



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

Abschlussbericht Nr. 2430 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Helikopters
Bell 505 Jet Ranger X, HB-ZWC,

vom 12. März 2024

Egg, 3 km südlich von Weinfelden, Ge-
meinde Bussnang (TG)

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles ist 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.

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

LT = MEZ = UTC + 1 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 28. November 2024 (SR 0.748.0).

Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt vom 21. Dezember 1948, Stand am 1. Januar 2025 (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. Januar 2025 (VSZV, SR 742.161).

Zusammenfassung

Luftfahrzeugmuster Bell 505 Jet Ranger X

HB-ZWC

Halter Heli Sitterdorf AG, Flugplatz, 8589 Sitterdorf

Eigentümer Heli Sitterdorf AG, Flugplatz, 8589 Sitterdorf

Fluglehrer Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1968

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)

Flugstunden	insgesamt	1544:37 h	während der letzten 90 Tage	79:48 h
	auf dem Unfallmuster	145:37 h	während der letzten 90 Tage	15:03 h

Flugschüler Deutscher Staatsangehöriger, Jahrgang 1965

Ausweis Keiner (in Ausbildung)

Flugstunden	insgesamt	7:31 h	während der letzten 90 Tage	7:31 h
	auf dem Unfallmuster	7:31 h	während der letzten 90 Tage	7:31 h

Ort Egg, 3 km südlich von Weinfelden, Gemeinde Bussnang (TG)

Koordinaten	726 122 / 266 832 (<i>Swiss Grid</i> 1903) N 47° 32' 24" / E 9° 06' 50" (WGS ² 84)	Höhe	500 m/M
--------------------	---	-------------	---------

Datum und Zeit 12. März 2024, 11:40 Uhr

Betriebsart Schulung

Flugregeln Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules* – VFR)

Startort Flugplatz Sitterdorf (LSZV)

Zielort Flugplatz Sitterdorf (LSZV)

Flugphase Am Boden/Rollen od. Rollen

Unfallart Kontrollverlust am Boden (*Loss of Control* – *Ground*)

Personenschaden

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

Schaden am Luftfahrzeug Schwer beschädigt

Drittsschaden Geringer Flurschaden

² WGS: *World Geodetic System*, geodätisches Referenzsystem: Der Standard WGS 84 wurde durch Beschluss der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organisation* – 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 und die Aufzeichnungen der borbereiteten Navigationsinstrumente verwendet.

Es handelte sich um einen Ausbildungsflug im Rahmen der Grundausbildung zum Erwerb der Privatpilotenlizenz.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Fluglehrer begann seinen Arbeitstag am Flugplatz Sitterdorf (LSZV) mit der Vorbereitung des Helikopters Bell 505, eingetragen als HB-ZWC, für den vorgesehenen Schulungsflug. Dabei führte er eine Vorflugkontrolle durch und stellte dabei keine Mängel am Helikopter fest. Anschliessend betankte er den Helikopter auf eine Menge von 455 lb mit Jet A-1 Flugpetrol, angereichert mit einem Enteisungszusatz.

Gegen 09:50 Uhr begann der Fluglehrer zusammen mit dem Flugschüler die Flugvorbereitung. Die Besatzung besprach die Wetterdaten, die Gewichts- und Schwerpunkt berechnung sowie die vorgesehenen Übungen. Der Fokus des Flugprogramms lag bei Übungen für das Lagefliegen, das Abheben und Aufsetzen des Helikopters sowie die Rekognoszierung einer Landestelle im freien Gelände.

1.1.3 Flugverlauf

Um 11:07 Uhr startete die Besatzung mit der HB-ZWC vom Helikopterlandeplatz vor dem Hangar und flog gemäss der vorgesehenen Helikopterausflugsrouten in Richtung Süden. Auf dem Weg zur geplanten Aussenlandestelle in Egg (Gemeinde Bussnang, TG) wurden Lageflug-Übungen durchgeführt.

Um 11:29 Uhr erfolgte die Demonstration des Rekognoszierungs-Verfahrens durch den Fluglehrer mit anschliessendem Anflug bis zum Schwebeflug. Darauf folgten während rund zwei Minuten Schwebübungen (vgl. Abbildung 1, A, B und C). Die Helikopternase war aufgrund der Windrichtung aus Südwesten mit einer Geschwindigkeit zwischen 10 bis 13 kt und Böen bis 20 kt gegen Westen ausgerichtet.

Nach der Landung, die rund 60 m weiter westlich vom Ort der Schwebübungen erfolgte (vgl. Abbildung 1, D), fand während rund zwei Minuten eine Übungsnachbesprechung bei laufendem Rotor statt. Dabei wurde unter anderem die beim Abheben und Aufsetzen notwendige vorsichtige Steuerführung thematisiert. Während dieser Besprechung wurde vom Fluglehrer demonstriert, wie der Rotorabwind (*downwash*) des Helikopters visuell in der Wiese ersichtlich wird, indem er das Steuer für die kollektive Blattverstellung (*collective*) mehrmals leicht anhub und wieder senkte. Die Besatzung begann anschliessend, ohne Zeitdruck, die Vorbereitungen für den Start in Richtung Westen.

Um 11:39:44 Uhr begann der Flugschüler mit dem Abheben, dabei hob er den *collective* langsam an. Rund 10 Sekunden später begann der Helikopter eine rasche und sich beschleunigende Kippbewegung nach rechts um die Längsachse (*dynamic rollover*). In den nächsten 4 Sekunden änderte sich die Querlage von rund 0.6° links auf rund 21.6° rechts. Der Fluglehrer versuchte zu diesem Zeitpunkt instinktiv, die Kippbewegung mittels raschem Senken des *collective* zu stoppen (vgl. Abbildung 2), was ihm aber nicht gelang. Die letzte aufgezeichnete Querlage um 11:39:59 betrug rund 38.5° rechts (vgl. Abbildung 2).

Der Helikopter kippte weiter nach rechts, die Rotorblätter schlugen in den Boden ein und der Hauptrotor wurde abgetrennt.

Der Fluglehrer stellte das Triebwerk umgehend ab. Anschliessend verliessen beide Insassen eigenständig den Helikopter. Der Fluglehrer erlitt eine leichte Kopfverletzung, der Flugschüler klagte über leichte Rückenschmerzen.

Der Notsender (*Emergency Locator Transmitter* – ELT) wurde durch den Unfall nicht ausgelöst. Es liefen keine Betriebsstoffe aus und es brach kein Feuer aus.



Abbildung 1: Letzter Teil des Flugverlaufs vor dem Unfall. Der Bereich B (roter Kreis) zwischen A und C entspricht derjenigen Stelle, an der während rund zwei Minuten Schwebübungen durchgeführt wurden. D entspricht der Aufsetzstelle und E der Endlage des Helikopters. Quelle der Basiskarte: Swisstopo, bearbeitet durch die SUST.

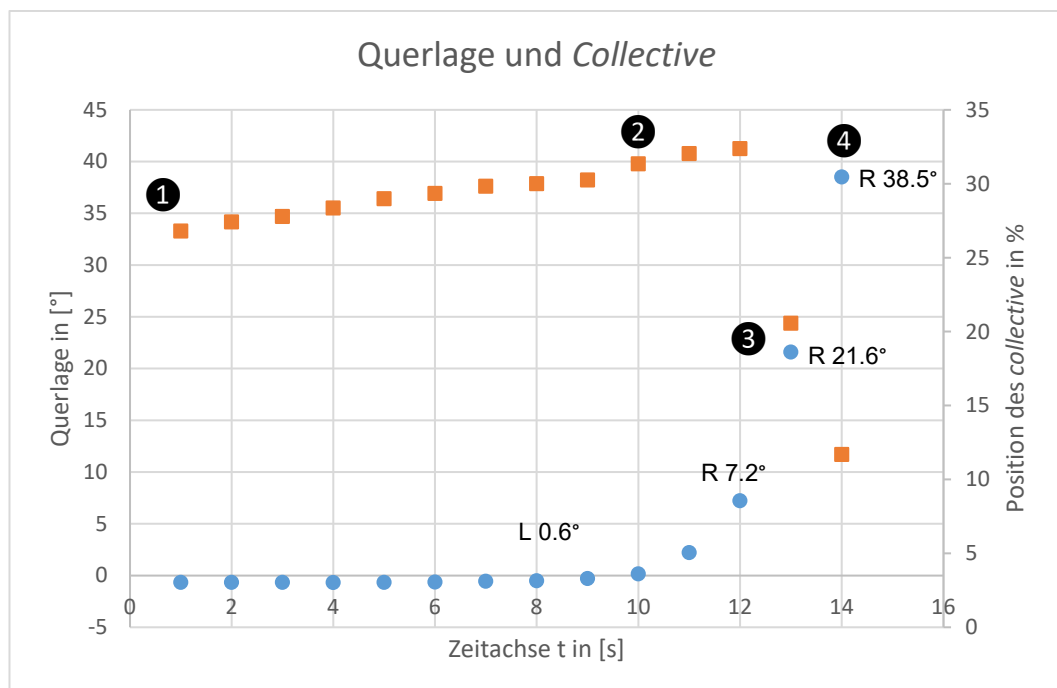


Abbildung 2: Aufzeichnungen der bordeigenen Navigationsinstrumente der letzten 16 Sekunden vor dem Unfall unter Angabe der Querlage in Grad (blaue Punkte) sowie der Position des *collective* in % (orangefarbene Vierecke) mit dem Beginn des Abhebevorgangs ① bzw. der ansteigenden Querlage ② sowie einer Variation des *collective* mit anschließender rapider Reduktion ③ bis zum letzten aufgezeichneten Datenpunkt der Querlage ④.

1.2 Angaben zum Helikopter

1.2.1 Allgemeines

Beim Helikoptermuster Bell 505 Jet Ranger X handelt es sich um einen einmotorigen Turbinenhelikopter mit 5 Sitzplätzen. Der Helikopter verfügt über ein Kufenlandegestell und einen konventionellen Heckrotor mit nicht hydraulisch unterstützter Ansteuerung. Der Zweiblatt-Hauptrotor dreht von oben gesehen im Gegenuhrzeigersinn, die Ansteuerung erfolgt über hydraulisch unterstützte Steuerstangen.

Der Helikopter war mit einem Wellentriebwerk Arrius 2R des Herstellers Safran Helicopter Engines ausgerüstet. Das Triebwerk verfügt über eine Startleistung von 522 shp³.

Die HB-ZWC wurde im Jahr 2019 gebaut und im März 2020 in die Schweiz importiert. Der Helikopter war mit einem hohen Kufenlandegestell, das als Option erhältlich ist, mit beidseitig montierten Trittbalken (*step bars*) und *bear paws*, die das Einsinken im Schnee oder weichem Boden verhindern (vgl. Kapitel 1.4), ausgerüstet.

Zum Unfallzeitpunkt wies der Helikopter rund 700 Betriebsstunden seit der Herstellung (*Time Since New* – TSN) auf.

1.2.2 Leistungs- und Schwerpunktberechnung

Die Masse zum Zeitpunkt des Unfalls betrug rund 1450 kg. Die Leistungsberechnung ergab im Bodeneffekt (*Hovering In Ground Effect* – HIGE) eine Massenreserve von über 600 kg⁴.

Die Masse und der Schwerpunkt befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der vom Hersteller zulässigen Grenzen.

1.2.3 Instandhaltung

Die Installation des hohen Landegestells und der *bear paws* wurde am 5. August 2022 bescheinigt.

Die letzte Inspektion der *bear paws* wurde am 2. Juni 2023 bei 606:40 Betriebsstunden im Rahmen einer 300-Stunden/12-Monate-Inspektion bescheinigt.

Die letzten geplanten Instandhaltungsarbeiten am Helikopter HB-ZWC wurden am 15. Dezember 2023 bei 676:01 Betriebsstunden im Rahmen einer 100-Stunden/6-Monate-Inspektion bescheinigt.

1.3 Feststellungen an der Unfallstelle

Der Helikopter lag auf der rechten Seite, die Zelle und der Heckausleger waren bis auf die Verschalungen im oberen Zellenbereich intakt (vgl. Abbildung 3). Der Heckausleger war im Bereich der Befestigungspunkte zur Zelle weggebrochen und abgeknickt. An dieser Stelle war die Heckrotorantriebswelle durchtrennt und die Heckrotorsteuerseile befanden sich unter hoher Zugspannung.

Der Hauptrotormast war oberhalb des Hauptgetriebes gebrochen; das gesamte Hauptrotorsystem befand sich rund 20 Meter vom Helikopter entfernt in der Wiese.

Nördlich der Helikopterzelle war im Boden die Einschlagsspur eines Hauptrotorblattes ersichtlich. An einem Rotorblatt war das äussere Ende in der Länge von rund 40 cm abgetrennt.

³ shp: *shaft horsepower*, angelsächsische Einheit zur Messung der Wellenleistung (1 shp entspricht 0.746 kW).

⁴ Da im vorliegenden Fall die aerodynamische Leistung eine zentrale Rolle spielt, wird die Tabelle für den Flug mit Unterlast angewendet, die sich auf eine grössere Gesamtflugmasse bezieht.

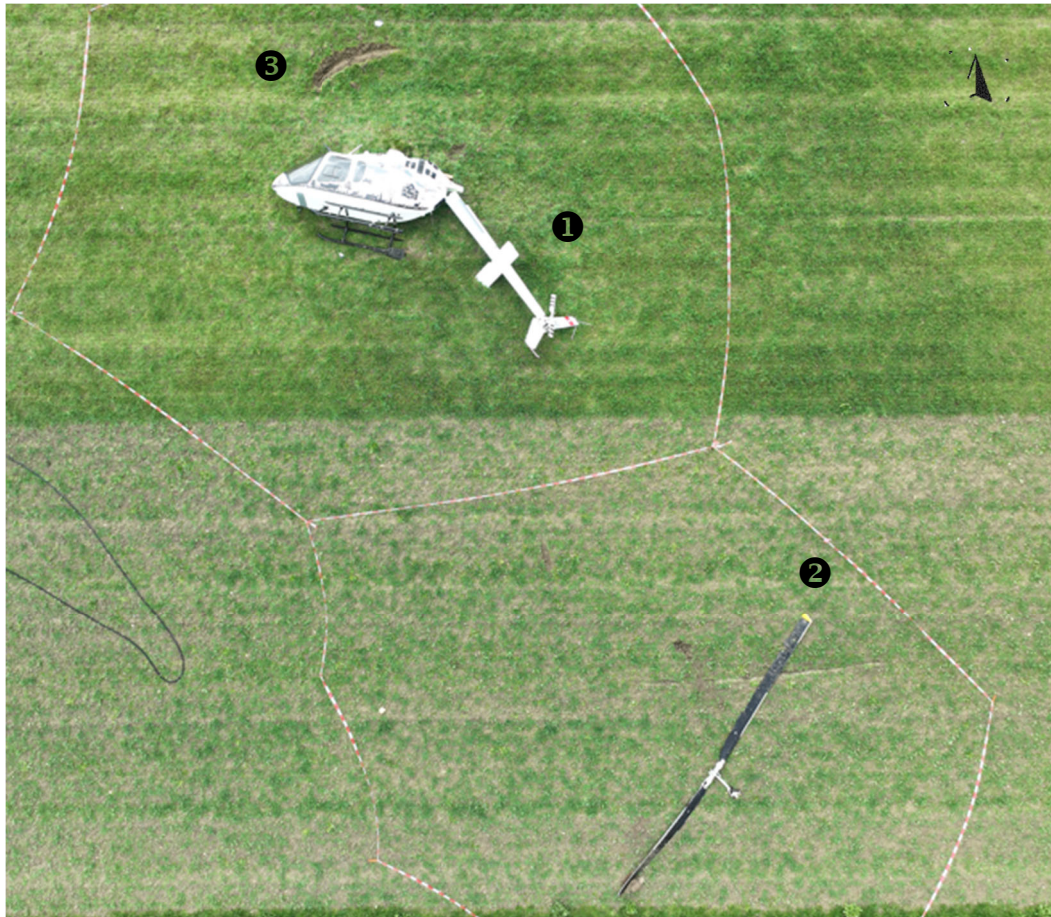


Abbildung 3: Endlage der HB-ZWC mit abgeknicktem Heckausleger ① und abgetrenntem Hauptrotorsystem ②. Oberhalb der Zelle ist die Einschlagsspur eines Hauptrotorblatts im Boden ersichtlich ③. Quelle: Kantonspolizei Thurgau.

Das gesamte Heckrotorsystem inkl. Ansteuerung war intakt.

Das Kufenlandegestell blieb unbeschädigt. An den hinteren Kufenenden war links und rechts ein Einsinkschutz (*bear paw*) montiert (vgl. Kapitel 1.4), der das Einsinken im Schnee oder weichem Boden verhindert. Der linke *bear paw* war leicht nach innen gedreht.

Der *bear paw* der rechten Kufe war stark nach innen gedreht. Im Boden war eine Eindruckspur vom seitlich ins Erdreich gedrückten *bear paw* der rechten Kufe ersichtlich (vgl. Abbildung 4).

Die Wiese war leicht nach Süden abfallend. Der Boden war durchnässt und weich.



Abbildung 4: Rechte Kufe mit stark nach innen verdrehtem *bear paw*. Im Boden ist eine Eindruckspur vom seitlich ins Erdreich gedrückten *bear paw* ersichtlich (roter Pfeil).

1.4 Angaben zum Einsinkschutz des Kufenlandegestells

1.4.1 Zulassung

Für den Einsinkschutz des Kufenlandegestells (*bear paw*) besteht eine ergänzende Musterzulassung (*Supplement Type Certificate – STC*); diese ist von der EASA unter der STC-Nummer 10065747 für die Installation am Helikoptermuster Bell 505 zugelassen. STC-Halter ist die Firma Alpine Aerotech mit Sitz in Kanada.

Bestandteil dieser Zulassung ist das Dokument AAL-390-025-701, Revision B, «*Instruction for Continuing Airworthiness (ICA)*», zur Sicherstellung der Lufttüchtigkeit. Darin sind spezifische Anweisungen zur Montage/Demontage, Instandhaltung und Reparaturen der *bear paws* enthalten.

1.4.2 Anweisungen zur Instandhaltung

Gemäss ICA AAL-390-025-701 verlangte der Hersteller eine tägliche Kontrolle (*daily inspection*) an den *bear paws*, die jeweils vor dem ersten Flug am Tag ausgeführt werden soll. Weiter wird eine 300-Stunden/12-Monate-Inspektion verlangt, je nachdem, welche Intervallgrenze zuerst erreicht wird. Folgend sind die Kontrollpunkte der jeweiligen Inspektion aufgeführt:

Tägliche Prüfung

- Generelle Prüfung aller Bauteile auf deren Allgemeinzustand.
- Generelle Prüfung aller Bauteile auf deren korrekte Befestigung.

300-Stunden/12-Monate Inspektion

- Detaillierte Inspektion an allen Bauteilen auf Korrosion, Risse und Beschädigungen.
- Detaillierte Inspektion an allen Bauteilen auf übermässigen Verschleiss.
- Detaillierte Inspektion an allen Bauteilen auf ordnungsgemässe Montage und ordnungsgemässen Zustand.
- Detaillierte Inspektion an allen Bauteilen und Befestigungselementen auf korrekte Befestigung und richtigen Drehmomentanzug.

1.4.3 Anweisungen zur Montage

Im ICA, Kapitel 3, «Allgemeine Hinweise», hält der STC-Halter namentlich fest, dass die Befestigungselemente gemäss demjenigen Anzugsdrehmoment angezogen werden müssen, das in der aktuell gültigen Version des *FAA Advisory Circular AC 43.13-1*, Tabelle 7-1, gelistet ist, sofern nichts anderes angegeben wird. Alle Dimensionen sind in imperialen Masseinheiten (Inch/Pfund) angegeben.

Nach der Montageanleitung sollen gemäss Vorsichtshinweis zum Montieren der *bear paws* am angehobenen Helikopter die selbstsichernde Befestigungsmuttern noch nicht mit dem Gesamt-Anzugsdrehmoment, sondern vorerst nur mit einem geringeren Drehmoment festgezogen werden.

Weiter gibt der STC-Halter vor, dass die selbstsichernden Befestigungsmuttern (vgl. Abbildung 5, Nr. 1) erst nachdem der Helikopter wieder auf dem Boden steht mit einem Drehmomentschlüssel gleichmässig mit 40 in/lb festgezogen werden sollen. Wichtig ist, dass ein dünnwandiger Steckschlüsseinsatz zum richtigen Festziehen der selbstsichernden Befestigungsmuttern erforderlich ist. Die Befestigungsglaschen (*strap assy*; vgl. Abbildung 5, Nr. 4) sind mit diesem Anzugsdrehmoment beschriftet, wobei die Schrift schlecht lesbar war.

Bei den Schraubverbindungen handelt es sich um verzinkte Flachrundsrauben mit Vierkantansatz und verzinkten, selbstsichernden Sechskantmutter mit Kunststoffeinsatz.

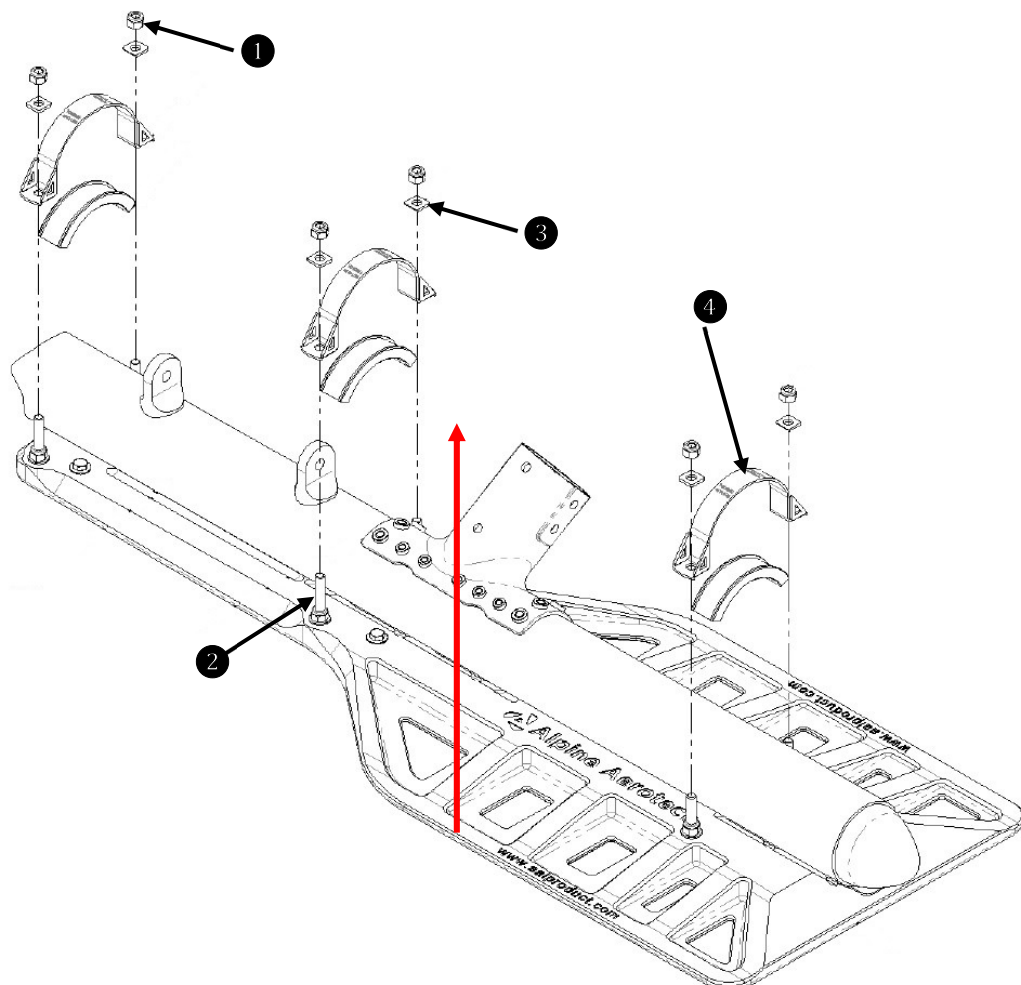


Abbildung 5: Montage-Zeichnung des *bear paw* mit Befestigungsmutter ①, Schraube ②, Unterlegscheibe ③ und Befestigungslasche ④. Der rote Pfeil bezeichnet diejenige Stelle, an der die Kraft zum Drehen eines *bear paw* um die Längsachse der Kufe gemessen wurde. Quelle: ICA des STC-Halters.

1.4.4 Anweisungen in der Ergänzung zum Flughandbuch

In der Ergänzung zum Flughandbuch (*Flight Manual Supplement*) sind keine Anweisungen an die Flugbesatzung enthalten, die durch diese im Rahmen der täglichen Kontrolle oder einer Vorflugkontrolle zu beachten sind.

1.5 Technische Untersuchung

1.5.1 Allgemeines

Die HB-ZWC wurde in Anwesenheit von Vertretern des Helikopter-Herstellers einer detaillierten Untersuchung unterzogen. Sämtliche Beschädigungen konnten konsistent auf den Unfallhergang zurückgeführt werden. Bis auf die losen Schraubverbindungen der *bear paws* (vgl. Kapitel 1.4) wurden keine Mängel am Helikopter festgestellt.

1.5.2 Einsinkschutz des Kufenlandegestells

Am angehobenen Helikopter konnten die *bear paws* an der linken und rechten Kufe mit geringem Kraftaufwand von Hand um die Längsachse der jeweiligen Kufe gedreht werden.

Gemäss Angaben des STC-Halters Alpine Aerotech sollte der Kraftaufwand beim Drehen eines ordentlich festgezogenen *bear paw* um die Längsachse der Kufe rund 220 bis 270 N betragen (gemessen mit einer Federwage am äusseren Rand des *bear paw*, vgl. roter Pfeil in Abbildung 5). Dieser Wert ist in den Unterlagen nicht vermerkt (vgl. Kapitel 1.4.2 und Kapitel 1.4.4). Im vorliegenden Fall betrug die benötigte Kraft rund 20 N.

An den *bear paws* der linken und rechten Kufe liessen sich bei den 12 Schraubverbindungen die Unterlegscheiben teilweise von Hand bewegen. Die Befestigungsmuttern bei allen Schraubverbindungen waren beinahe gleich viel auf die Schrauben gedreht resp. zwischen Unterlegscheiben und Muttern war gleich viel Spiel vorhanden.

Das gemessene Drehmoment lag bei allen Schraubverbindungen zwischen 1.5 Nm und 2 Nm (entsprechend 13.3 in/lb und 17.7 in/lb), was dem Reibungswiderstands-Drehmoment bei dieser Art von Schraubverbindungen entspricht.

1.6 Medizinische Feststellungen

Beide Besatzungsmitglieder trugen 4-Punkte Sicherheitsgurten, die den Belastungen standhielten.

Beide Besatzungsmitglieder trugen keinen Pilotenhelm.

Der Fluglehrer, der sich auf dem linken Sitz befand, erlitt durch den Aufprall eine Platzwunde am Kopf, die höchstwahrscheinlich durch ein Struktur- oder Bedienelement im Cockpit verursacht wurde.

Der Flugschüler gab an, leichte Schmerzen im Rückenbereich zu verspüren.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz befand sich am westlichen Rand eines Höhentiefs vor einer sich aus Westen nähernden Warmfront. Bodennah bewirkte das Hoch mit Zentrum über den Pyrenäen Südwestwind.

1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des Unfalls

Die folgenden Angaben zum Wetter, zur Zeit und am Ort des Unfalls basieren auf Webcam-Aufnahmen sowie auf Messungen an einer Wetterstation, die mit einer Modellanalyse für den Unfallort verglichen wurden.

Wetter/Wolken	Bedeckt, mit Basis oberhalb von 4000 ft AMSL ⁵
Sicht	10 km oder mehr
Wind	13 kt aus 240 Grad, mit Böen bis 20 kt ⁶ 10 kt aus 260 Grad
Temperatur / Taupunkt	7 °C / 6 °C
Luftdruck	QNH ⁷ LSZR: 1019 hPa
Gefahren	keine

⁵ AMSL – Above Mean Sea Level; über der mittleren Meereshöhe.

⁶ Gemäss Messungen am Flugplatz Sitterdorf, 12 km ost-südöstlich der Unfallstelle.

⁷ Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO -Standardatmosphäre.

1.8 Zusätzliche Angaben

1.8.1 Flugeigenschaften eines Helikopters

1.8.1.1 Aerodynamik des Hauptrotors eines Helikopters im Bodeneffekt

Befindet sich ein Helikopter nahe am Boden, entwickelt sich unterhalb des Rotors eine Wechselwirkung zwischen der Luft und dem Boden, die als Bodeneffekt bezeichnet wird. Dieses Phänomen ist besonders spürbar bis auf eine Höhe des Hauptrotors über Grund, die etwa der Hälfte des Rotordurchmessers entspricht. Ein Helikopter, der sich im Schwebeflug bei Windstille innerhalb der Wirkung des Bodeneffektes befindet (*Hovering In Ground Effect* – HIGE), benötigt bis zu 30% weniger Leistung im Vergleich zum Schwebeflug ausserhalb des Bodeneffektes (*Hovering Out of Ground Effect* – HOGE).

Beginnt der Helikopter sich aus dem Schwebeflug in irgendeine Richtung zu bewegen (oder er wird vom Wind angeströmt), so erhöht sich der Leistungsbedarf exponentiell bis zu einem Punkt, der als Translationspunkt definiert wird. Bei diesem Punkt geht der Hauptrotor von einem aerodynamischen Standpunkt her gesehen vom Schwebeflug- in den Vorwärtsflugzustand über (*Effective Translational Lift* – ETL). Über diesen Punkt hinaus reduziert sich aufgrund der Entwicklung von zusätzlichem Auftrieb durch die Vorwärtsbewegung der Leistungsbedarf wiederum exponentiell mit der Zunahme der Luftgeschwindigkeit. Erfahrungsgemäss befindet sich dieser Punkt bei einer relativen Windgeschwindigkeit von über 15 kt und ist vom Helikoptermuster abhängig. Im Umkehrschluss kann gesagt werden, dass der sich drehende Hauptrotor eines am Boden stillstehenden Helikopters, der von einem Wind (oder einer Böe) mit einer höheren Geschwindigkeit als die Translationsgeschwindigkeit angeströmt wird, (rasch) eine Erhöhung des Auftriebs erfährt.

Die Erhöhung des Auftriebs kann ebenfalls erfolgen, wenn der Wind bzw. die Böe nachlässt und die Luftgeschwindigkeit rasch gegen 0 kt abnimmt⁸.

Die Luft, die im HIGE-Zustand auf den Boden gedrückt wird, verlässt den bei Windstille und an Ort stehenden oder schwebenden Helikopter im Bereich unterhalb des Hauptrotors radial nach aussen und steigt in einer vertikalen Drehbewegung wieder nach oben. Diese aufsteigende Luft befindet sich bei Windstille bzw. im Schwebeflug ausserhalb der Rotorblattspitzen. Sie wird aber spürbar, wenn der Helikopter bei einer Geschwindigkeitsaufnahme diesen Bereich einholt. Dadurch und mit der Zunahme der Geschwindigkeit entstehen unterschiedliche Anstellwinkel (*Angle of Attack* – AoA) im vorderen und hinteren Bereich der Rotorebene: Während die Rotorebene vorderen Bereich angehoben wird, wird sie im hinteren Bereich nach unten gedrückt (vgl. Abbildung 6). Dieses Phänomen ist als «*transverse flow effect*» bekannt.

In Kombination mit den Kreiselphänomenen, die mit einer Präzession von 90° wirken, ergibt sich eine seitliche Auslenkung. Im vorliegenden Fall ist dies nach rechts, was eine Rollbewegung des Helikopters zur Folge hat. Dieses Phänomen ist als «*inflow roll*» bekannt. Auch hier kann im Umkehrschluss gesagt werden, dass der sich drehende Hauptrotor eines am Boden stillstehenden Helikopters, der von einem Wind (oder einer Böe) angeströmt wird, ein «*inflow roll*» Phänomen entwickeln kann.

⁸ [Vgl. EHEST Leaflet HE 21 Helicopter Performance \(EASA\), Kurve B der Abbildung auf Seite 13.](#)

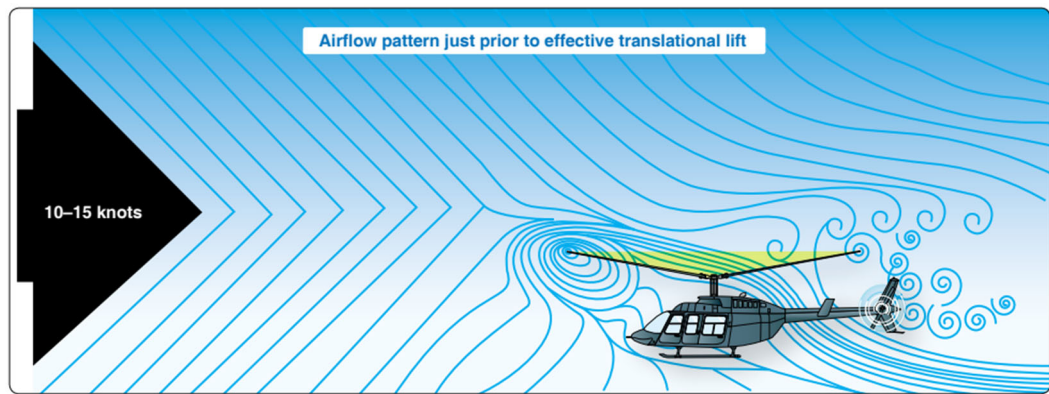


Abbildung 6: Luftströmung um den Helikopter bei einer Geschwindigkeit kurz unterhalb des ETL-Punkts. Quelle: FAA *Rotorcraft Flying Handbook*, Ed. 2019, Abb. 2.40.

1.8.1.2 Dynamic Rollover

Die Distanz zwischen dem Ansatzpunkt der aerodynamischen Kräfte am Hauptrotor und dem Punkt, an dem der Helikopter den Boden berührt (typischerweise das Fahrwerk oder das Kufenlandegestell) ergibt einen Hebelarm, der zu einer Roll- oder Neigetendenz führen kann. Die Rotorblätter haben einen begrenzten Bewegungsbereich in Schlagrichtung⁹, wie dies auch im Helikopter-Flughandbuch der FAA¹⁰ ([Helicopter Flying Handbook, FAA, Ed. 2019](#)) generisch beschrieben ist. Wenn der Längs- oder Rolllagewinkel eines Helikopters diesen Bereich, der mit 5 bis 8° angegeben wird, überschreitet, reicht die Manövrierbarkeit, die von der zyklischen Blattverstellung ausgeht, nicht mehr aus, um die Auftriebskraft vertikal zu halten. Es entwickelt sich eine laterale Komponente, die den Helikopter zum Kippen bringt.

Dieses Phänomen wird als *dynamic rollover* bezeichnet.

Die laterale Komponente kann nur reduziert werden, indem der Gesamtauftrieb mittels Verkleinerung des Einstellwinkels (*collective pitch*) reduziert wird.

Bei einem Helikopter mit einem aus der Vogelperspektive betrachtet gegen den Uhrzeigersinn drehenden Hauptrotor, erhöhen namentlich vom vorderen linken Quadranten kommende Winde (vgl. Kapitel 1.8.1) sowie Ausschläge der Heckrotorsteuerung nach links das Risiko der Entstehung eines *dynamic rollover* (vgl. auch [Summarischer Bericht über den Unfall des Helikopters B505 HB-ZWR](#)). Wenn eine Kufe aus irgendeinem Grund am Boden festgesetzt ist – wie im vorliegenden Fall die rechte – entsteht ein Drehmoment um die Längsachse, das die Auf-, bzw. Abwärtsbewegung des Helikopters zwangsläufig in eine Kippbewegung umwandelt.

⁹ Die Rotorblätter bzw. der Rotorkopf drehen sich in Schlagrichtung um das Schlaggelenk und die Rotorblattspitzen bewegen sich entsprechend nach oben und unten.

¹⁰ FAA: *Federal Aviation Administration*, Amerikanische Flugaufsichtsbehörde.

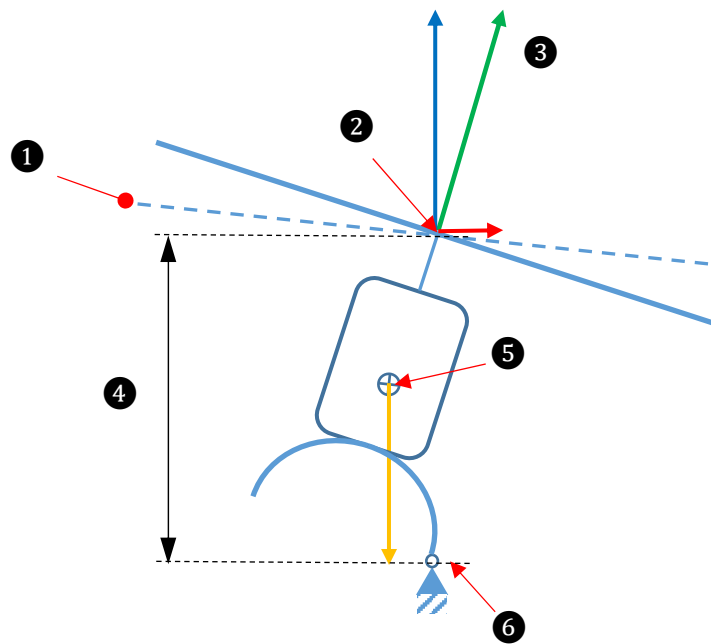


Abbildung 7: Schematische Darstellung des *dynamic rollover* mit einem Helikopter in Flugrichtung. Maximale Auslenkung der Hauptrotorebene nach links ①; Ansatzpunkt der aerodynamischen Kräfte am Hauptrotorkopf ②; Resultierende aerodynamische Kraft (rechtwinklig zur Rotorebene, grüner Vektor) ③, laterale Komponente (roter Vektor), vertikale Auftriebskomponente (blauer Vektor); Hebelarm ④ zwischen dem Ansatzpunkt der aerodynamischen Kräfte ② und des Berührungspunkts am Boden ⑥; Schwerpunkt des Helikopters mit der Gewichtskraft (oranjer Vektor) ⑤; Berührungspunkt am Boden der Kufe inkl. *bear paw* ⑥.

1.8.2 Anwendung von Schraubverbindungen in der Luftfahrt

1.8.2.1 Bestimmen des Gesamt-Anzugsdrehmoments

Das FAA *Advisory Circular* AC 43.13-1B enthält Methoden, Techniken und Verfahren von genau definierten Inspektionen und Reparaturen. Der STC-Halter der *bear paws* verweist in seinem ICA auf das AC 43.13-1 betreffend die Anwendung des korrekten Anzugsdrehmoments.

Gemäss AC 43.13-1 gilt grundsätzlich, sofern vom Hersteller nichts anderes festgehalten wird, dass die Gewinde von Schraube und der Mutter trocken und sauber sein sollen, bevor die selbstsichernden Befestigungsmutter auf die Schraube gedreht wird.

Um das Reibungswiderstands-Drehmoment (*friction drag torque* oder *tare torque*) zu bestimmen, wird die selbstsichernde Befestigungsmutter bis fast zum Kontakt mit der Unterlegscheibe oder der Lagerfläche gedreht und dabei das Drehmoment mittels eines Drehmomentschlüssels mit Messuhr gemessen. Anschliessend wird der *tare torque* zum empfohlenen Drehmoment (*desired torque* oder *recommended torque*) addiert und es ergibt sich daraus das Gesamt-Anzugsdrehmoment (*final torque*).

Zudem besteht die Möglichkeit, das Gesamt-Anzugsdrehmoment in einer Tabelle im AC 43.13-1 abzulesen. In dieser Tabelle sind die empfohlenen Drehmoment-Grenzwerte anhand des Schraubendurchmessers enthalten. Es ist jedoch zu beachten, dass die aufgeführten Drehmomentwerte nur für kadmierte Stahlmuttern der Fein- oder Grobgewindereihe gelten, die derzeit in der Flugzeugindustrie verwendet werden.

1.8.2.2 Sicherheitshinweis des Helikopterherstellers

Am 16. Mai 2024 veröffentlichte der Helikopterhersteller die *Operation Safety Notice* GEN-24-53. Grund dafür waren dem Hersteller gelegentlich gemeldete Unstimmigkeiten bei Bauteileinstallationen oder bei Bauteilen, die aufgrund von Klemmkraftverlust oder losen Verbindungen infolge von falsch festgezogenen Befestigungselementen Anzeichen von Verschleiss aufwiesen.

Einige aktuelle Ereignisse deuteten darauf hin, dass bei der Verwendung von selbstsichernden Befestigungselementen nicht immer die richtigen Drehmomentwerte ermittelt wurden. Problematisch ist insbesondere, wenn Befestigungselemente in Betrieb bleiben, obwohl diese aufgrund von Beschädigungen oder Unterschreiten des erforderlichen Minstdrehmomentwerts hätten ausgetauscht werden müssen. Bei der Montage von Heck- oder Hauptrotorantriebswellen kann ein falsches Drehmoment der Befestigungselemente beispielsweise zum Bruch der Schraube und somit zum Ausfall des betroffenen Antriebssystems führen.

Die Verwendung von eingefärbtem Drehmomentlack (*torque seal*) wird durch den Hersteller dringend empfohlen. Die Hauptfunktion des Auftragens von *torque seal* besteht darin, anzuzeigen, dass das richtige endgültige Drehmoment auf die Befestigungselemente angewendet wurde. Eine sekundäre Funktion des *torque seal* besteht darin, visuelle Hinweise auf Befestigungselemente zu geben, die im Betrieb möglicherweise an Drehmoment verloren haben. Beschädigter oder fehlender Drehmomentlack kann auf eine Bewegung der Befestigungselemente und einen Verlust der Klemmkraftverbindung hinweisen.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Der rechte *bear paw* wurde stark, der linke *bear paw* leicht nach innen gedreht vorgefunden (vgl. Abbildung 4).

Beide *bear paws* konnten von Hand mit geringem Kraftaufwand um die Längsachse der jeweiligen Kufe gedreht werden. Dies führte höchstwahrscheinlich dazu, dass sich der rechte *bear paw* entweder bereits bei der Landung oder beim Abheben durch seitliches Verschieben des Helikopters gegen einen Widerstand am Boden drehte und ins weiche Erdreich gedrückt wurde. Damit wurde die rechte Kufe zum Drehpunkt des *dynamic rollover*. Dieser Umstand wird als beitragender Faktor zur Entstehung des Unfalls betrachtet.

Aufgrund der Befunde der Schraubverbindungen an den *bear paws* kann darauf geschlossen werden, dass sämtliche selbstsichernden Befestigungsmuttern der *bear paws* nicht mit dem korrekten Gesamtanzugsdrehmoment (*final torque*), bestehend aus dem Reibungswiderstands-Drehmoment (*friction drag torque* oder *tare torque*) und dem empfohlenen Drehmoment (*desired torque* oder *recommended torque*) von 40 in/lb, festgezogen wurden.

Das festgestellte Drehmoment der Schraubverbindungen entsprach lediglich dem Reibungswiderstands-Drehmoment für diese Art von Schraubverbindungen. Ob dies entgegen den Hinweisen der STC-Halter in den Installations- und Wartungsdokumenten durch die Verwendung eines ungeeigneten, mithin eine zu grosse Wandstärke aufweisenden Steckschlüsseinsatzes oder aufgrund eines nicht fertig ausgeführten Installationsprozesses erfolgte, muss offenbleiben.

Die aufgrund des zu niedrigen Anzugsdrehmoments der Befestigungsmuttern praktisch losen *bear paws* wurden weder nach der Installation noch im Rahmen der letzten 300-Stunden/12-Monate Inspektion und auch nicht bei der täglichen Prüfung gemäss ICA festgestellt.

Gemäss STC-Halter sollte die für die Drehung eines *bear paws* auf der Kufe benötigte Kraft zwischen 220 und 270 N betragen. Dieser Wert war in den Installations- und Instandhaltungsdokumenten nicht vermerkt. Ein entsprechender Kontrollpunkt auf der Installationsanleitung und in der Ergänzung zum Flughandbuch hätte höchstwahrscheinlich ermöglicht, die lose installierten *bear paws* zu entdecken, weshalb die SUST einen Sicherheitshinweis ausspricht (vgl. Kapitel 4.2.1).

Aufgrund der Tatsache, dass bei einem mit den Kufen auf dem Boden stehenden Helikopter die korrekte Installation und Drehfestigkeit schwierig zu kontrollieren ist, kommt der täglichen Kontrolle (*daily inspection*) eine grosse Bedeutung zu.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Die Besatzung besprach die Wetterverhältnisse und somit auch den vorherrschenden Wind während der Flugvorbereitung und war sich dessen bewusst. Ebenso besprach der Fluglehrer die vorsichtige Steuerführung, die beim Abheben oder Aufsetzen des Helikopters notwendig ist. Die Aufzeichnungen der Position des *col/lective* belegen die langsame Bewegung.

Die geflogenen Übungen und Demonstrationen bei der Aussenlandung erfolgten hauptsächlich in eine Richtung, sodass der Wind jeweils im vorderen linken Quadranten lag, was der gängigen Praxis und den Angaben im Flughandbuch entspricht.

Der Helikopter wies zum Unfallzeitpunkt eine Masse von rund 1450 kg auf, was zum einen Trägheitsstabilität reduzierte und zum andern die dynamische Stabilität

beeinflusste. Die dynamische Stabilität wurde zudem durch die eher hohe Leistungsreserve von rund 28 % verringert, zumal schon kleinere Veränderungen im Auftrieb einen spürbaren Einfluss auf den Helikopter haben.

Aufgrund der Aerodynamik des Hauptrotors (vgl. Kapitel 1.8.1) und der vorherrschenden, moderat böigen Windverhältnisse ist es möglich, dass der Helikopter durch eine Windböe vom vorderen linken Quadranten erfasst wurde und die Windgeschwindigkeit über den ETL-Punkt anstieg. Diese Konstellation reduziert die benötigte Schwebeleistung. Nicht auszuschliessen ist ferner, dass sich die Windgeschwindigkeit um den ETL-Punkt aufgrund des abrupten Nachlassens einer Böe verringerte und dabei ebenfalls einen Überschuss an Leistung hervorrief.

In Kombination mit dem Auftrieb, der bereits zur Überwindung des *transverse flow* erzeugt wurde, erfolgte eine unerwartete Auslenkung der Rotorebene, welche die sich entwickelnde Situation des *dynamic rollover* schlagartig verschärfte.

Da einem *dynamic rollover* nur bis zu einer Querlage von 8 bis 10 Grad noch wirksam entgegengewirkt werden kann, war die Zeit für ein Eingreifen des Fluglehrers auf weniger als zwei Sekunden beschränkt. Dazu kommt, dass Zweiblattrotoren bekannterweise relativ träge auf Steuerbewegungen reagieren und die Neigung zum Überrollen durch den hoch liegenden Schwerpunkt (hohes Kufenlandegestell) erhöht wird. Aus diesen Gründen konnte das Umkippen des Helikopters durch den Fluglehrer nicht mehr verhindert werden.

Die Kopfverletzungen, die ein Besatzungsmitglied erlitt, hätten durch das Tragen eines integralen Schutzhelms mit grosser Wahrscheinlichkeit verhindert werden können¹¹.

Der Tatsache, dass beim Abheben eines Helikopters bei Wind aus den vorderen beiden Quadranten und mit Geschwindigkeiten, die dem Punkt des *Effective Translational Lift* (ETL) entsprechen, besondere Aufmerksamkeit erforderlich ist, wird in den gängigen theoretischen Grundlagen und Handbüchern – insbesondere im Zusammenhang mit der Gefahr eines *dynamic rollover* – zu wenig Rechnung getragen. Aus diesem Grund spricht die SUST einen Sicherheitshinweis aus (vgl. Kapitel 4.2.2).

¹¹ Die SUST hat zu diesem Thema im [Schlussbericht über den Unfall des Helikopters HB-XQS](#) vom 5. März 2006 bereits eine Sicherheitsempfehlung ausgesprochen.

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 Flughandbuch (*Flight Manual – FM*) zulässigen Grenzen.
- Die letzte Inspektion der *bear paws* wurde am 2. Juni 2023 bei 606:40 Betriebsstunden im Rahmen einer 300-Stunden/12-Monate-Inspektion bescheinigt.
- Die Schraubverbindungen bei den *bear paws* waren lose, womit sich die *bear paws* ohne grosse Krafteinwirkung um die Längsachse der jeweiligen Kufen drehen konnten.
- Der Notsender (*Emergency Locator Transmitter – ELT*) wurde nicht ausgelöst.

3.1.2 Besatzung

- Die Besatzung besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Besatzung während des Unfallfluges vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Der Schulungsflug startete um 11:07 Uhr und verlief ereignislos bis zum nächsten Aufsetzen auf einer Aussenlandestelle.
- Während des nachfolgenden Abhebevorgangs kippte der Helikopter innert 4 Sekunden auf die rechte Seite (*dynamic rollover*). Der Kippvorgang konnte trotz Gegenmassnahmen des Fluglehrers nicht rechtzeitig gestoppt werden.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Der Wind kam mit moderaten Böen und einer Geschwindigkeit von 10 bis 20 kt vom vorderen linken Quadranten.
- Der Helikopter war mit einem hohen Landegestell ausgerüstet.
- Die Masse zum Zeitpunkt des Unfalls betrug rund 1450 kg, damit ergab sich eine Massenreserve von rund 600 kg bzw. 28 % im Bezug zur verfügbaren Leistung.

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 auf die rechte Seite kippte, ist darauf zurückzuführen, dass der sich während des Abhebevorgangs entwickelnde Zustand eines *dynamic rollover* durch den Fluglehrer nicht gestoppt werden konnte.

Zum Unfall haben folgende Faktoren beigetragen:

- Lose Schraubverbindungen der *bear paws*, die dazu geführt haben, dass sich der rechte Einsinkschutz verdrehte, im Erdbreich feststeckte und somit zum Drehpunkt des *dynamic rollover* wurde.
- Kombination aus Windgeschwindigkeiten im Bereich des Übergangs in die Translation, einer Windrichtung aus dem vorderen linken Quadranten, hohem Landegestell und hoher Leistungsreserve aufgrund der geringen Masse des Helikopters.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Nach internationalen¹² und nationalen¹³ Rechtsgrundlagen richten sich alle Sicherheitsempfehlungen an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates. In der Schweiz ist dies das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) oder die supranationale Agentur der Europäischen Union für Flugsicherheit (*European Union Aviation Safety Agency* – EASA). Die zuständige Aufsichtsbehörde hat darüber zu entscheiden, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl sind jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

Die SUST veröffentlicht die Antworten des zuständigen Bundesamtes oder von ausländischen Aufsichtsbehörden unter www.sust.admin.ch und ermöglicht so einen Überblick über den aktuellen Stand der Umsetzung der entsprechenden Sicherheitsempfehlung.

Keine

4.2 Sicherheitshinweise

Die SUST kann allgemein sachdienliche Informationen in Form von Sicherheitshinweisen veröffentlichen¹⁴, wenn eine Sicherheitsempfehlung nach der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 nicht angezeigt erscheint, formell nicht möglich ist oder wenn durch die freiere Form eines Sicherheitshinweises eine grössere Wirkung absehbar ist.

4.2.1 Überprüfung auf korrekte Installation der *bear paws*

4.2.1.1 Sicherheitsdefizit

Ein Helikopter des Musters Bell 505 Jet Ranger X wurde mittels einer ergänzenden Musterzulassung (*Supplemental Type Certificate* – STC) mit einem Einsinkschutzsystem (*bear paws*) ausgerüstet.

In der Ergänzung des Flughandbuchs des STC-Halters sind keine Angaben über die Verfahren zur Überprüfung der Festigkeit des Sitzes der *bear paws* während dem Flugbetrieb enthalten. Diese sind nur in den *Instruction for Continued Airworthiness* (ICA) in genereller Weise beschrieben, und sollten bei der täglichen sowie periodischen Kontrolle durch ausgebildete Personen angewendet werden.

Die losen Schraubverbindungen der *bear paws* blieben über einen längeren Zeitraum unbemerkt. Die lose Installation war mitursächlich für die Entstehung des Unfalls, dadurch dass sich die *bear paws* sehr leicht um die Kufe drehen konnten und somit zum Drehpunkt des *dynamic-rollover* wurden.

¹² Anhang 13 der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization* – ICAO) sowie Artikel 17 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.

¹³ Artikel 48 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (vom 17. Dezember 2014, Stand am 1. Januar 2025 (VSZV, SR 742.161).

¹⁴ Artikel 56 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014, Stand am 1. Januar 2025 (VSZV, SR 742.161).

4.2.1.2 Sicherheitshinweis Nr. 64

Zielgruppe: STC-Holder der *bear paws* Alpine Aerotech, Instandhaltungsbetriebe und Halter von Helikoptern, die mit *bear paws* ausgerüstet sind.

Die durch den Sicherheitshinweis adressierten Personen sollten sicherstellen, dass das Instandhaltungs- und Flugpersonal über geeignete Informationen verfügt, damit bei der Installation sowie bei den periodischen und täglichen Kontrollen der *bear paws* Sitz und Festigkeit der Installation effektiv überprüft werden können.

4.2.2 Betrieb von Helikoptern im Luftgeschwindigkeitsbereich im Bereich der Translation

4.2.2.1 Sicherheitsdefizit

Ein Helikopter des Musters Bell 505 Jet Ranger X kippte aufgrund eines *dynamic rollovers* auf die rechte Seite. Der Helikopter war mit einem hohen Landegestell ausgerüstet, hatte eine berechnete Massenreserve von mehr als 28% und wurde bei Windgeschwindigkeiten mit leichten Böen zwischen 10 und 20 kt betrieben, die aus dem vorderen linken Quadranten kamen. Dies entspricht der Luftgeschwindigkeit, bei dem der Übergang in den *Effective Translational Lift* (ETL) stattfindet und das Phänomen des *inflow roll* stärker spürbar wird.

Dem Umstand, dass beim Abheben eines Helikopters bei Wind aus den vorderen zwei Quadranten und mit Geschwindigkeiten, die dem Punkt des *Effective Translational Lift* (ETL) entsprechen, besondere Beachtung zu schenken ist, wird in den gängigen theoretischen Grundlagen und Handbüchern im Zusammenhang mit einem *dynamic rollover* Vorgang zu wenig Rechnung getragen.

4.2.2.2 Sicherheitshinweis Nr. 65

Zielgruppe: Flugbesatzungen und Flugschulen

Die Flugbesatzungen sollten im Zusammenhang mit der Entstehung eines *dynamic rollover*-Vorgangs auf den Einfluss des *inflow roll* bei Windgeschwindigkeiten im Bereich des ETL-Punkts aufmerksam gemacht werden.

4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Die der SUST bekannten Massnahmen werden im Folgenden kommentarlos aufgeführt.

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. März 2025

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle