7: Links: Hebel-Position der Vergaservorwärmung im Cockpit, wie sie auf der Unfallstelle vorgefunden wurde. Rechts: Luftfiltergehäuse mit Kaltluft- (❶) und Warmlufteinlass (❷) sowie der Schieber und Kabelzug der Vergaservorwärmung (❸) zeigt die Position des Schiebers bei der Hebel-Position der Vergaservorwärmung gemäss der linken Abbildung.

In den beiden Treibstofftanks waren insgesamt noch 51 Liter Treibstoff enthalten. Der Zusatztank blieb durch den Unfall bis auf kleinere Dellen unbeschädigt. Der Haupttank hingegen war teils stark deformiert und im hinteren Tankbereich beinahe, im oberen Eckbereich gänzlich aufgerissen (vgl. Abbildung 8).



Abbildung 8: Ausgebauter Haupttreibstofftank mit aufgerissenem Eckbereich (gelb eingekreist).

1.5 Meteorologische Angaben

1.5.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz befand sich am Rande eines Bodenhochs mit Kern über Süddeutschland. Dieses wurde durch einen Rücken unterstützt, der sich von Tunesien über die Alpen bis zur Ostsee erstreckte.

1.5.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des Unfalls

In der Bündner Herrschaft herrschte ruhiges und mildes Herbstwetter mit einer ausgezeichneten Sicht. Die Nullgradgrenze lag am Mittag auf rund 3800 Meter.

Wetter	Sonnig und windschwach	
Wolken	Die umliegenden Berge waren wolkenlos. Über den Flumserbergen und dem Pizol hielten sich 1/8 bis 2/8 Altocumulus. Ausgedehnter Cirrus dämpfte das Sonnenlicht.	
Sicht	70 km und mehr	
Wind	160 Grad, 3 kt schwacher Hangaufwind	
Temperatur und Taupunkt	8 °C / -6 °C	
Luftdruck in Zürich	QNH ¹³ : 1034 hPa	
Luftdruck in Altenrhein	1033 hPa	
Gefahren	keine	

1.5.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut 140°	Höhe 16°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

¹³ Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre;
ICAO: *International Civil Aviation Organization*

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Allgemeines

Es liegen keine Hinweise für vorbestandene technische Einschränkungen oder Probleme vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.

2.1.2 Leistungsbetrachtungen

Die Nachberechnung der Gesamtmasse des Helikopters zum Unfallzeitpunkt ergab einen Wert von etwa 1350 lb.

Der Landeplatz befand sich auf 1890 m/M entsprechend rund 6200 ft, was bei einem QNH von 1033 hPa einer Druckhöhe (*Pressure Altitude* – PA) von knapp 5700 ft entsprach. Die Temperatur lag gemäss Auswertung der meteorologischen Daten bei etwa 8 °C und somit leicht unter der zu erwartenden Temperatur gemäss ISA + 8 °C. Gemäss HOGE-Tabelle (vgl. Abbildung 6) wäre unter diesen Bedingungen ein Schwebeflug ausserhalb des Bodeneffekts bis zu einem Gewicht von etwas über 1350 lb möglich gewesen, unter den aufgeführten Voraussetzungen (d.h. bei maximaler Startleistung gemäss Abbildungen 4, d.h. bei etwa 22 in Hg *manifold pressure*) und mit ausgeschalteter Vergaservorwärmung.

Es erscheint wahrscheinlich, dass sich der nach dem Unfall in ungefähr halb gezogener Stellung vorgefundene Bedienhebel der Vergaservorwärmung (vgl. Abbildungen 7, links) bereits während des Starts und Abflugs in dieser Position befunden hatte und nicht erst durch das Unfallgeschehen in diese Position gekommen war. Grundsätzlich reduziert eine auch nur teilweise gezogene Vergaservorwärmung die Leistung des Motors aufgrund der wärmeren und daher weniger dichten Luft im Vergaser und führt entsprechend zu einer reduzierten Schwebeflugleistung (vgl. Abbildung 5).

Diese vorgenannten Werte zeigen, dass gemäss POH unter idealen Bedingungen und mit ausgeschalteter Vergaservorwärmung ein Schwebeflug OGE auf der Höhe des Landeplatzes möglich war, allerdings nur mit geringer Reserve. Das POH erwähnt (vgl. Abbildung 5), was die Erfahrung in der Praxis bestätigt, dass diese Werte in Realität jedoch nur unter idealen Bedingungen erreicht werden können. Ein Hinweis darauf, dass dies im vorliegenden Fall auch so war, ist der erwähnte Leistungsbedarf im Schwebeflug im Bodeneffekt über dem Landeplatz bei den vorangegangenen An- und Abflügen von 21 bis 22 in Hg, d.h. bereits für einen Schwebeflug im Bodeneffekt war beinahe die maximal zulässige Startleistung erforderlich und es ist somit fraglich, ob ein Schwebeflug ausserhalb des Bodeneffekts möglich gewesen wäre.

Durch die Tatsache, dass auf dem Muster Robinson R22 Beta II nicht mehr als 131 PS Motorleistung abgerufen werden darf (vgl. Kapitel 1.3.1), steht prinzipiell bis in relativ grosse Höhen auch bei Erreichen dieser maximal zulässigen Startleistung gemäss Tabellen in Abbildungen 4 immer noch Motorleistungsreserve zur Verfügung, die bei Beanspruchung allerdings zu einer Überbelastung des Getriebes führen würde. Erst wenn der Motor sein absolutes Leistungslimit erreicht, sprich die Drosselklappe voll offen ist (*full throttle*), steht keine Motorleistungsreserve mehr zur Verfügung und eine Erhöhung des gewünschten Leistungsbedarfs, z.B. durch Erhöhen der kollektiven Blattverstellung, kann nicht mehr kompensiert werden und ein Abfall der Rotordrehzahl ist die Folge.

Es ist wahrscheinlich, dass im vorliegenden Fall der während der Beschleunigungsphase wahrgenommene leichte Drehzahlabfall auf dieses Phänomen zurückgeführt werden kann: Im Schwebeflug im Bodeneffekt über dem Landeplatz

befand sich der Motor bereits nahe der absoluten Leistungslimite, wahrscheinlich akzentuiert durch die teilweise gezogene Vergaservorwärmung. Gemäss Abbildungen 4 lag diese absolute Limite (*full throttle*) bei den vorliegenden Bedingungen ungefähr bei 22.8 in Hg. Diese wurde erreicht, als sich der Leistungsbedarf durch den Übergang in den Vorwärtsflug und den Verlust des Bodeneffektes aufgrund der Geländegeometrie erhöhte. In der Folge begann die Drehzahl zu sinken.

Die Tatsache, dass zwei analog durchgeführte Abflüge zuvor nach Einschätzung der Besatzung problemlos möglich waren und es erst beim dritten Abflug überraschend und unerwartet zu den beschriebenen Problemen kam, legt nahe, dass wahrscheinlich beim letzten Abflug tatsächlich die Vergaservorwärmung nicht vollständig gestossen war.

2.1.3 Treibstofftanks

Aus dem durch das Unfallgeschehen beschädigten Haupttreibstofftank wäre ein Ausfliessen des Treibstoffes grundsätzlich möglich gewesen, wäre der Helikopter in seiner Endlage nicht zufällig auf den Kufen gestanden. Ein anschliessender Brand wäre nicht auszuschliessen gewesen. Das Ersetzen der ursprünglichen, konventionellen Tanks durch Blasketreibstofftanks (*bladder fuel tanks*), das gemäss Empfehlung im *Service Bulletin* schon lange fällig gewesen wäre, hätte ein solches Szenario mit grosser Wahrscheinlichkeit verhindert.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Der Flugschüler befand sich in der Endphase seines Trainings zum Erwerb der Gebirgsflugberechtigung. Gemäss definiertem Trainingsziel ging es in erster Linie darum, die entsprechenden Abläufe und Verfahren zu üben und zu festigen. Der Prüfungsflug sollte auf dem Muster Robinson R44 Raven II stattfinden. Weiter ist es üblich, dass dem Kandidaten für den Prüfungsflug die anzufliegenden Landeplätze im Vorfeld bekanntgegeben werden, so dass er sich entsprechend vorbereiten kann.

Angesichts dieser Ausgangslage ist es aus Sicht der Sicherheit fragwürdig, einen Trainingsflug auf einem kleineren, leistungsschwächeren und vom Handling her doch andersgearteten (z.B. Vergaservorwärmung) Helikopter-Muster durchzuführen und dem Flugschüler die Landeplätze nicht im Vorfeld genau bekanntzugeben bzw. diese erst während des Fluges spontan auszuwählen. Dies verunmöglichte dem Schüler, eine adäquate Flugvorbereitung inklusive zugehöriger Leistungsbeurteilung für jeden Landeplatz, wie sie an einem Prüfungsflug aus offensichtlichen Gründen verlangt wird, durchzuführen. Folglich wurde die Leistungsbeurteilung vom Fluglehrer durchgeführt. Er erstellte sie nur pauschal.

Angesichts des definierten Trainingsziels und insbesondere bei Verwendung eines Robinson R22 statt der üblicherweise vom Flugschüler geflogenen Robinson R44 Raven II war es wenig sinnvoll, Landeplätze anzufliegen, die dermassen nahe an der im POH publizierten Leistungsgrenze des Helikopters lagen. Dies war angesichts des definierten Trainingsziels unnötig und reduzierte die Sicherheitsreserven für den Fluglehrer. Hier stellt sich die Frage, ob der Fluglehrer von einer zu optimistischen Leistungsbeurteilung ausging bzw. aufgrund der von ihm angenommenen Temperaturen in der Höhe (vgl. Kapitel 1.1.3) von einer grossen Reserve ausging, die in Tat nicht vorhanden war.

So war die Fehlertoleranz nur noch sehr gering und die wahrscheinlich vor dem letzten Abflug nicht vollständig gestossene Vergaservorwärmung, die unbemerkt blieb, führte zu einer auch für den Fluglehrer nicht mehr rettbaren Situation. Der Fluglehrer konnte sich nicht mehr an den Leistungsbedarf im Schwebeflug über dem Landeplatz erinnern. Dies ist bei den entsprechenden Checks (*hover check*)

in der Praxis, und insbesondere bei der Gebirgsflugschulung, ein wesentlicher Punkt. Dieser *hover check* ermöglicht es, einen unerwartet hohen Leistungsbedarf zu erkennen und bei Bedarf wieder zu landen, bevor in den Vorwärtsflug übergegangen wird. Ab dem Zeitpunkt des Übergangs in den Vorwärtsflug gibt es bei so geringen Leistungsreserven und der gegebenen Topographie keine Alternativen mehr, weshalb der Prüfung der benötigten Leistung im Schwebeflug und der für den Abflug noch verfügbaren Leistungsreserven eine solch zentrale Bedeutung beikommt. Hier ist denkbar, dass der Fluglehrer nach drei erfolgreichen Anflügen und zwei erfolgreichen Abflügen ab demselben Landeplatz nicht mehr gleich aufmerksam war.

Ab dem Zeitpunkt des wahrgenommenen Rotordrehzahlabfalls versuchte der Fluglehrer, durch Reduktion des *collective* den Leistungsbedarf zu verringern und so die Rotordrehzahl zu stabilisieren. Da sich der Helikopter bereits über dem steil abfallenden Gelände befand, war eine Landung ohne Beschädigung und Kippen des Helikopters nicht mehr möglich. Es ist nachvollziehbar, dass der Fluglehrer daher versuchte, durch eine Beschleunigung des Helikopters entlang des abfallenden Geländes in die Translation zu kommen, auch wenn diese Aufnahme von kinetischer Energie mit erheblichen Risiken verbunden war, da sie im Falle eines Misslingens des Manövers zu einer wesentlich grösseren Aufprallenergie führte.

Das Tragen von Helmen reduziert bei verschiedenen Helikopterunfallszenarien nachgewiesenermassen das Verletzungsrisiko. Insbesondere bei Schulungsflügen, bei denen Unfallszenarien wie ein Umkippen (*static* und *dynamic rollover*) oder ein Aufprall aus dem Schweb- oder langsamen Vorwärtsflug wie im vorliegenden Fall grundsätzlich wahrscheinlicher sind, ist das Tragen von Helmen daher besonders sinnvoll.

Der Fluglehrer hatte in vergleichsweise kurzer Zeit viele Aus- und Weiterbildungen durchlaufen und entsprechende Berechtigungen erlangt. So war er erst seit gut einem Jahr als Fluglehrer tätig und erst seit rund zwei Monaten als Gebirgsfluglehrer bis 2000 m/M zugelassen. Es ist möglich, dass die noch relativ geringe Erfahrung als Fluglehrer und die noch sehr geringe Erfahrung als Gebirgsfluglehrer zu der fragwürdigen Übungsanlage beitrugen. Gerade angesichts seiner noch geringen Erfahrung ist nicht nachvollziehbar, wieso sich der Fluglehrer nicht mehr Sicherheitsreserven einräumte.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr nach Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules – VFR*) zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Helikopters befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss Betriebshandbuch (*Pilot's Operating Handbook – POH*) zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Der automatische Notsender (*Emergency Locator Transmitter – ELT*) löste nicht aus.
- Der Helikopter befand sich zum Unfallzeitpunkt und am Unfallort bei ausgeschalteter Vergaservorwärmung an der Leistungsgrenze für einen Schwebeflug ausserhalb des Bodeneffekts (*Hover out of Ground Effect – HOGE*) gemäss POH.
- Die Vergaservorwärmung wurde nach dem Unfall in ungefähr halb gezogener Position vorgefunden.

3.1.2 Besatzung

- Der Fluglehrer und der Flugschüler besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Fluglehrer verfügte über eine geringe Erfahrung in der Gebirgsflugschulung.
- Die Besatzung trug während des Fluges keine Helme.

3.1.3 Flugverlauf

- Nach dem Start in Balzers führte die Besatzung mehrere Trainingsanflüge auf Landeplätze durch, die alle unter 3600 ft lagen.
- Danach flog die Besatzung in Richtung der späteren Unfallstelle und führte dort auf einem Landeplatz, der auf etwa 5500 ft lag, weitere Trainingsanflüge durch.
- Im Anschluss flog die Besatzung dreimal den Landeplatz an, bei dem es dann zum Unfall kam. Dieser Landeplatz lag auf 6200 ft und bestand aus einer kleinen, ebenen Fläche in einem steilen Hang.
- Wie bei den Landungen zuvor zog der Fluglehrer am Boden die Vergaservorwärmung.
- Nach seiner Erinnerung stiess der Fluglehrer vor dem Abflug den Bedienhebel der Vergaservorwärmung wieder vollständig hinunter.
- Während des Abflugs nahm die Besatzung einen leichten Rotordrehzahlabfall wahr.

- Der Fluglehrer übernahm die Steuer und versuchte, durch eine leichte Reduktion des kollektiven Blattverstellhebels (*collective*) die Drehzahl wieder zu stabilisieren.
- Der Fluglehrer versuchte, den Helikopter parallel zum abfallenden Gelände zu beschleunigen und in die Translation zu bringen.
- Die Kufen touchierten das Gelände und gruben sich in den Boden ein, so dass sich der Helikopter überschlug.
- Die Besatzung blieb unverletzt, der Helikopter wurde zerstört.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Der Flugschüler flog normalerweise auf dem grösseren und leistungsstärkeren Muster Robinson R44 Raven II, auf dem auch der Prüfungsflug für den Erwerb der Gebirgsflugberechtigung stattfinden sollte.
- Der Landeplatz, bei dem es zum Unfall kam, wurde vom Fluglehrer während des Fluges spontan ausgewählt und war dem Flugschüler unbekannt.
- Am Unfallort herrschten gute Sichtflugwetterbedingungen.

3.2 Ursachen

Eine Sicherheitsuntersuchungsstelle muss sich zum Erreichen ihres Präventionszwecks zu Risiken und Gefahren äussern, die sich im untersuchten Zwischenfall ausgewirkt haben und die künftig vermieden werden sollten. In diesem Sinne sind die nachstehend verwendeten Begriffe und Formulierungen ausschliesslich aus Sicht der Prävention zu verstehen. Die Bestimmung von Ursachen und beitragenden Faktoren bedeutet damit in keiner Weise eine Zuweisung von Schuld oder die Bestimmung von verwaltungsrechtlicher, zivilrechtlicher oder strafrechtlicher Haftung.

Der Unfall, bei dem ein Helikopter während des Abflugs von einem hochgelegenen Landeplatz einen Rotordrehzahlabfall erlitt und in der Folge mit dem Gelände kollidierte, ist darauf zurückzuführen, dass die Leistungsgrenzen des Helikopters überschritten wurden, wahrscheinlich akzentuiert durch eine teilweise gezogene Vergaservorwärmung.

Zum Unfall beigetragen haben folgende Faktoren:

- eine nicht konsequente Überprüfung der Leistungsreserven im Schwebeflug;
- eine fragwürdige Übungsanlage;
- zu geringe Sicherheitsreserven angesichts der noch geringen Erfahrung des Fluglehrers in der Gebirgsflugschulung.

- 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
- 4.1 Sicherheitsempfehlungen**
Keine
- 4.2 Sicherheitshinweise**
Keine
- 4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
Keine

Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).

Bern, 11. Juli 2023

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle