



Summarischer Bericht

Bezüglich des vorliegenden schweren Vorfalls wurde eine summarische Untersuchung gemäss Artikel 45 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014 (VSZV), Stand am 1. Juli 2024 (SR 742.161) durchgeführt. Der alleinige Zweck der Untersuchung eines Unfalls oder eines schweren Vorfalls ist 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 Rechnung zu tragen.

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

Luftfahrzeug	Airbus Helicopters Deutschland EC135 T2+	HB-ZUI
Halter	Air-Glacières SA, route de l'Aéroport 25, 1950 Sion	
Eigentümer	Air-Glacières SA, route de l'Aéroport 25, 1950 Sion	
Pilot	Schweizerischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1978	
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Helikopter (<i>Commercial Pilot License Helicopter</i> – CPL(H)) nach der Agentur der Europäischen Union für Flugsicherheit (<i>European Union Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)	
Flugstunden	insgesamt 7060 h während der letzten 90 Tage	67:05 h
	auf dem Vorfallmuster 380 h während der letzten 90 Tage	12:20 h
Ort	Rougemont (VD)	
Koordinaten	582 435 / 147 725 (<i>Swiss Grid</i> 1903) N 46° 28' 50" / E 007° 12' 35" (WGS ¹ 84)	Höhe 1350 m/M
Datum und Zeit	20. Januar 2024, 12:44 Uhr (LT ² = UTC ³ + 1 h)	
Betriebsart	Rettungsflug	
Flugregeln	Sichtflugregeln (<i>Visual Flight Rules</i> – VFR)	
Startort	Flugplatz Saanen (LSGK)	
Zielort	Avoriaz (Frankreich)	
Flugphase	Start und Steigflug	
Art des schweren Vorfalls	Triebwerkausfall	

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.

² LT: *Local Time*, Normalzeit

³ UTC: *Universal Time Coordinated*, koordinierte Weltzeit

Personenschaden	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Drittpersonen
Nicht verletzt	3	0	nicht betroffen
Schaden am Luftfahrzeug	Leicht beschädigt	Beschädigtes Triebwerk	
Drittschaden	Keiner		

Sachverhalt

Allgemeines

Für die nachfolgende Beschreibung des Hergangs standen die Angaben der Besatzung und die Aufzeichnung der Cockpitkamera zur Verfügung.

Hergang

Die Besatzung, bestehend aus einem Piloten, einem Rettungssanitäter (HEMS⁴ *Technical Crew Member*) und einem Notarzt (*Medical Passenger*), war um die Mittagszeit des 20. Januar 2024 mit dem Rettungshelikopter EC135T2+, eingetragen als HB-ZUI, auf dem Rückflug von einem Rettungseinsatz. Noch während dieses Fluges wurde die Besatzung zu einem Folgeeinsatz in Avoriaz (F) aufgeboten. Die Besatzung flog zur Betankung des Helikopters zuerst zum Flugplatz Saanen (LSGK), wo die HB-ZUI bei laufenden Triebwerken und drehenden Rotoren getankt wurde. Anschliessend startete der Helikopter um 12:42 Uhr in Richtung Westen.

Kurze Zeit nach dem Start, als sich der Helikopter im Reisesteigflug befand, wurde um 12:43:44 Uhr auf dem Instrument für die kombinierte Leistungsanzeige (*First Limit Indicator – FLI*) ein Versatz der Anzeigenadeln (*Needle Split*) der beiden Wellentriebwerke sichtbar. Um 12:43:45 Uhr stellte das rechte Triebwerk selbständig ab. Zeitgleich leuchteten auf dem Anzeigesystem die entsprechenden Warnungen auf (vgl. Abbildung 1).



Abbildung 1: Bildersequenz der Anzeigen im Cockpit des Helikopters: unmittelbar vor dem schweren Vorfall (1); 1 Sekunde nachdem der *Needle-Split* auf dem FLI erstmals sichtbar wurde (2); rund weitere 2 Sekunden später, als das rechte Triebwerk bereits ausgefallen war (3) und die gelben Warnanzeigen (4) ersichtlich wurden.

Das digitale Triebwerksteuerungs-System (*Full Authority Digital Engine Control – FADEC*) regelte die Leistung des noch laufenden linken Triebwerks in den Modus für den Betrieb mit einem ausgefallenen Triebwerk (*One Engine Inoperative – OEI*).

Der Pilot entschied sich für einen Rückflug zum Flugplatz Saanen und landete dort um 12:46 Uhr ereignislos auf der Piste 08 (vgl. Abbildung 2).

⁴ HEMS – *Helicopter Emergency Medical Service*: Englischer Überbegriff für Notfallmedizinische Flugrettung

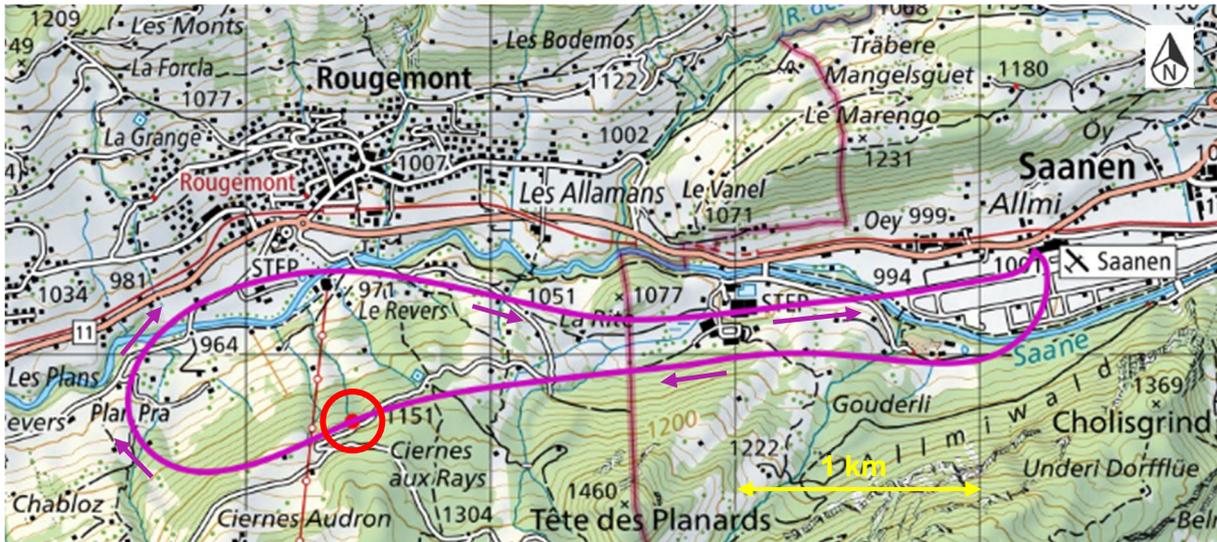


Abbildung 2: Flugweg (violett) der HB-ZUI. Der rote Kreis mit dem Punkt kennzeichnet die Position des Triebwerksausfalls. Quelle der Basiskarte: Swisstopo, bearbeitet durch die SUST.

Angaben zum Helikopter

Der Airbus Helicopters EC135T2+ ist ein ziviler, zweimotoriger Helikopter mit einem starren Rotorkopf, vier Hauptrotorblättern, einem Heckrotor der Art *Fenestron* und einem Kufenlandegestell. In der Ausstattung als Rettungshelikopter können nebst dem Piloten drei weitere Personen sitzend und eine Person liegend transportiert werden. Die maximale Abflugmasse beträgt 2910 kg.

Der Helikopter wird durch zwei Wellentriebwerke Arrius 2B2 des Herstellers Safran Helicopter Engines angetrieben. Die Triebwerke der Arrius Familie sind sogenannte Freilaufturbinen, bestehend aus einem Modul für den Gasgenerator (*Gas Generator*) und einem Modul für die Erzeugung der Wellenleistung (*Power Turbine*), das über ein Reduktionsgetriebe (*Reduction Gearbox*) für den Antrieb des Hauptrotorgetriebes benötigt wird. Die Welle des *Gas Generator* treibt das Zubehörgetriebe (*Accessory Drive Train*) mittels eines Antriebszahnrades an. Der *Gas Generator* kann während des Betriebes eine Drehzahl von rund 57 000 Umdrehungen pro Minute erreichen (vgl. Abbildung 3).

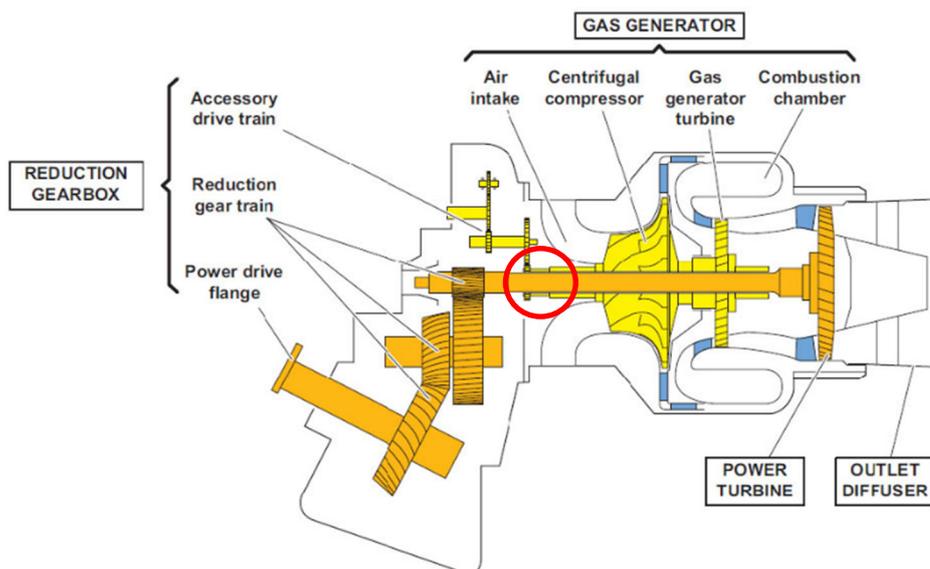


Abbildung 3: Schematische Darstellung eines Arrius 2B2 Wellentriebwerks. In Gelb ist der *Gas Generator* dargestellt, in Orange die *Power Turbine* und die *Reduction Gearbox*. Rot eingekreist ist das Antriebszahnrad des Zubehörgetriebes. Quelle: Safran Helicopter Engines

Jedes Triebwerk kann eine Startleistung (*Take-Off Power*) von 633 SHP⁵ und eine Reiseflugleistung von 580 SHP erzeugen. Sollte eines der beiden Triebwerke ausfallen, kann das verbleibende Triebwerk im OEI-Modus (*One Engine Inoperative*) kurzweilig eine Leistung von 819 SHP erzeugen.

Die OEI-Leistungsberechnung zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls ergab, bei einer aktuellen Flugmasse von rund 2650 kg, eine mögliche Steigrate von rund 350 ft/min bei einer angezeigten Geschwindigkeit von 65 kt.

Die Betriebszeit zwischen einer Triebwerks-Überholung (*Time Between Overhaul* – TBO) liegt bei 4000 h. Jedes Triebwerk wird digital durch ein FADEC-System gesteuert und überwacht. Der Pilot kann mittels eines Leistungsdrehgriffs die Steuerung manuell übernehmen, sollte das FADEC-System Funktionsfehler aufweisen.

Das vom Ausfall betroffene Wellentriebwerk mit der Seriennummer 32862 wurde im Jahr 2014 hergestellt und wies zum Zeitpunkt des Zwischenfalls 1815 Betriebsstunden seit der Herstellung (*Time Since New* – TSN) auf.

Instandhaltung

Das betroffene Triebwerk wurde im Oktober 2023 einer planmässigen Instandhaltung unterzogen⁶. Die Leistungsüberprüfungen (*Engine Power Checks*), die im Rahmen dieser Instandhaltung durchgeführt wurden, zeigten keine Auffälligkeiten.

Feststellungen

Am Tag nach dem schweren Vorfall wurde das Triebwerk durch die SUST untersucht. Äusserlich waren am Triebwerk keine Anomalien sichtbar. Bei der Überprüfung des Magnetzapfens der *Reduction Gearbox* konnte ein metallisches Bruchstück festgestellt werden.

Die Untersuchung des Triebwerks in Zusammenarbeit mit der französischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (*Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile* – BEA) und dem Hersteller ergaben, dass das Antriebszahnrad des Zubehörgetriebes (*Accessory Drive Train*) zerstört war (vgl. Abbildung 4). Weitere Zahnräder der *Accessory Drive Train* wiesen Beschädigungen an der Verzahnung auf.

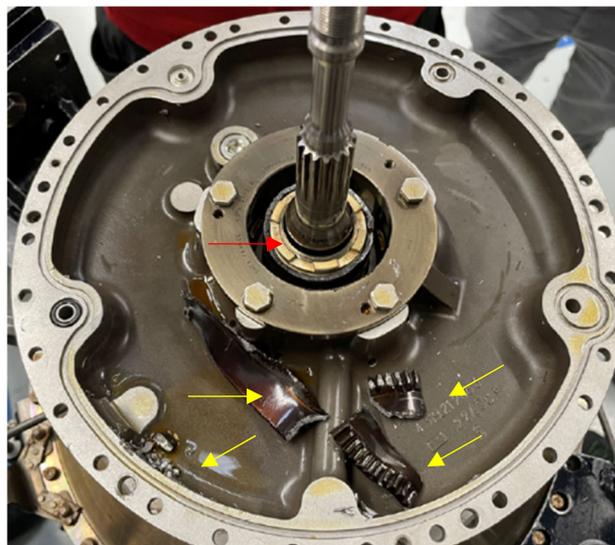


Abbildung 4: Rückseite der *Accessory Gearbox* mit den Bruchstücken des Antriebszahnrades (gelbe Pfeile) und dessen Hauptkörper (roter Pfeil)

⁵ SHP: *shaft horse power*, angelsächsische Einheit zur Messung der Wellenleistung (1 SHP entspricht 0.746 kW)

⁶ Es wurden die vorgesehenen Kontrollen für folgende Betriebsintervalle durchgeführt: 100h; 200h; 400h; 500h; 1000h; 24 Monate und weitere Hersteller- sowie Lufttüchtigkeitsanweisungen.

Die Brüche des Antriebszahnrades wurden detailliert untersucht. Es konnte ein Schwingbruch (Ermüdungsbruch) festgestellt werden, der seinen Ausgangspunkt an der Oberfläche eines Zahnfusses hatte, beim Übergang zwischen des während der Fertigung gefrästen und des geschnittenen Bereiches (vgl. Abbildung 5).

Der Hersteller konnte die metallurgische Singularität beim Zahnfussradius, die zur Entstehung und Propagierung des Risses beigetragen hat, nicht erklären.

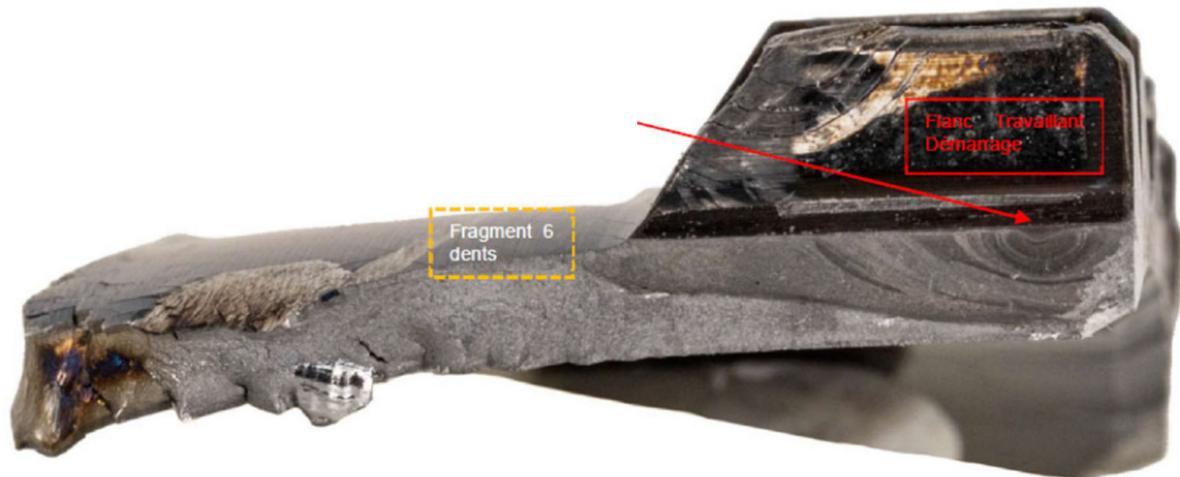


Abbildung 5: Detailaufnahme eines der Fragmente des Antriebszahnrades. Der rote Pfeil zeigt auf den Ausgangspunkt des Schwingbruches. Quelle: Safran Helicopter Engines.

Die Einkerbung, die als Ausgangspunkt des Schwingbruches identifiziert werden konnte, entstand wahrscheinlich während der Herstellung des Zahnrades. Der Hersteller führte als zusätzliche Möglichkeit eine einmalige Überbelastung bei einem Anlassvorgang an. Der Hersteller konnte aufgrund der Produktionsunterlagen weitere 2 Triebwerke identifizieren, die möglicherweise von demselben Sachverhalt betroffen waren und leitete entsprechende Untersuchungen ein. Die durch den Hersteller untersuchten Zahnräder aus diesen beiden Triebwerken wiesen keine Auffälligkeiten auf.

Analyse

Der Triebwerkausfall während eines Steigfluges aufgrund der Zerstörung des Antriebszahnrades des Zubehörgetriebes erfolgte überraschend und ohne vorgängige Anzeichen, die vom Instandhaltungsbetrieb oder von der Flugbesatzung hätten entdeckt werden können. Die Zerstörung des Antriebszahnrades hatte zur Folge, dass die Treibstoffversorgung des betroffenen Triebwerks nicht mehr gewährleistet war, und war somit ursächlich für die Entstehung des schweren Vorfalls.

Während dem Entstehungsprozess eines Risses, der schlussendlich in einem Bruch enden kann, entstehen keine Metallpartikel, die zum Beispiel von Detektionssystemen wie einem Magnetzapfen oder durch Öl-Laboranalysen erkannt werden können. Da das Triebwerk erst rund 45 % der Betriebszeit bis zur ersten Überholung erreicht hatte, war es demnach nicht möglich, den potentiellen Schaden frühzeitig zu erkennen und zu beheben.

Die zweimotorige Auslegung des Helikopters, mit FADEC-Steuerung der Triebwerke, sowie die vorhandene OEI-Leistungsreserve ermöglichten es dem Piloten, während einer unkritischen Phase des Fluges die Flughöhe zu halten und ohne weitere Vorkommnisse zum Startflugplatz zurückzufliegen. Dieser war wenige Flugminuten entfernt und es stand eine geeignete Landebahn zur Verfügung, weshalb die Entscheidung sicherheitsbewusst war.

Der vorliegende schwere Vorfall zeigt auf, wie wichtig es für Flugbesatzungen ist, sich mit regelmässigen Trainings im Helikopter und im Simulator auf einen plötzlichen Triebwerksausfall vorzubereiten.

Schlussfolgerungen

Der schwere Vorfall, bei dem während des Reisesteigfluges ein Wellentriebwerk unerwartet ausfiel, ist auf das Versagen des Antriebszahnades des Zubehörgetriebes zurückzuführen. Das Antriebszahnrad versagte aufgrund eines Schwingbruches, dessen Ausgangspunkt in einer Einkerbung des Zahnfusses lag, die wahrscheinlich während der Herstellung oder durch eine einmalige Überbelastung beim Anlassen des Triebwerkes entstanden war. Eine Überbelastung beim Anlassen erscheint allerdings wenig plausibel da sie von der Besatzung hätte bemerkt werden müssen.

Die beiden weiteren möglicherweise betroffenen Triebwerke konnten vom Hersteller identifiziert und untersucht werden. Sie wiesen keine Mängel auf, weshalb im vorliegenden Fall von einem Einzelfall ausgegangen werden kann.

Mit Blick auf diese Ergebnisse kommt die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle zum Schluss, dass bezüglich des vorliegend untersuchten schweren Vorfalls keine weiteren Ergebnisse zu erwarten sind, die für die Verhütung eines solchen Zwischenfalls zweckdienlich wären. Die SUST verzichtet deshalb gestützt auf Art. 45 Abs. 1 der VSZV auf weitere Untersuchungshandlungen und schliesst die Untersuchung mit diesem summarischen Bericht ab.

Bern, 15. September 2025

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle