



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. 2417 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Helikopters
Guimbal Cabri G2, HB-ZVK,

vom 30. September 2021

Ägerten, Gemeinde Neuendorf (SO)

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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.¹

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

Die deutsche Fassung dieses Berichts ist das Original und daher massgebend.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

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 Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*Coordinated Universal Time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

¹ 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. September 2023 (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)

Artikel 2 Absatz 1 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchungen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014, Stand am 1. September 2023 (VSZV, SR 742.161)

Zusammenfassung

Luftfahrzeugmuster Guimbal Cabri G2 HB-ZVK

Halter Swiss Helicopter AG, Hartbertstrasse 11, 7000 Chur

Eigentümer Swiss Helicopter AG, Hartbertstrasse 11, 7000 Chur

Fluglehrer Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1966

Ausweis Berufspilotenlizenz für Helikopter (*Commercial Pilot Licence Helicopter – CPL(H)*) nach der Agentur der Europäischen Union für Flugsicherheit (*European Union Aviation Safety Agency – EASA*), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL), Berechtigung als Fluglehrer auf Helikoptern (*Flight Instructor – FI(H)*)

Flugstunden	insgesamt	2691:38 h	während der letzten 90 Tage	118:54 h
	auf dem Unfallmuster	155:02 h	während der letzten 90 Tage	18:49 h

Flugschüler Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1980

Ausweis Keiner (in Ausbildung)

Flugstunden	insgesamt	29:38 h	während der letzten 90 Tage	14:49 h
	auf dem Unfallmuster	28:22 h	während der letzten 90 Tage	14:11 h

Ort Ägerten, Gemeinde Neuendorf (SO)

Koordinaten	628 010 / 237 358 (<i>Swiss Grid</i> 1903) N 47° 17' 12" / E 007° 48' 32" (WGS ² 84)	Höhe	432 m/M
--------------------	---	-------------	---------

Datum und Zeit 30. September 2021, 14:02 Uhr

Betriebsart Schulung

Flugregeln Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules – VFR*)

Startort Heliport Pfaffnau (LSXP)

Zielort Heliport Pfaffnau (LSXP)

Flugphase Landung

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 Schwer beschädigt

Drittschaden Keiner

² 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 folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Angaben der Besatzung nach dem Unfall sowie Daten eines GPS³-basierten Navigationsgerätes verwendet.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Fluglehrer und der Flugschüler trafen sich am Morgen des 30. September 2021 auf dem Heliport Pfaffnau (LSXP) und führten gemeinsam das Briefing sowie die Vorflugkontrolle am Helikopter durch. Das Schulungsprogramm beinhaltete simulierte Autorotationen bis in Bodennähe. Ein erster Flug am Vormittag fand in der Region Pfaffnau während rund einer Stunde statt. Nach dem Debriefing ging die Besatzung zum Mittagessen. Um 13 Uhr trafen der Fluglehrer und der Flugschüler wieder auf dem Heliport ein und bereiteten den zweiten Flug vor. Sie führten erneut eine Vorflugkontrolle am Helikopter durch. Das Schulungsprogramm sah Autorotationstraining vor.

1.1.3 Flugverlauf

Um 13:37 Uhr startete der als HB-ZVK eingetragene, zweisitzige Helikopter des Musters Guimbal Cabri G2 vom Heliport Pfaffnau und flog in Richtung Nordwesten bis nach Neuendorf, wo die Besatzung eine erste Autorotationsübung durchführte. Anschliessend flog der Helikopter zu einer nahegelegenen, von Wald umgebenen Ebene. Dort führte der Flugschüler innert rund 15 Minuten sechs weitere Autorotationsübungen durch, bei denen der Fluglehrer jeweils ohne Vorankündigung den Gasdrehgriff (*throttle twist grip*) soweit zudrehte, dass der Motordrehzahlregler deaktiviert war (vgl. Kapitel 1.5). Auf einer Höhe von rund 200 Meter (entsprechend rund 650 ft) über Grund drehte der Fluglehrer den Gasdrehgriff jeweils auf, so dass der Drehzahlregler wieder aktiv war, und kommunizierte dies dem Flugschüler. Der Fluglehrer vergewisserte sich anhand des elektronischen Anzeigesystems (vgl. Kapitel 1.4.1) im Cockpit, dass die Zeiger der Motor- und Hauptrotordrehzahl synchronisiert waren, d.h. wieder übereinander zu liegen kamen. Der Flugschüler führte die Autorotationsübungen anschliessend bis zum Schwebeflugzustand durch. Bei diesen Übungen gab es gemäss Aussage der Besatzung keine Auffälligkeiten in Bezug auf das Flugverhalten des Helikopters und die Motorleistung.

Bei der achten Autorotationsübung flog der Flugschüler den Ziellandeplatz auf der rechten Seite einer Strasse an (vgl. Abbildung 1). Der Endanflug geriet etwas hoch, weshalb dieser linkerhand der Strasse verlängert wurde. Der Flugschüler nahm folglich im Endanflug eine Kursänderung um etwa 45 Grad nach links vor. In Bodennähe leitete er den Abflachvorgang ein und reduzierte dabei die Sink- und Vorwärtsgeschwindigkeit. Anschliessend zog er am Blattverstellhebel (*collective pitch control*, nachfolgend *collective*), um die Sinkgeschwindigkeit zu reduzieren und dabei den Helikopter in horizontaler Lage im Schwebeflug zu stabilisieren. Gleichzeitig betätigte der Flugschüler das rechte Steuerpedal, um dem in dieser Flugphase aufgrund der erwarteten Motorleistung ansteigenden Giermoment nach links entgegenzuwirken. Der Helikopter drehte sich um die Hochachse etwas nach rechts. Während dieser Phase sei die Motor- und Hauptrotordrehzahl stark abgefallen und die entsprechende akustische Warnmeldung habe angesprochen. Auf dem

³ GPS: *Global Positioning System*, Globales Positionsbestimmungssystem

elektronischen Anzeigesystem seien die Anzeigenadeln der Hauptrotor- und Motordrehzahl synchronisiert gewesen.

Der Fluglehrer versuchte durch Betätigen des linken Fusspedals, die Helikopternase in Flugrichtung zurückzudrehen, was ihm aber nicht gelang. Der Helikopter prallte hart auf den Boden auf, so dass ein Hauptrotorblatt in den Heckausleger schlug und diesen zerstörte (vgl. Abbildung 2). Der Fluglehrer gab an, dass er anschliessend vermutlich den Gasdrehgriff zuggedreht habe, bevor er den noch laufenden Motor durch Betätigen des Benzinahns abgestellt und das elektrische Bordnetz ausgeschaltet habe. Die Besatzung blieb unverletzt.

Gemäss Fluglehrer sei das Phänomen bekannt, dass während des Abflachvorgangs des Helikopters beim Ziehen des *collective* die Hauptrotordrehzahl leicht abfällt, bevor sie durch den Antrieb des Motors wieder ansteigt.

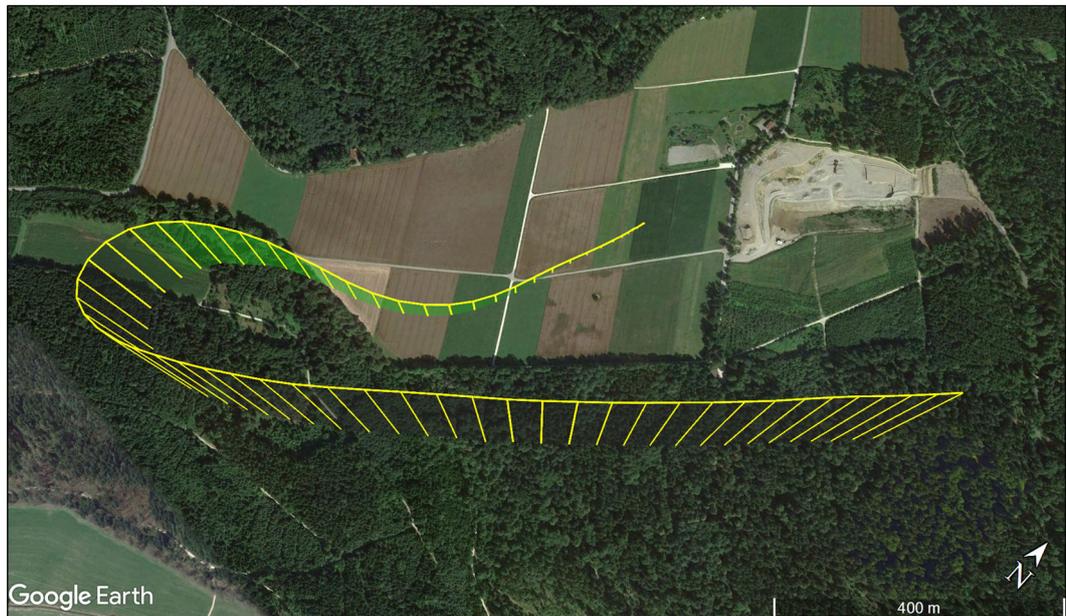


Abbildung 1: Letzter Landeanflug vor dem Unfall gemäss GPS-Datenaufzeichnungsgerät, dargestellt in *google earth*.



Abbildung 2: Endlage des Helikopter HB-ZVK in Blickrichtung Nordost mit abgetrenntem, ummanteltem Heckrotor.

1.2 Angaben zur Besatzung

Der Fluglehrer war seit Januar 2017 im Besitz der Fluglehrer-Lizenz und schulte seit diesem Zeitpunkt auf dem Helikoptermuster Airbus Helicopters H120. Seit März 2019 wurde er auf dem Helikoptermuster Guimbal Cabri G2 eingesetzt. In den letzten drei Monaten vor dem Unfall flog er abwechslungsweise mit den Helikoptermustern Airbus H120 und Guimbal Cabri G2, dies zum Teil auch am gleichen Tag. In dieser Zeit absolvierte er insgesamt rund 100 h auf dem H120 und knapp 20 h auf der Cabri G2.

Der Flugschüler befand sich seit April 2021 in der Grundausbildung zur Erlangung der Privatpilotenlizenz für Helikopter (*Private Pilot Licence Helicopter – PPL(H)*). Zum Zeitpunkt des Unfalls hatte er eine Flugerfahrung von knapp 30 h auf dem Helikoptermuster Guimbal Cabri G2; den ersten Soloflug absolvierte er im Juli 2021.

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1 Allgemeine Angaben

Luftfahrzeugmuster	Guimbal Cabri G2
Charakteristik	Einmotoriger Leichthelikopter mit zwei Sitzplätzen und einem Kufenlandegestell, rechtsdrehender Hauptrotor mit drei Blättern, Drehmomentausgleich mit ummanteltem Heckrotor.
Hersteller	Hélicoptères Guimbal (Frankreich)
Baujahr	2021
Werknummer	1279
Motor	Lycoming Engines O-360-J2A, luftgekühlter Vierzylinder-Boxermotor, maximale Startleistung während 5 Minuten 119 kW (160 PS) bei 2700 RPM ⁴ , Nennleistung 108 kW (145 PS) bei 2700 RPM.
Betriebsstunden	Zelle 223:48 h (TSN ⁵) Motor 223:48 h (TSN)
Höchstzulässige Abflugmasse	700 kg
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Helikopters beim Start betrug rund 650 kg. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich während des ganzen Fluges innerhalb der gemäss Flughandbuch (<i>Flight Manual – FM</i>) zulässigen Grenzen.
Instandhaltung	Die letzten geplanten Instandhaltungsarbeiten wurden am 10. September 2021 bei 199:05 Betriebsstunden im Rahmen einer 100-h-Inspektion bescheinigt.

⁴ RPM: *revolutions per minute*, Umdrehungen pro Minute

⁵ TSN: *time since new*, Betriebszeit seit Herstellung

1.3.2 Auftrieb des Hauptrotors und Wirksamkeit des Heckrotors

Der Helikopterhersteller beschreibt in seinen Unterlagen, dass der Hauptrotor im Schwebeflug bei Rotordrehzahlen weit unter der Nenndrehzahl und sogar unter der Minimaldrehzahl von 450 RPM Auftrieb erzeugen kann. In einer solchen Situation reicht der Schub des ummantelten Heckrotors jedoch nicht aus, um eine effektive Kontrolle des Helikopters um die Hochachse aufrechtzuerhalten. Selbst bei voll ausgeschlagenem, rechtem Fusspedal beginnt der Helikopter unkontrolliert nach links zu gieren. Wenn ein solcher Kontrollverlust auftritt, verringert sich durch Ziehen des *collective* die Hauptrotordrehzahl noch zusätzlich und die Gierbewegung verstärkt sich.

1.3.3 Herstellerangaben zum Autorotationstraining

Im *Service Letter* 19-002 A des Helikopterherstellers sind folgende Informationen zu finden:

«It is common practice on certain helicopter types to end an autorotation with a power recovery during, or just after, the flare.

This practice is not recommended on the Cabri. When performing a power recovery, the engine governor will re-engage as soon as the engine speed reaches 2000 RPM and will open the throttle fully. The engine torque will then be maximum, which can lead to loss of control in yaw, as described above.

The safest way to perform an autorotation with power recovery is to not rotate the twist grip during the maneuver. Lowering the collective to the lower stop will be enough to desynchronize the rotor and the engine. [...]

It is also possible to perform an autorotation with the engine idling, by rotating the twistgrip against the idle mechanical stop. In this case, power recovery must be carried out early, no lower than 300 ft AGL, as described in the OSD^[6] Flight Crew. [...]

Finally, if the conditions and the pilot's skills are appropriate, performing a full down autorotation will prevent the risk of loss control in yaw.

Power recovery during or after the flare of an autorotation using the twist grip is risky and must be avoided.»

1.4 Aufzeichnungsgeräte

1.4.1 Elektronisches Anzeigesystem und Datenrekorder

Das Helikoptermuster Guimbal Cabri G2 ist mit einem elektronischen Anzeigesystem (*Electronic Pilot Monitor – EPM*) ausgerüstet, das 36 Parameter überwacht und in dem verschiedene Systemzustände auf einem LCD-Bildschirm angezeigt werden (vgl. Abbildung 3). Ab der Helikopter-Werknummer 1260 werden diese Parameter im integrierten Datenrekorder (*enregistreur de paramètres – EDP*) aufgezeichnet. Ein solcher Datenrekorder ist für diese Luftfahrzeugkategorie nicht vorgeschrieben.

Auf dem EPM werden unter anderem folgende Parameter angezeigt:

- Leistungsanzeige (MLI)
- Motor- und Hauptrotordrehzahl (tr/min)
- Betriebszustand der Vergaservorwärmung (RECH) und -temperatur (CARB. °C)

⁶ OSD: *Operational Suitability Data*



Abbildung 3: Darstellung des EPM. Quelle: Hélicoptères Guimbal

Die HB-ZVK mit Werknummer 1279 war mit einem EDP ausgerüstet. Dieses zeichnete jedoch seit rund zwei Monaten vor dem Zwischenfall keine Parameter mehr auf. Dem Helikopterhersteller ist das Problem mit der unzuverlässigen Datenaufzeichnung des EDP bekannt. Der Hersteller prüft eine Lösung und erwägt in absehbarer Zeit die Installation eines Videoaufzeichnungsgerätes im Cockpit, das verschiedene Parameter sowie Bilder des Cockpits und der Instrumente aufzeichnet. Ein solches System wird bereits von anderen Helikopterherstellern eingesetzt.

1.4.2 Flugwegaufzeichnungsgeräte

Im elektronischen Navigationsgerät des Typs Garmin GTN650Xi wurden die Flugdaten des letzten Fluges aufgezeichnet. Diese konnten ausgelesen und ausgewertet werden.

1.5 Drosselklappensteuerung des Motors

1.5.1 Gasdrehgriff

Die Steuerung der Motordrehzahl erfolgt über einen Gasdrehgriff (*throttle twist grip*), der sich am vorderen Ende des *collective* befindet. Wird der Gasdrehgriff im Uhrzeigersinn (nach links) gedreht, erhöht sich die Motordrehzahl. Umgekehrt reduziert sich die Motordrehzahl, wenn der Gasdrehgriff im Gegenuhrzeigersinn (nach rechts) gedreht wird. Dabei wird der Motorleerlauf erreicht, bevor sich der Gasdrehgriff am mechanischen Anschlag befindet. Zwischen der Leerlaufstellung und dem mechanischen Anschlag besteht demnach ein Drehwinkel, bei dem die Stellung der Drosselklappe unabhängig von der Position des Gasdrehgriffs im Leerlauf bleibt, sofern sich der *collective* am unteren Anschlag (ganz gestossen) befindet. Dieser Drehwinkel beträgt ungefähr 100°.

1.5.2 Gaskorrelationsnocke

Das hintere Wellenende des Gasdrehgriffs ist über ein Gestänge mit der Gaskorrelationsnocke (*throttle correlation cam – TCC*) verbunden (vgl. Abbildung 4). Diese TCC betätigt über einen Umlenkhebel und einen flexiblen Gaszug die

Drosselklappe des Vergasers. Durch diesen Mechanismus öffnet sich durch Ziehen am *collective* automatisch die Drosselklappe und die Motorleistung erhöht sich.

Dieser Mechanismus kann auch deaktiviert werden, damit der *collective* vollständig gezogen werden kann, ohne dass sich die Drosselklappe automatisch öffnet. Dazu muss der Pilot den Gasdrehgriff vollständig bis an den mechanischen Anschlag zudrehen.

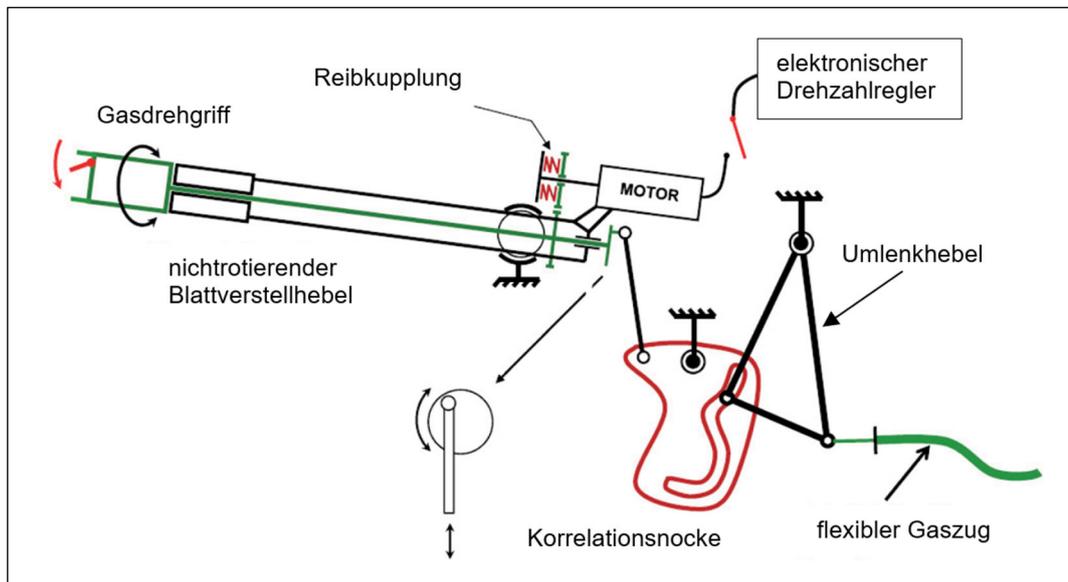


Abbildung 4: Schematische Darstellung der Drosselklappensteuerung: Der elektronische Motordrehzahlregler wird mittels eines Kippschalters am Ende des *collective* (roter Schalter mit Pfeil) ein- resp. ausgeschaltet (roter Kontakt beim Motor des Drehzahlreglers). Quelle: Hélicoptères Guimbal.

1.5.3 Elektronischer Motordrehzahlregler

Der Helikopter Guimbal Cabri G2 ist mit einem elektronischen Motordrehzahlregler (*engine governor*) ausgerüstet, der den Motor unabhängig vom Leistungsbedarf konstant auf der Nenndrehzahl von 2650 RPM hält. Der Drehzahlregler ist nur bei einer Motordrehzahl über 2000 RPM aktiv. Wird die Drehzahl durch den Piloten auf unter 2000 RPM reduziert, wie beispielsweise bei einer simulierten Autorotation, so ist der Drehzahlregler inaktiv. Sobald der Pilot die Motordrehzahl auf über 2000 RPM erhöht, ist der Drehzahlregler wieder aktiv und beschleunigt den Motor automatisch auf die Nenndrehzahl von 2650 RPM.

Ein vom Motordrehzahlregler gesteuerter elektrischer Motor treibt über eine Reibkupplung die Welle des Gasdrehgriffs an. Diese Kupplung ermöglicht dem Piloten eine Übersteuerung des elektrischen Motors. Über einen Schalter am *collective* kann der Motordrehzahlregler aktiviert oder deaktiviert werden.

1.6 Erste Befunde am Helikopter

Durch den Aufprall am Boden verschob sich die Helikopterzelle auf den Querrohren der Landekufen nach links. Ein Hauptrotorblatt schlug in den Heckausleger und zerstörte diesen. Dabei wurde die Heckrotorantriebswelle (*transmission shaft*) sowie das flexible Heckrotorsteuerkabel (*flexibel tail rotor push-pull control*) aus dem Heckausleger gerissen. Das Steuerkabel wurde im Bereich des Heckrotors abgetrennt (vgl. Abbildung 5).



Abbildung 5: Zerstörter Heckausleger der HB-ZVK mit herausgerissenem Heckrotor

1.7 Meteorologische Angaben

Das Wetter war zum Zeitpunkt des Unfalls sonnig. Zwischen Jurasüdfuss und Oberaargau wehte eine schwache Bise.

Wetter	Sonnig und windschwach
Wolken	1/8 – 2/8 auf 6400 ft AMSL ⁷
Sicht	20 km
Wind	030 Grad, 4 Knoten
Temperatur und Taupunkt	15 °C / 6 °C
Luftdruck	QNH ⁸ : 1027 hPa
Gefahren	keine

1.8 Technische Untersuchung

Bei der technischen Untersuchung des Helikopters wurde die *throttle correlation cam* (TCC) abgebrochen vorgefunden (vgl. Abbildung 6). Das flexible Heckrotorsteuerkabel (*flexible tail rotor push-pull control*) liess sich um wenige Zentimeter aus der Durchführungsbohrung am Motor-Brandschott herausziehen. Weiter war die Haltelasche des Heckrotorsteuerkabels (vgl. Abbildung 7) aufgebogen und das

⁷ AMSL: *Above Mean Sea Level*, über der mittleren Meereshöhe

⁸ Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre

Kabel befand sich nicht mehr an der vorgesehenen Position. Anderweitige Beschädigungen an der Flugsteuerung sowie der Helikopterstruktur im Bereich des Cockpits wurden keine festgestellt.

Der aus dem Helikopter ausgebaute Motor wurde einem Prüflauf unterzogen. Der Motor funktionierte einwandfrei und alle gemessenen Parameter lagen innerhalb der vom Hersteller definierten Betriebsgrenzen.



Abbildung 6: Abgebrochene Teile des *throttle correlation cam* (TCC)

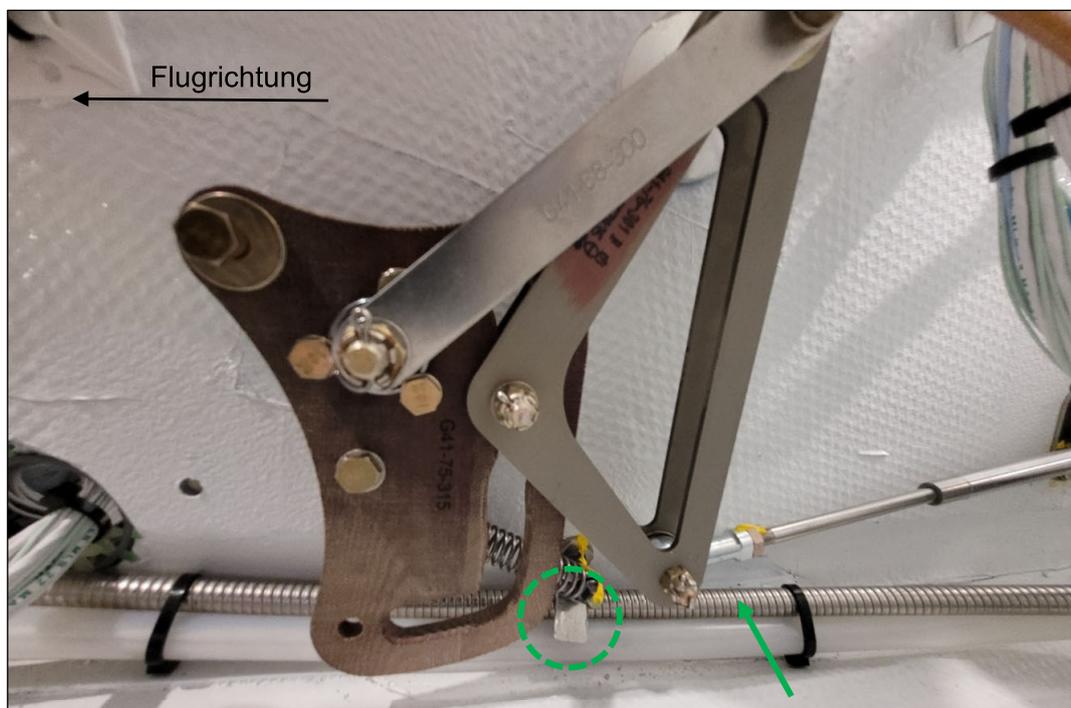


Abbildung 7: Beispielhafte Darstellung des Einbaus der *throttle correlation cam* (TCC) und der Führung des flexiblen Heckrotorsteuernkabels (grüner Pfeil) mit der Haltetasche (grün-gestrichelter Kreis). Quelle: Hélicoptères Guimbal.

1.9 Versuchsergebnisse

Beim Aufbringen einer Zugkraft auf das herausgerissene, flexible Heckrotorsteuerkabel spannte sich das Kabel derart, dass es sich seitlich aus der aufgebogenen Haltetasche in Richtung der abgebrochenen *throttle correlation cam* (TCC) bewegte, wie dies beispielhaft in Abbildung 8 dargestellt ist.

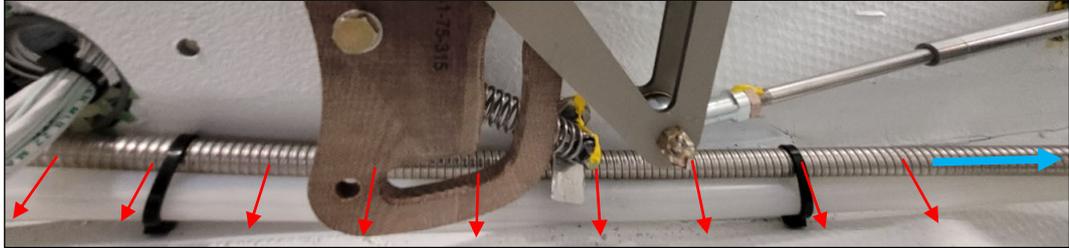


Abbildung 8: Bewegungsrichtung des flexiblen Heckrotorsteuerkabels (rote Pfeile) bei Aufbringen einer Zugkraft nach rechts (blauer Pfeil). Bildausschnitt von Abbildung 7.

Bei einem zur HB-ZVK baugleichen Helikoptermuster wurden die verschiedenen Positionen der *throttle correlation cam* (TCC) abhängig von den jeweiligen Stellungen des *collective* und des Gasdrehgriffs untersucht. Die Ergebnisse sind schematisch in der nachfolgenden Abbildung 9 dargestellt.

	Gasdrehgriff vollständig geschlossen	Gasdrehgriff in Leerlaufstellung	Gasdrehgriff vollständig geöffnet
collective ganz gezogen			
collective halb gezogen			
collective ganz gestossen			

Abbildung 9: Position der *throttle correlation cam* (TCC) abhängig von der Stellung des *collective* und des Gasdrehgriffs; flexibles Heckrotorsteuerkabel mit Haltetasche (grün ①); Arbeitsbereich des Gaszuges der Drosselklappe des Vergasers (roter Bogen ② mit Leerlauf links, Vollgas rechts); Überlappung Heckrotorsteuerkabel und TCC (rote Fläche ③).

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.

Der Helikopter war mit einem elektronischen Anzeigesystem (*Electronic Pilot Monitor* – EPM) mit integriertem Datenrekorder (*enregistreur de paramètres* – EDP) ausgestattet, der jedoch über längere Zeit keine Daten aufgezeichnet hatte. Aus diesem Grund standen für die Untersuchung keine Systemdaten zur Verfügung, insbesondere nicht für die Stellung des Gasdrehgriffs (vgl. Kapitel 1.4.1). Dem Helikopterhersteller ist das Problem mit der unzuverlässigen Datenaufzeichnung bekannt; er prüft eine entsprechende Lösung. Eine lückenlose Aufzeichnung der Flugdaten ist nicht nur für Untersuchungen von Zwischenfällen essenziell und deshalb sinnvoll, sondern ist auch für den Helikopterhersteller sowie für Instandhaltungsbetriebe und Luftfahrzeughalter von erheblichem Nutzen.

Mittels der vertieften technischen Untersuchung liessen sich trotzdem belastbare Hinweise betreffend die Stellung des Gasdrehgriffs zum Zeitpunkt des Aufpralls des Helikopters herleiten (vgl. Kapitel 1.9).

Beim Aufprall des Helikopters schlug ein Hauptrotorblatt in den Heckausleger ein und zerstörte diesen. Dabei wirkten hohe Zugkräfte auf das flexible Heckrotorsteuerkabel (*flexible tail rotor push-pull control*), so dass dieses nach hinten aus dem Motor-Brandschott herausgezogen und im Rumpfinnenen aus der Haltelasche neben der Gaskorrelationsnocke (*throttle correlation cam* – TCC) herausgerissen wurde. In der Folge übte das flexible Heckrotorsteuerkabel eine grosse seitliche Kraft auf die Gaskorrelationsnocke aus, worauf diese brach (vgl. Kapitel 1.9, Abbildung 8). Anderweitige plausible Erklärungen für den Bruch der Gaskorrelationsnocke liessen sich keine finden.

Die Versuche haben gezeigt, dass ein derartiger Bruch nur bei bestimmten Stellungen der Gaskorrelationsnocke möglich ist, nämlich nur dann, wenn sich die Position der Gaskorrelationsnocke und die Position des flexiblen Heckrotorsteuerkabels überlappen. Dies ist der Fall, wenn entweder der Gasdrehgriff vollständig geschlossen ist, unabhängig von der Position des *collective*, oder wenn sich der Gasdrehgriff in der Leerlaufstellung befindet und der *collective* ganz gestossen oder halb gezogen ist (vgl. Kapitel 1.9, Abbildung 9, Stellungen mit rot eingefärbtem Bereich). Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass ein derartiger Bruch der Gaskorrelationsnocke gemäss Versuchsanordnung nur bei geschlossenem Gasdrehgriff resp. Gasdrehgriff in Leerlaufstellung möglich ist.

Dies legt den Schluss nahe, dass der Gasdrehgriff beim Aufprall und mit grosser Wahrscheinlichkeit bereits während des Endanfluges nicht geöffnet war, was in-folge erklärt, weshalb die Hauptrotordrehzahl während des Abflachvorgangs abfiel.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Flugverlauf

Die beiden Ausbildungsflüge an diesem Tag, bei denen simulierte Autorotationen geübt wurden, verliefen bis zum Unfall im vorgesehenen Rahmen. Das vom Fluglehrer angewandte Verfahren entsprach den Angaben des Helikopterherstellers (vgl. Kapitel 1.3.3).

Im vorliegenden Fall führte die Besatzung unmittelbar hintereinander sieben simulierte Autorotationen durch, die alle ereignislos und für den Fluglehrer zufriedenstellend abliefen. Bei der anschliessenden Autorotationsübung fiel während des Abflachvorgangs die Hauptrotordrehzahl für die Besatzung unerwartet ab. Als

Folge musste die Autorotation ohne Motorleistung bis zur Landung zu Ende geführt werden (sogenannte «scharfe» Autorotation⁹). Der Helikopter schlug dabei hart auf dem Boden auf.

Die Besatzung gab an, dass sie jeweils während der Autorotationsübung den Gasdrehgriff im Anflug geöffnet hatte und die Zeiger von Motor- und Hauptrotordrehzahl auf dem elektronischen Anzeigesystem synchronisiert waren. Dies steht im Widerspruch zu den technischen Erkenntnissen, die den Schluss nahelegen, dass bei der letzten Autorotationsübung der Gasdrehgriff im Endanflug nicht geöffnet war (vgl. Kapitel 2.1). Ein Zudrehen des Gasdrehgriffs aufgrund des Aufpralls kann ausgeschlossen werden.

Psychologische Aspekte zu möglichen Hintergründen, weshalb der Gasdrehgriff nicht geöffnet war bzw. weshalb die Besatzung der Meinung war, dass sie diesen auch bei der achten Autorotationsübung wieder aufgedreht hatte, finden sich im Folgekapitel.

2.2.2 Psychologische Betrachtung

Ein Grossteil der Flugunfälle passiert in Phasen, während denen der Workload im Cockpit hoch ist. Eine Autorotationsübung stellt eine solche Phase dar. Gerade in solchen Phasen kann Ablenkung einen grossen Einfluss auf die kognitiven Ressourcen eines Piloten haben.

Die Leistung des Gesamtsystems «Helikopter-Pilot» hängt von den Verarbeitungskapazitäten des Piloten ab. Diese werden von der Menge und Art der auszuführenden Aufgaben beeinflusst, welche wiederum von der Gestaltung der Benutzerschnittstelle (Anordnung Cockpit, Gasgriff etc.) abhängig sind.

Piloten setzen falsche Prioritäten («*misprioritize*») tendenziell öfter in Phasen hoher Arbeitsbelastung.

Aus psychologischer Sicht könnte beim vorliegenden Unfall das Geschehen durch folgende Faktoren (mit-)verursacht worden sein:

Sieben Autorotationsübungen wurden bereits erfolgreich absolviert, was zu einer möglichen Ermüdung geführt haben könnte. Bei der achten Übung wurden die kognitiven Ressourcen des Fluglehrers zusätzlich durch einen zu hohen Anflug beansprucht. Zudem könnte die Primäraufgabe (Fliegen) durch Sekundär- und Tertiäraufgaben (Navigieren, Erklären, Kontrollieren, etc.) beeinflusst worden sein. Es ist vorstellbar, dass diese Verdichtung von Anforderungen zumindest vorübergehend zu einem kurzen Zustand der kognitiven Sättigung führte, weshalb ein wichtiger Teil der Primäraufgabe (Aufdrehen des Gasdrehgriffs) vergessen ging.

Seit über einem Jahrhundert ist in der Psychologie das Phänomen der Wahrnehmungs- und Erinnerungsfehler bekannt und gut erforscht. Wahrnehmung und Erinnerung hängen u. a. von den Faktoren Aufnahme, Speicherung und Abruf ab. Zeugenaussagen sind immer wieder Forschungsgegenstand gewesen und es hat sich gezeigt, dass diese teilweise und unbeabsichtigt stark von der Wirklichkeit abweichen können. Irrtümer und Verzerrungen können sich in jeder der Phasen Aufnahme, Speicherung und Abruf von Erlebtem einschleichen.

Auch im vorliegenden Fall ist es möglich, dass die Besatzung bezüglich der Handhabung des Gasgriffs einem Wahrnehmungs- oder Erinnerungsfehler unterlag. Dieser konnte auftreten, weil Aufnahme, Speicherung und Abruf der relevanten

⁹ Eine «scharfe» Autorotation ist ein in der Luftfahrt gängiger Begriff und bezeichnet die Durchführung einer Notlandung ohne Motorleistung bis zur vollständigen Landung. Im Gegensatz dazu wird der Helikopter bei einer Autorotationsübung mit *power recovery* nach dem Abflachvorgang in den stabilen Schwebeflug mit Motorleistung gebracht.

Information, beeinflusst von vorhergehenden Verfahrensvorgängen im Helikopter oder allfällig eingeschränkt oder beeinflusst durch Faktoren wie Stress, «Tunnelgedächtnis» oder «Erwartungseffekt», die Realität nicht präzise abbildeten.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Helikopters befanden sich während des ganzen Fluges innerhalb der gemäss Flughandbuch zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die letzten geplanten Instandhaltungsarbeiten wurden am 10. September 2021 bei 199:05 Betriebsstunden im Rahmen einer 100-h-Inspektion bescheinigt.
- Durch das in den Heckausleger eingeschlagene Hauptrotorblatt wurde das flexible Heckrotorsteuerkabel herausgerissen.
- Die Gaskorrelationsnocke (*throttle correlation cam*) war gebrochen.
- Dieser Bruch wurde mit grösster Wahrscheinlichkeit vom herausgerissenen Heckrotorsteuerkabel verursacht, was nur bei geschlossenem Gasdrehgriff resp. Gasdrehgriff in Leerlaufstellung möglich ist.
- Der Motor funktionierte auf dem Prüfstand einwandfrei und alle gemessenen Parameter lagen innerhalb der vom Hersteller definierten Betriebsgrenzen.

3.1.2 Besatzung

- Der Fluglehrer besass die für den Flug notwendigen Ausweise.

3.1.3 Flugverlauf

- Um 13:37 Uhr startete die Besatzung mit dem Helikopter HB-ZVK vom Heliport Pfaffnau zu einem Schulungsflug.
- Der Flugschüler führte sieben Autorotationsübungen durch, bei denen der Fluglehrer während des Fluges jeweils den Gasdrehgriff ohne Vorankündigung zudrehte und der Flugschüler die Autorotation einleitete.
- Bei rund 200 Meter über Grund drehte der Fluglehrer den Gasdrehgriff jeweils wieder auf.
- Bei der anschliessenden achten Autorotationsübung fiel während des Abflachvorgangs die Hauptrotordrehzahl ab. Als Folge musste die Autorotation ohne Motorleistung bis zur Landung zu Ende geführt werden (sogenannte «scharfe» Autorotation).
- Der Helikopter schlug hart auf den Boden auf.
- Die Besatzung blieb unverletzt.
- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den Unfallhergang.

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 der Helikopter während einer Autorotationsübung hart auf den Boden aufschlug, ist darauf zurückzuführen, dass während des Abflachvorgangs die Hauptrotordrehzahl unerwartet abfiel und deshalb die Autorotation ohne Motorleistung bis zur Landung zu Ende geführt werden musste («scharfe» Autorotation).

Die Erkenntnisse aus der Untersuchung legen den Schluss nahe, dass der Gasdrehgriff nicht geöffnet war, weshalb der Motor nicht die benötigte Leistung abgeben konnte, um mit dem Helikopter in einen stabilisierten, angetriebenen Flugzustand überzugehen (Autorotation mit «*power recovery*»).

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

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, 26. März 2024

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle