



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 SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Schlussbericht Nr. 2320 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Helikopters
Bell 206B, HB-XSL,

vom 9. Juni 2016

400 m nordwestlich von Heimeneegg,
Gemeinde Buchholterberg/BE

Cause

L'accident survenu lors d'un exercice d'autorotation est dû à l'explosion de la roue du premier étage de la turbine.

Les facteurs suivants ont été identifiés comme directement causals :

- La turbine avait subi au minimum un dépassement en température avant l'accident.
- Les mesures prescrites par le constructeur après une surchauffe n'avait pas appliquées.

Les facteurs suivant ont été ni causals ni directement contributifs mais reconnus comme facteurs de risque (*factor to risk*) :

- La non application d'une consigne de navigabilité concernée ;
- Les inscriptions dans le dossier technique ne correspondaient pas pour quelques points relevant de la sécurité à l'état technique de l'hélicoptère au moment de l'accident.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Artikel 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	Bell 206B „Jet Ranger II“	HB-XSL
Halter	Helitrans AG, Postfach, 4030 Basel	
Eigentümer	Helitrans AG, Postfach, 4030 Basel	
Fluglehrer / Experte	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1969	
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Helikopter (<i>Commercial Pilot License Helicopter – CPL(H)</i>) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL).	
Flugstunden	insgesamt	7613 h während der letzten 90 Tage
	auf dem Unfallmuster	146:17 h
		1600 h während der letzten 90 Tage
		1:26 h
Pilot / Prüfungskandidat	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1953	
Ausweis	Privatpilotenlizenz für Helikopter (<i>Private Pilot License Helicopter – PPL(H)</i>) nach EASA, ausgestellt durch das BAZL.	
Flugstunden	insgesamt	548 h während der letzten 90 Tage
	auf dem Unfallmuster	4 h
		477 h während der letzten 90 Tage
		4 h
Ort	400 m nordwestlich von Heimenegg, Gde. Buchholterberg/BE	
Koordinaten	620 188 / 185 201	Höhe 942 m/M
Datum und Zeit	9. Juni 2016, 16:10 Uhr	
Betriebsart	Sichtflugregeln (<i>Visual Flight Rules – VFR</i>), Privat	
Flugphase	Anflug	
Unfallart	Triebwerksausfall während einer Autorotationsübung	

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	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

Stark beschädigtes Triebwerk, beschädigte linke Triebwerksverkleidung, leichte Deformation des Kufenlandegestells

Drittschaden

Leichter Flurschaden

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen des Piloten und des durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) beauftragten Experten verwendet.

Es handelte sich um einen jährlichen Checkflug (*proficiency check*) des Piloten für die Verlängerung der Musterberechtigung auf dem Helikoptermuster Bell 206B, der vom Experten abgenommen wurde. Das Doppelsteuer war zu diesem Zweck im Helikopter eingebaut.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Pilot traf am 9. Juni 2016 um etwa 12 Uhr bei der Firma Helitrans auf dem Flughafen Basel-Mulhouse (LFSB) ein. Er beabsichtigte, zusammen mit einem Fluglehrer mit dem Helikopter Bell 206B, eingetragen als HB-XSL, nach Bern-Belp zu fliegen, um dort den *proficiency check* zu absolvieren. Zusammen mit dem Fluglehrer betankte der Pilot den Helikopter und führte die Vorflugkontrolle durch, bei der nichts Aussergewöhnliches festgestellt wurde. Anschliessend erledigten sie die Flugvorbereitung. Dazu gehörten das Einholen von Wetterinformationen, *Notice to Airmen* (NOTAM) und *Daily Airspace Bulletin Switzerland* (DABS) sowie die Masse- und Schwerpunktberechnung.

Um 14:12 Uhr startete die Besatzung mit der HB-XSL vom Flughafen Basel und flog in Richtung Bern, wo sie um 14:52 Uhr auf dem Flughafen Bern-Belp (LSZB) landete.

Am Boden nahm der Experte den Piloten in Empfang und erledigte mit ihm die Flugvorbereitung und das Briefing für den geplanten *proficiency check*. Anschliessend begaben sich der Experte und der Pilot zum Helikopter und führten die Vorflugkontrolle (*preflight check*) durch. Danach stiegen sie in den Helikopter ein: Der Pilot setzte sich auf den rechten, der Experte auf den linken Sitz. Der Fluglehrer, der mit dem Piloten den Flug von Basel aus durchgeführt hatte, wartete in der Zwischenzeit auf dem Flughafengelände.

1.1.3 Flugverlauf

Um 15:50 Uhr startete die Besatzung mit dem Helikopter Bell 206B „Jet Ranger II“, eingetragen als HB-XSL, vom Flughafen Bern-Belp und flog via den Meldepunkt Hotel Echo (HE) Richtung Konolfingen. Auf Anweisung des Experten flog der Pilot in der Folge verschiedene Flugmanöver und führte in der Region Homberg-Buchen eine Aussenlandung sowie mehrere Hanglandungen (*slope-landing*) durch. Anschliessend war eine Autorotationsübung auf eine grossflächige Wiese hin in der Region Heimenschwand vorgesehen (vgl. Abbildung 1), wo der Pilot zuerst eine Rekognoszierung des Landeplatzes durchführte. Danach leitete er auf einer Höhe von rund 4500 ft AMSL¹, d. h. etwa 1500 ft über Grund, die Autorotation ein und führte diese bis zum Schwebeflug durch (*power recovery procedure*), aus dem der Helikopter normalerweise auf den Boden aufgesetzt würde. Da die Abbremsphase (*flare*) und der daraus folgende Schwebeflug des Helikopters etwas zu hoch ausfielen, verlangte der Experte eine Wiederholung der Autorotationsübung. Der Pilot stieg mit der HB-XSL erneut auf die Ausgangshöhe von 4500 ft AMSL und leitete die zweite Autorotation auf den gleichen Zielplatz ein. Einige Meter über dem Boden erhöhte der Pilot die Nicklage des Helikopters, indem er an der zyklischen

¹ AMSL: *Above Mean Sea Level*, über der mittleren Meereshöhe

Blattverstellung (*cyclic*) nach hinten zog und dabei leicht den kollektiven Blattverstellhebel (*collective*) anhub, um die vertikale und horizontale Geschwindigkeit zu verringern. Während dieser Phase nahm die Besatzung plötzlich einen lauten Knall wahr. Praktisch zeitgleich leuchtete die Warnlampe ENG OUT (*engine out*) auf und der damit verbundene akustische Warnton ertönte. Der Helikopter befand sich zu diesem Zeitpunkt noch wenige Meter über dem Boden. Sofort übernahm der Experte die Steuerkontrolle, brachte den Helikopter in eine horizontale Fluglage und landete die HB-XSL auf dem Wiesland im hohen Gras.

Unmittelbar nach der Landung stellte die Besatzung einen Anstieg der Turbinen-Austrittstemperatur (*Turbine Outlet Temperature – TOT*) am entsprechenden Anzeigeelement fest. Den durch den Aufschlag des Helikopters aktivierten automatischen Notsender (*Emergency Locator Transmitter – ELT*) schaltete die Besatzung umgehend aus. Anschliessend zogen sie die Sicherungsautomaten (*Circuit Breaker – CB*) der beiden Treibstoffpumpen (*fuel boost pump*) sowie der Warnleuchten (*caution light*) und schalteten den Batterieauptschalter aus. Danach öffnete der Experte die linke Kabinentür und vergewisserte sich mit einem Blick nach hinten, dass es am Helikopter zu keinem Brand gekommen war. Ausser leichter Rauchentwicklung im Bereich des Triebwerks war nichts zu erkennen. Nachdem der Hauptrotor zum Stillstand gekommen war, stieg die Besatzung unverletzt aus dem Helikopter. Der Experte schloss den Treibstoffhahn (*fuel valve*), koppelte den Bordnetzstecker von der Batterie ab und öffnete anschliessend die Triebwerksverkleidung, wo er einen Schaden am Triebwerk feststellte.

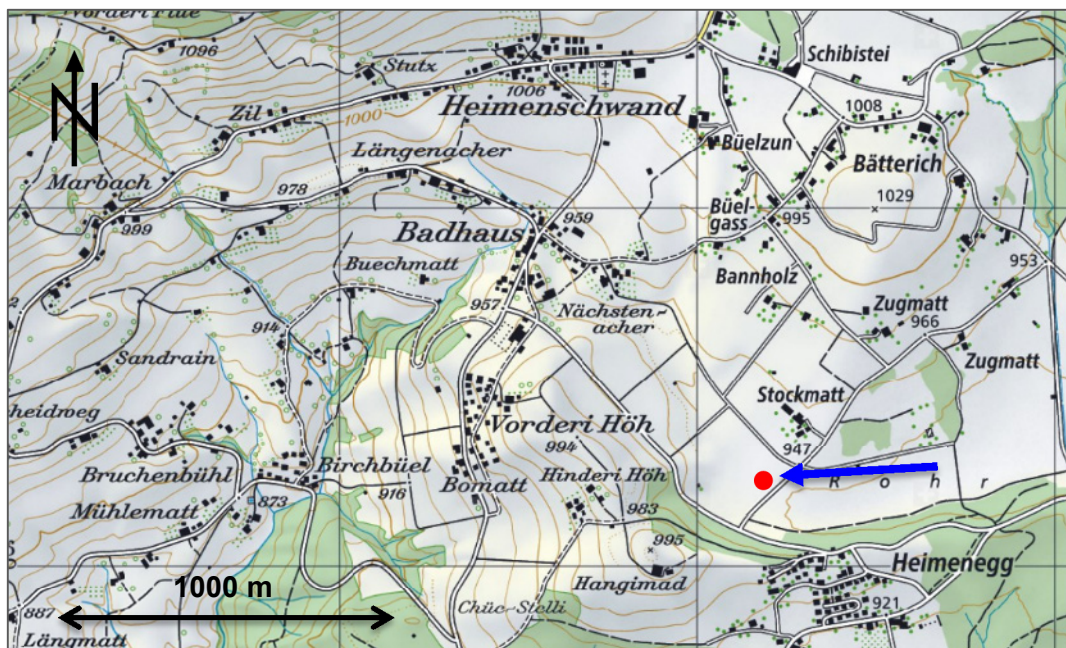


Abbildung 1: Aufsetzpunkt des Helikopters HB-XSL nordwestlich von Heimenegg/BE nach dem Triebwerksausfall (roter Punkt). Der blaue Pfeil zeigt die ungefähre Endanflugrichtung während der Autorotationsübung. Quelle der Basiskarte: Bundesamt für Landestopografie.

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz befand sich zwischen einem Hoch bei den Britischen Inseln und einem Tief über Korsika und Italien.

1.2.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des Unfalls

Das Wetter war trocken. Die Sicht betrug mehr als 10 km. Aus Nordwesten lockerte die Bewölkung auf. Im Mittelland wehte eine schwache Bise. Der lokale bodennahe Wind war schwach und wehte vornehmlich aus Sektor Süd.

Wetter/Wolken	3/8–4/8 um 5300 ft AMSL
Sicht	10 km oder mehr
Wind am Boden	variabel, 2 kt
Temperatur/Taupunkt	16 °C / 10 °C
Luftdruck (QNH)	1017 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ² -Standardatmosphäre)
Gefahren	keine

1.2.3 Astronomische Angaben

Beleuchtungsverhältnisse	Tag	
Sonnenstand	Azimut 248 Grad	Elevation 50 Grad

1.3 Angaben über Landeort und Schäden am Helikopter

1.3.1 Landeort

Der Aufsetzpunkt des Helikopters HB-XSL befand sich neben einer Strasse auf einer grossen Wiese (vgl. Abbildung 1 und Abbildung 2). Das Gelände in diesem Bereich ist relativ flach und war zum Zeitpunkt des Unfalls mit hohem Gras bewachsen. Vom Aufsetzpunkt aus in Flugrichtung befand sich in rund 150 m Entfernung ein Wald.



Abbildung 2: Der im hohen Gras gelandete Helikopter HB-XSL; die Personen im Bild hinter dem Helikopter befanden sich auf der Strasse.

² ICAO: *International Civil Aviation Organisation*, internationale Zivilluftfahrtorganisation

Die Spuren im Gras deuteten darauf hin, dass der Helikopter ohne Vorwärtsgeschwindigkeit auf dem Boden aufsetzte. Eine Bodenberührung mit dem Hecksporn des Helikopters fand nicht statt.

1.3.2 Schäden am Helikopter

In der linken Triebwerksverkleidung der HB-XSL waren mehrere Durchbrüche auf Höhe der Turbine ersichtlich, die durch hinausgeschleuderte Turbinenteile entstanden waren. Die Unterseite eines Hauptrotorblattes war ebenfalls durch weggeschleuderte Turbinenteile beschädigt worden. Das Kufenlandegestell war leicht deformiert. Anderweitige Beschädigungen an der äusseren Helikopterzelle waren keine ersichtlich.

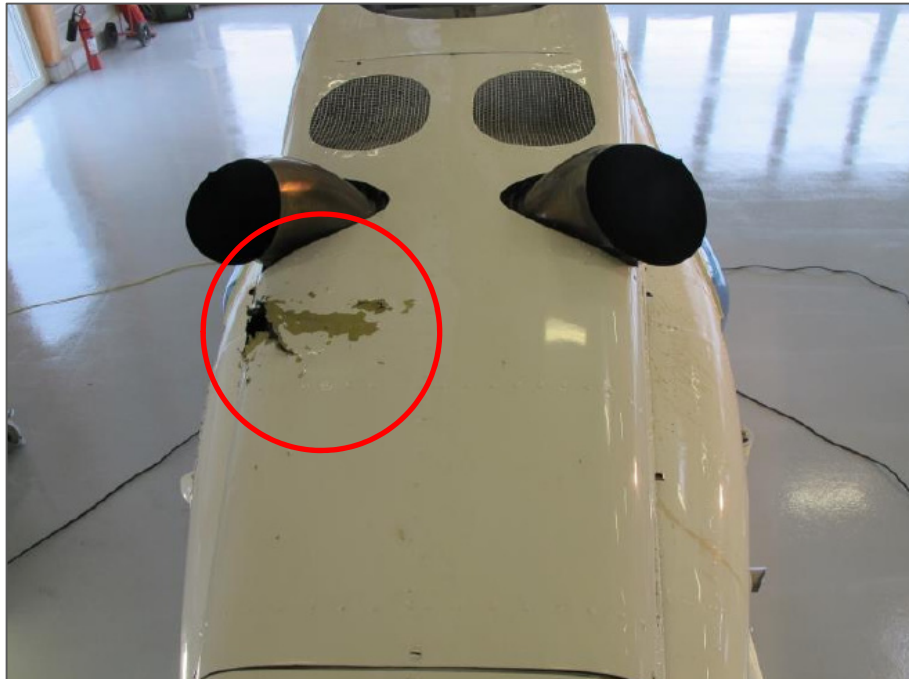


Abbildung 3: Blick in Flugrichtung auf die Zelle der HB-XSL im Bereich des Triebwerkes; in der linken Triebwerksverkleidung sind die Durchbrüche ersichtlich (roter Kreis).

1.4 Angaben zum Luftfahrzeug

1.4.1 Allgemeines

Eintragungszeichen	HB-XSL
Luftfahrzeugmuster	Bell 206B „Jet Ranger II“
Charakteristik	Einmotoriger Mehrzweckhelikopter mit fünf Sitzplätzen und einem halbstarren (<i>semi-rigid</i>) Zweiblatt-Hauptrotorsystem, konventionellem Drehmomentausgleich mit freiliegendem Heckrotor und einem niedrigen Kufenlandegestell ³
Hersteller	Bell Helicopter Textron Inc., Canada
Baujahr	1974
Halter und Eigentümer	Helitrans AG, Postfach, 4030 Basel

³ An diesem Helikoptermuster kann entweder ein niedriges oder ein hohes Kufenlandegestell montiert werden.

Triebwerk	Hersteller: Rolls-Royce Baumuster: Allison M250-C20 Serie-Nr.: CAE 822060
Betriebsstunden	Zelle: 8238 h TSN ⁴ Triebwerk: 8238 h TSN
Höchstzulässige Masse	3200 lb
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Helikopters zum Abflugzeitpunkt in Bern-Belp betrug rund 2716 lb. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>Flight Manual</i> – FM) zulässigen Grenzen.
Technische Einschränkungen	Im technischen Logbuch waren keine offenen Punkte eingetragen.
Ölqualität des Triebwerks	Das Triebwerköl entsprach den Spezifikationen von Mobile Jet Oil 254.

1.4.2 Unterhalt

1.4.2.1 Allgemeines

Die letzte Unterhaltsarbeit am Helikopter HB-XSL wurde am 1. Juni 2016 bei 8226:42 Betriebsstunden mit dem Eintrag „100 hrs. / 6 Month insp. Skid Tube“ bescheinigt. Hierzu liegt kein Arbeitsbericht vor. Die letzte Kontrolle an Zelle und Triebwerk wurde am 24. November 2015 bei 8195:40 Betriebsstunden mit dem Eintrag „100 hrs. / 300 hrs. / 600 hrs. / 12 month / 24 month airframe, 100 hrs. / 300 hrs. / 500 hrs. / 12 month engine insp. i.a.w.“ attestiert. Hierzu existiert ein entsprechender Arbeitsbericht.

1.4.2.2 Triebwerksunterhalt

Das Triebwerk vom Muster Allison M250-C20 war 1974 im neu gebauten Helikopter Bell 206B installiert worden und war bis zum Unfall 8238 Stunden in Betrieb. Die letzte bescheinigte Unterhaltsarbeit am Triebwerk fand am 24. November 2015 bei 8195:40 Betriebsstunden statt. Es handelte sich dabei um eine 100-Stunden-/300-Stunden-/500-Stunden-/Jahreskontrolle. Zwischen dieser Kontrolle und dem Unfall flog die HB-XSL rund 42 Stunden.

Die letzte Überholung des Turbinenmoduls fand bei 6938:48 Betriebsstunden des Triebwerks statt und wurde am 12. Juni 2002 mit dem Eintrag „Turbine Mod O/H inst.“ attestiert.

Das Reinigen des Kompressors wurde in der Arbeitsanweisung vom 24. November 2015 bescheinigt. Der Kompressoreinlass war zum Unfallzeitpunkt stark verschmutzt. Nach der Reinigung des Kompressors und dem Unfall war der Helikopter rund 42 h in Betrieb. Der Hersteller schreibt eine solche Reinigung grundsätzlich alle 100 Betriebsstunden und beim Betrieb in salzhaltiger Luft wie z. B. in Küstenregionen in kürzeren Intervallen vor.

⁴ TSN: *Time Since New*, Betriebszeit seit der Herstellung

1.4.3 Lufttüchtigkeitsanweisungen

1.4.3.1 Allgemeines

Lufttüchtigkeitsanweisungen (LTA) sind Veröffentlichungen der zuständigen Luftfahrtbehörden über Belange der Lufttüchtigkeit und der Instandhaltung von Luftfahrzeugen und Luftfahrzeugteilen. Die LTA enthalten Massnahmen, die in vorgegebener Frist erfüllt werden müssen, um die Lufttüchtigkeit zu gewährleisten, und richten sich an die Halter und die Unterhaltsbetriebe der betroffenen Luftfahrzeuge.

Seit dem 1. Januar 2009 ist der Halter verpflichtet, sich aktiv und regelmässig über neue LTA für Luftfahrzeuge und Luftfahrzeugteile zu informieren.

1.4.3.2 Energieabsorbierender Ring

Die LTA HB-2005-259 mit Inkraftsetzung vom 30. Juni 2005 wurde durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) veröffentlicht. Diese LTA beruht auf der *Airworthiness Directive* (AD) Nr. 2005-10-13 der amerikanischen Flugaufsichtsbehörde (*Federal Aviation Authority – FAA*) und traf auf das in der HB-XSL eingebaute Triebwerk zu.

Die AD wurde aufgrund von Triebwerksausfällen eingeführt, bei denen das Turbinenrad der ersten Stufe (*1st stage turbine wheel*) zerborsten war und in der Folge Teile aus dem Triebwerk geschleudert wurden (*uncontained engine failure*). Gemäss AD wird um das Turbinenrad der ersten Stufe ein energieabsorbierender Ring (*turbine energy absorbing ring*) installiert und damit das Risiko von hinausgeschleuderten Trümmerteilen reduziert, welche die Luftfahrzeugzelle beschädigen und in der Folge zu einem Kontrollverlust des Luftfahrzeuges führen können. Ebenso werden Drittpersonen vor der Gefahr von herausgeschleuderten Teilen geschützt.

Der Triebwerkshersteller schreibt in der AD vor, dass der Einbau des Schutzringes beim nächsten Ausbau der Turbine, jedoch spätestens nach 1750 Stunden seit der Herstellung, der letzten Überholung, der letzten grossen Wartung (*heavy maintenance*) oder der letzten Inspektion der *hot section*, bestehend aus Brennkammer, Turbine und Abgasanlage, und nicht später als bis am 31. Oktober 2011 erfolgen muss.

Die LTA HB-2005-259 wurde durch den für die HB-XSL damals zuständigen Unterhaltsbetrieb in den technischen Akten im Nachweis der Lufttüchtigkeitsanweisungen eingetragen (vgl. Anlage 1). Beim Fälligkeitsintervall war „31. Okt. 11, next O/H⁵“ vermerkt. Unter der Rubrik „ausgeführt am / durch“ waren „25/08/05“ sowie Firmenstempel und Unterschrift eingetragen.

Ab Oktober 2011 bis zum Unfallzeitpunkt wurde die HB-XSL bei einem anderen Unterhaltsbetrieb gewartet. Bei der Übernahme des Helikopters wurde die vorhandene LTA-Liste in eine eigens kreierte und mit „AD Engine BAZL, FAA, EASA“ bezeichnete Excel-Liste übertragen (vgl. Anlage 2). In dieser wurde zur betreffenden LTA folgende Bemerkung ergänzt: „Verlängerung bis next PT⁶ down by Rolls-Royce“.

Diese LTA war bis zum Zeitpunkt des Unfalls nicht ausgeführt worden.

⁵ O/H: *Overhaul*, Überholung/Rekonditionierung

⁶ PT: *Power Turbine*, Arbeitsturbine

1.4.4 Triebwerk

Der Helikopter Bell 206B ist mit einem Zweiwellentriebwerk vom Typ Allison M250-C20 ausgerüstet. Das Triebwerk besteht aus einem Axialkompressor mit einer Endstufe in radialer Bauart sowie einer zweistufigen Arbeitsturbine (*Free Power Turbine* – FPT) und einer zweistufigen Gasgeneratorturbine (*Gas Producer Turbine* – GPT, vgl. Abbildung 4). Die GPT treibt den Kompressor sowie einen Teil des Hilfsgeräteeantriebs (*accessory gearbox*) an. Die FPT treibt das Hauptgetriebe (*gearbox assembly*) und ebenfalls einen Teil der *accessory gearbox* an.

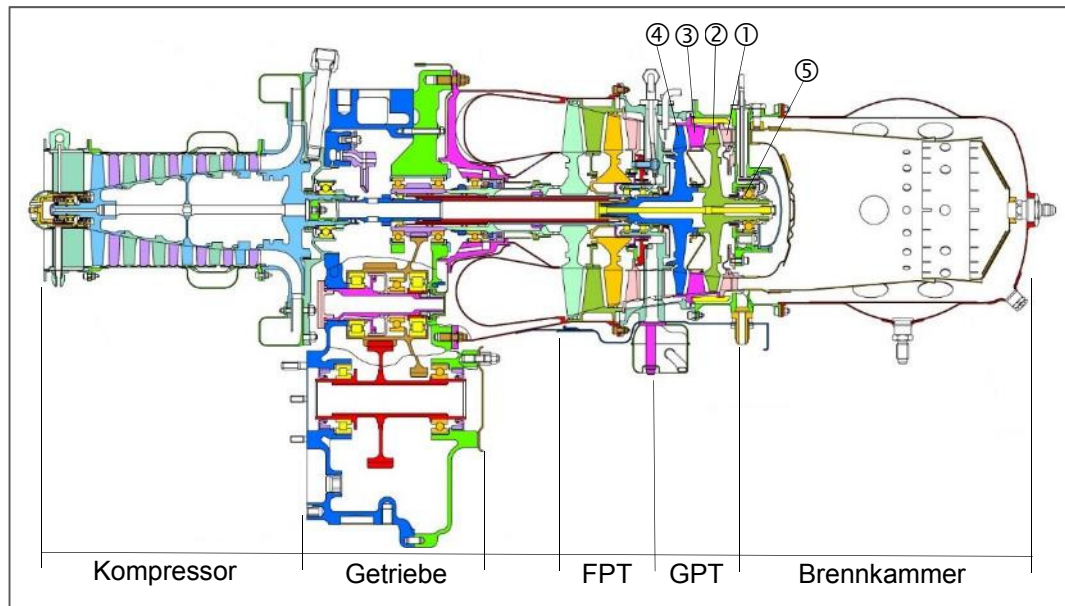


Abbildung 4: Schnittdarstellung eines Triebwerks vom Typ Allison M250-C20: ① GPT Leitschaufeln der ersten Stufe, ② Turbinenrad der ersten Stufe, ③ Leitschaufeln der zweiten Stufe, ④ Turbinenrad der zweiten Stufe und ⑤ GPT-Lager Nr. 8. Abbildung vom Hersteller, angepasst durch die SUST.

Die Drehzahl einer Turbine wird durch den Kraftstofffluss in Abhängigkeit von Drehzahl, Temperatur und Luftdruck geregelt. Als Konsequenz ergibt sich eine mehr oder weniger hohe TOT. Im Normalbetrieb übernimmt die Treibstoffkontroll-einheit (*Fuel Control Unit* – FCU) in Zusammenhang mit dem Drehzahlregler (*Power Turbine Governor* – PTG) diese Regelung. Während des Startvorgangs regelt der Pilot mittels Gasdrehgriff (*twist-grip throttle*) den Kraftstofffluss anhand der TOT-Anzeige. Überschreitungen der TOT-Grenzwerte treten am häufigsten während des Startvorgangs auf.

1.4.5 Aufzeichnungsgeräte

Die HB-XSL war nicht mit einem Datenschreiber ausgerüstet, der Parameter der technischen Systeme des Helikopters aufzeichnet. Dies war nicht vorgeschrieben.

Es wurde weder ein digitales Kartendarstellungsgerät mitgeführt noch war ein Kollisionswarngerät im Helikopter eingebaut.

1.4.6 Anzeigen und Warnungen

Die HB-XSL war mit einem Anzeigeelement für die Turbinen-Austrittstemperatur (vgl. Abbildung 5) mit einer integrierten roten Warnlampe (*warning light*) ausgestattet, die nach einer Überschreitung der zulässigen TOT von 793 °C länger als 10 Sekunden oder von 927 °C länger als 1.5 Sekunden permanent aufleuchtet. Die Warnlampe kann mittels eines Schlüsselschalters zurückgesetzt werden. Solange der Schaltkreis nicht zurückgesetzt ist, leuchtet die Warnlampe, sobald das

elektrische Bordnetz eingeschaltet ist. Gemäss Angaben des zuständigen Unterhaltsbetriebes verfügte dieser über keinen solchen Schlüssel. Es konnte nicht eruiert werden, wer einen solchen Schlüssel besass.

Gemäss den technischen Akten der HB-XSL war vor dem Unfallflug nie eine Überschreitung der maximal zulässigen TOT aufgetreten.

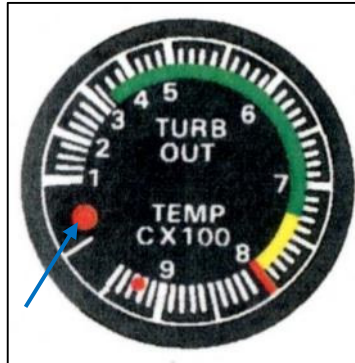


Abbildung 5: Das in der HB-XSL eingebaute TOT-Anzeigeeinstrument enthält auf der linken Seite eine rote Warnlampe (blauer Pfeil), die nach einer Überschreitung des jeweiligen Grenzwertes permanent aufleuchtet.

Bei einer Überschreitung der TOT von 999 °C während des Start- oder Abstellvorgangs, was dem Maximalwert der TOT-Anzeige entspricht resp. von 927 °C während der transienten Leistungsabgabe (*power transient*), muss das Triebwerk nach Angaben des Herstellers aus dem Helikopter ausgebaut und überholt werden.

Nach dem Unfall wurden das TOT-Anzeigeeinstrument und dessen Verkabelung zu den vier Temperatursensoren am Triebwerk gemäss dem im Wartungshandbuch vorgeschriebenen Verfahren geprüft. Das Instrument zeigte korrekte Temperaturwerte an.

1.5 Untersuchung des Triebwerks

1.5.1 Erste Befunde

Die Triebwerkhalterungen (*engine mount*) waren unbeschädigt und das Triebwerk war an der Helikopterzelle richtig montiert. Die Verbindungsgestänge des Drehzahlreglers (*Power Turbine Governor – PTG*) und der Treibstoffkontrolleinheit (*Fuel Control Unit – FCU*) wiesen keine Beschädigungen auf und waren richtig verbaut. Der in die Leerlaufposition (*idle position*) gedrehte Gasdrehgriff (*twist-grip throttle*) war mit dem PTG und der FCU korrekt justiert. Das Luftablassventil (*bleed valve*) war ordnungsgemäss geöffnet und alle Luft-, Treibstoff und Ölleitungsanschlüsse waren festgeschraubt.

Ein Teil des Gasgenerator-Turbinenhalterings (*gas generator turbine support*) war aufgerissen, wodurch ein Teil des beschädigten Turbinenrades der ersten Stufe freigelegt wurde (vgl. Abbildung 6).

Die Kabel der vier TOT-Sensoren waren an zwei Stellen durchtrennt, ebenso die Ölzuleitung zum hinteren Lagersumpf Nr. 8 (*bearing sump*).

Im linken Druckrohr (*discharge tube*) waren Durchschläge auf Höhe des Turbinenlaufrades der ersten Stufe ersichtlich, die durch hinausgeschleuderte Metallteile verursacht wurden. Das Druckrohr war vom äusseren Verbrennungsgehäuse (*Outer Combustion Case – OCC*) verschoben und der Schnapping war lose auf dem Rohr.

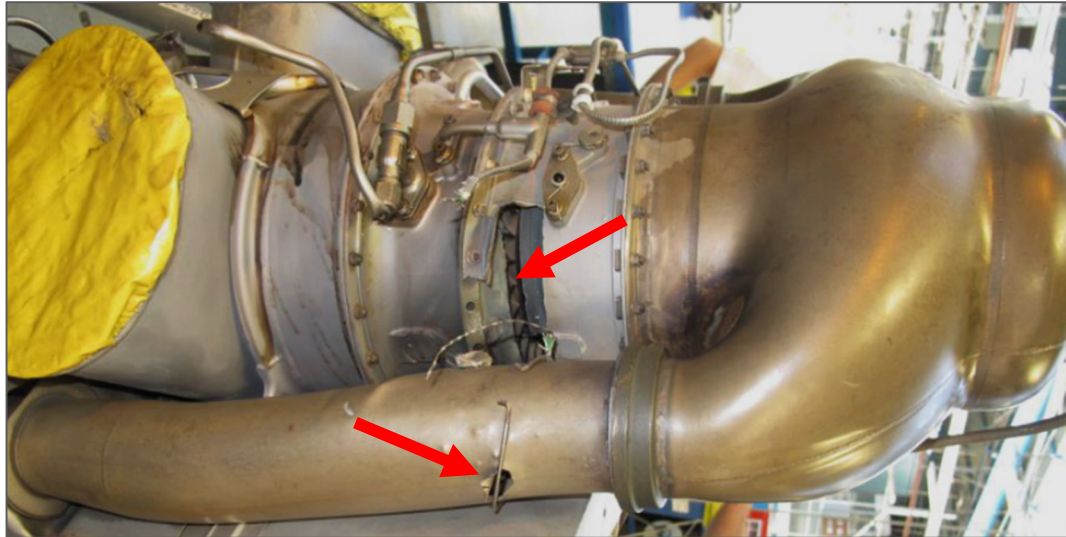


Abbildung 6: Ausgebautes Triebwerk der HB-XSL mit zerstörtem Turbinenmodul und beschädigtem Druckrohr (rote Pfeile)

Im Rücklauffilter des Triebwerköls konnten keine Verunreinigungen festgestellt werden. Das Umgehungsventil (*bypass valve*) war, wie für diesen Betriebszustand vorgesehen, geschlossen.

Bei eingeschaltetem Batterie Hauptschalter leuchtete die Warnleuchte wegen zu hoher TOT auf (vgl. Kapitel 1.4.6).

1.5.2 Vertiefte Untersuchung

1.5.2.1 Kompressor

- Der Kompressoreinlass war stark verschmutzt, zeigte jedoch keine durch Fremdkörper hervorgerufenen Beschädigungen (*Foreign Object Damage – FOD*).
- Das äussere Erscheinungsbild des Kompressormoduls zeigte keine Anomalitäten.
- Nach der Demontage der blockierten Turbine liess sich das Laufrad des Kompressors frei drehen.
- Nach der Teildemontage des Kompressors wurde an diesem keine Beschädigung vorgefunden.
- Das Zahnradgetriebe zum Starter-Generator war durchgehend und korrekt verbunden.

1.5.2.2 Turbine

- Die Temperatursensoren waren unbeschädigt und dunkel verfärbt.
- Die Kupplungen zwischen der Arbeitsturbine (*Free Power Turbine – FPT*) und dem Zahnradgetriebe sowie zwischen Gasgeneratorturbine (*Gas Producer Turbine – GPT*) und Kompressor waren intakt.
- Die Lager drehten einwandfrei; das Lager Nr. 8 war gebrochen.
- Der Turbinen-Verbindungsbolzen war in drei Teile zerbrochen und dessen hinteres Ende hatte die Sumpfabdeckung des Lagers Nr. 8 durchstossen.
- Bei allen Triebwerk-Ölleitungen war ein freier Durchfluss gewährleistet.

- Vom Turbinenrad der ersten Stufe war ein grösseres Segment ausgebrochen, das nicht mehr am Stück vorhanden war (vgl. Abbildung 7).
- Die Schaufeln dieses Turbinenrades waren grösstenteils abgebrochen und die Gasaustrittsseite war auffällig dunkel verfärbt.



Abbildung 7: Gasaustrittsseite des Turbinenrades der ersten Stufe

- Die Leitschaufeln der ersten und der zweiten Turbinenstufe (vgl. Abbildung 8 und Abbildung 9) waren durch die Trümmerteile des zerborstenen Turbinenrades der ersten Stufe stark beschädigt worden.

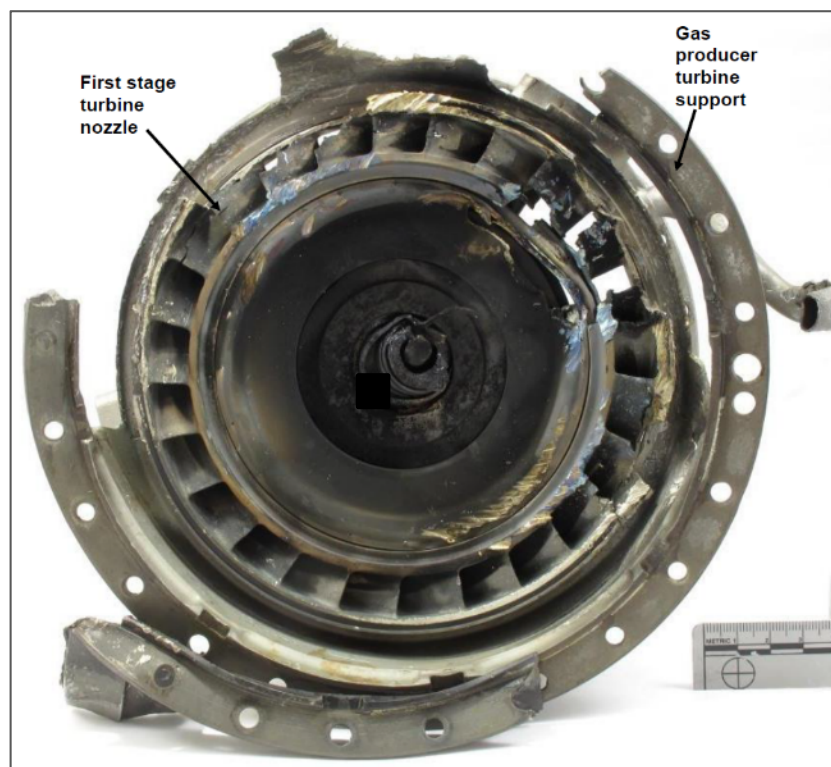


Abbildung 8: Gaseintrittsseite der Leitschaufeln der ersten Turbinenstufe (*first stage turbine nozzle*) mit Gasgenerator-Turbinenhaltering (*gas producer turbine support*)

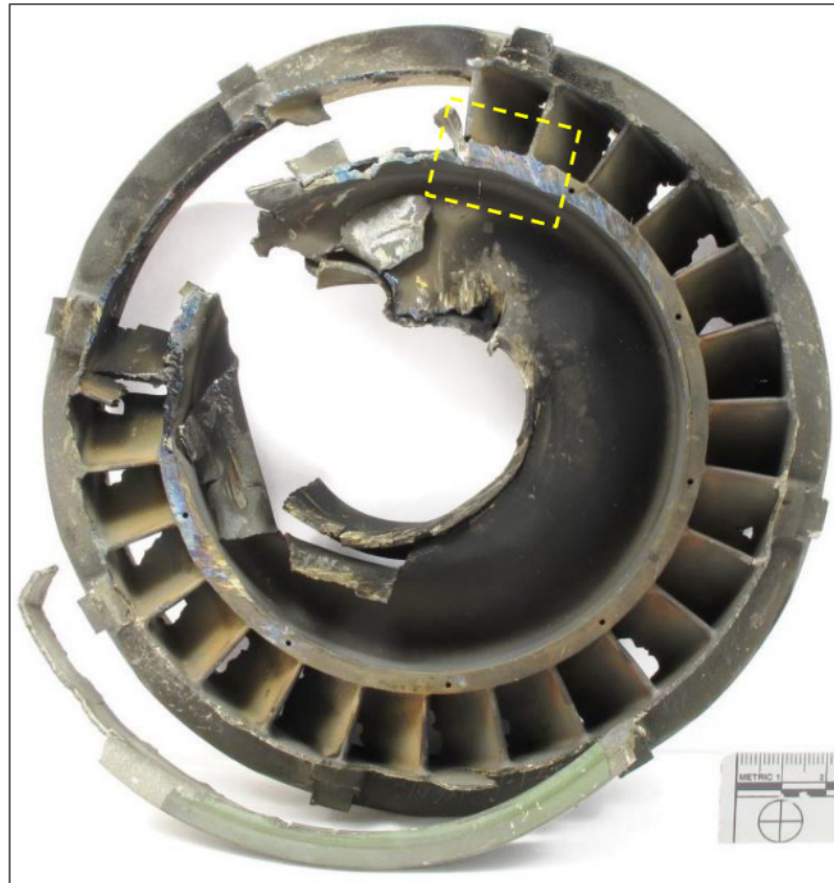


Abbildung 9: Gaseintrittsseite der Leitschaufeln (*turbine nozzle*) der zweiten Turbinenstufe

- An den Schaufeln (*airfoils*) des Turbinenrades der zweiten Stufe sowie den Turbinenrädern und Leitschaufeln der dritten und vierten Stufe waren unterschiedliche Beschädigungen von mechanischen Einwirkungen vorhanden.
- Um die erste Turbinenstufe war kein energieabsorbierender Ring (*energy absorbing ring*) montiert (vgl. Kapitel 1.4.3).

1.5.2.3 Brennkammer

Die Brennkammer zeigte ein normales Erscheinungsbild.

1.5.2.4 Reduktionsgetriebe

- Am Getriebemodul konnten äusserlich keinerlei Beschädigungen festgestellt werden.
- Der obere und der untere Chip-Detektor (*magnetic-chip-detector plug*) des Getriebes waren sauber und frei von Metallpartikeln.
- Das Zahnradgetriebe drehte frei und war durchgehend mit den Hilfsgeräten (*accessory*) und dem Leistungsausganggetriebe (*power output drive gear*) verbunden.

1.5.2.5 Treibstoffsystem

Die Treibstoffkontrolleinheit (*Fuel Control Unit – FCU*) wurde auf einer Testbank geprüft. Dabei wurde festgestellt, dass mehrere Werte ausserhalb der vorgegebenen Grenzwerte lagen. Diese Abweichungen waren jedoch gering und standen nicht in kausalem Zusammenhang mit dem Zerbersten des Turbinenrades.

Die geprüfte Treibstoffdüse entsprach den Spezifikationen betreffend Durchfluss abhängig vom Druck. Bei allen Prüfpunkten konnten Streifen verschiedener Treibstoffmengen festgestellt werden. Dies hatte jedoch keinen Einfluss auf den Ausfall der Turbine.

1.5.3 Metallkundliche Untersuchung

Das Turbinenrad der ersten Stufe sowie der nicht rotierende Leitschaufelkranz der zweiten Stufe wurden im Labor eingehend untersucht. Dabei konnten folgende Befunde gemacht werden:

- Ein Segment des Turbinenrades, bestehend aus Radkranz, Steg und 13 Schaufeln, wurde vom Rad abgerissen. Der Riss begann infolge thermischer Ermüdung am Radkranz und weitete sich als interdendritischer Bruch⁷ radial nach innen aus. Diese Schädigung war ursächlich für den nachfolgenden, segmentartigen Gewaltbruch des Rades. Bei den Beschädigungen der Bruchfläche auf der dem Rissanfang gegenüberliegenden Seite handelte es sich um Folgeschäden. Der Wellenstummel brach infolge der Überlastung des Turbinenrades, dabei wurden alle Laufschaufeln abgebrochen.
- Bei der Untersuchung des beschädigten Turbinenradkranzes mit Hilfe des fluoreszierenden Eindringprüfverfahrens konnten Risse an weiteren vier Stellen auf den Aussenseiten des Radkranzes im Bereich der Gaseintritts- und der Gasaustrittsseite nachgewiesen werden.
- Das Mikrogefüge des Turbinenrades der ersten Stufe wies wiedergelöste Gamma-Strich-Kristalle⁸ und am Schaufelende sowie an der Austrittskante der beiden längsten am Turbinenrad noch vorhandenen Schaufelreststücken ausgeschiedene feine Gamma-Strich-Kristalle auf. Daraus ergibt sich, dass die Schaufeln mindestens einmal mit Temperaturen von über 1150 °C belastet wurden.
- Der Leitschaufelkranz der zweiten Stufe, bestehend aus dem inneren und äusseren Band, der Blende sowie den Schaufeln, wurde durch das Versagen des Turbinenrades der ersten Stufe stark beschädigt. Am Leitschaufelkranz wurden auch an den Eintrittskanten von zwei benachbarten Schaufeln quer verlaufende Risse vorgefunden. Ein Riss erstreckte sich ungefähr 0.85 cm quer durch das Schaufelprofil, der andere, radiale Riss verlief ausgehend vom Querriß etwa 1.42 cm nach innen durch das innere Schaufelband und in die Blende. Die Schaufel wies einen Gewaltbruch infolge Zugbeanspruchung auf und der äussere Teil des inneren Schaufelbandes zeigte eine stark oxydierte Oberfläche mit interdendritischer Charakteristik. Der radiale Bruch verlief infolge Ermüdung nach innen durch das innere Schaufelband in die Blende und endete als Gewaltbruch.
- Die Zusammensetzung des Werkstoffes des Turbinenrades der ersten Stufe sowie des Werkstoffes des Leitschaufelkranzes der zweiten Stufe entsprach den Spezifikationen.
- Die Beschädigungen an den anderen beurteilten Komponenten entstanden als Folge des Versagens des Turbinenrades der ersten Stufe.
- Im Bereich des Ermüdungsrisse des Turbinenrades wurden eine Verarmung der Legierung und eine Korrosion der Bruchfläche festgestellt.

⁷ Ein interdendritischer Bruch ist ein verästelter Bruch entlang der Kristallstruktur.

⁸ Gamma-Strich-Kristalle werden durch eine klar definierte Wärmebehandlung gebildet und erhöhen beim Material vor allem die Festigkeit und das Kriechverhalten bei hohen Temperaturen.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Datenaufzeichnungsgeräte

Da der Helikopter nicht mit einem Triebwerkdatenschreiber ausgerüstet war, standen für die Sicherheitsuntersuchung keine diesbezüglichen Informationen zur Verfügung. Dadurch konnten keine Angaben über den Betrieb des Triebwerks gemacht werden.

Die Untersuchung des vorliegenden Unfalles zeigte, wie wertvoll solche Datenaufzeichnungen für den Betrieb und den Unterhalt eines Luftfahrzeuges sein können. Eine regelmässige Auswertung der Daten würde unter anderem Grenzwertüberschreitungen, wie im vorliegenden Fall der Turbinen-Austrittstemperatur, zeigen, und die entsprechend notwendigen Wartungsarbeiten könnten zeitnah durchgeführt werden.

2.1.2 Turbine

2.1.2.1 Allgemeines

Im Betrieb werden Turbinenräder von Gasturbinen mechanisch und thermisch sehr hoch beansprucht und müssen diesen zyklisch-thermischen und mechanischen Belastungen bei hohen Betriebstemperaturen standhalten. Das thermisch am stärksten belastete Turbinenrad ist dabei dasjenige der ersten Stufe.

Turbinenräder von Gasturbinen werden in der Regel aus Hochleistungslegierungen hergestellt, die solch hohen Beanspruchungen gerecht werden. Die Eigenschaften von Hochleistungslegierungen basieren nicht nur auf der chemischen Zusammensetzung des Materials, sondern werden unter anderem auch durch klar definierten Wärmebehandlungsprozessen erreicht. Als Folge dieser Wärmebehandlungen verändert sich die Mikrostruktur des Gefüges, aus der sich die Materialeigenschaften wie Festigkeit, Rissanfälligkeit, Ermüdungsverhalten u. a. m. ergeben.

Solange ein Bauteil eine bestimmte Grenztemperatur nicht überschreitet, bleiben Mikrostruktur des Gefüges und Materialeigenschaften erhalten. Bei einem Überschreiten dieses Grenzwertes verändert sich die Mikrostruktur des Gefüges und es gehen wichtige Materialeigenschaften verloren.

Mit einer Gefügeuntersuchung kann beurteilt werden, ob bei einem Bauteil während der Einsatzzeit diese Grenztemperatur ein- beziehungsweise mehrmalig überschritten wurde. Ausserdem lässt sich anhand des Gefügebildes erkennen, welchen Temperaturen das Bauteil über eine gewisse Zeitspanne ausgesetzt war.

2.1.2.2 Metallkundliche Untersuchungen

Das auseinandergebrochene Turbinenrad der ersten Stufe besteht aus einer Hochleistungslegierung auf der Basis von Nickel. Die Untersuchung der Mikrostruktur des Gefüges hat ergeben, dass die Turbine einige Zeit vor dem Ereignis mindestens einmal thermisch überlastet worden war. Aus der Gefügeuntersuchung kann geschlossen werden, dass der äussere Bereich und die Austrittskanten der Schaufeln des Turbinenrades der ersten Stufe mit einer Temperatur von mindestens 1150 °C belastet worden war, die deutlich über der maximal zulässigen TOT des Herstellers lag (vgl. Kapitel 1.4.6). Durch diese Übertemperatur wurden die Materialeigenschaften verändert und namentlich die Festigkeit reduziert, so dass es zur Bildung von Anrissen infolge thermischer Ermüdung kam.

Im Bereich des Rissbeginns war die Bruchfläche in radialer Richtung gesehen von aussen nach innen bis auf eine Tiefe von 18 mm oxydiert. Aus dieser Oxydation

kann eindeutig geschlossen werden, dass der Riss vor längerer Zeit entstanden ist und im Zusammenhang mit einer Übertemperatur steht. Die vorgefundene Verarmung der Legierung beim Rissanfang wie auch die beim untersuchten Gefüge ausgeschiedenen feinen Gamma-Strich-Kristalle bestätigen diese Schlussfolgerung.

Der Ausfall des Triebwerks ist auf ein Auseinanderbrechen des Turbinenrades der ersten Stufe aufgrund der besagten Rissbildung infolge einer früheren, ein- oder mehrmaligen thermischen Überlastung zurückzuführen.

Der Leitschaufelkranz der zweiten Stufe wurde durch Teile des auseinanderbrechenden Turbinenrades der ersten Stufe stark beschädigt. Die ausgeprägten Oxydationsschäden auf dem Leitschaufelkranz sowie die vorgefundenen Ermüdungsrisse wurden durch die nachgewiesene Übertemperatur verursacht. Die Schäden am Leitschaufelkranz waren für das Versagen des Triebwerks nicht ursächlich.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Besatzung

Die Besatzung wurde durch den plötzlichen Triebwerksausfall in der Endphase der Autorotation überrascht. Vorgängige Anzeichen für eine mögliche Triebwerkstörung gab es für die Besatzung keine. Die Vorschädigung des Turbinenrades war derart, dass das Triebwerk jederzeit, auch in einer ungünstigeren Flugphase, hätte ausfallen können. Die unverzügliche Übernahme der Steuerführung des Helikopters durch den Experten war situationsgerecht.

Beide Autorotationsübungen wurden aus derselben Ausgangslage und auf den gleichen Landepunkt durchgeführt. Somit waren der Besatzung bei der zweiten Autorotationsübung die Einteilung des Landeanfluges sowie die weiteren äusseren Rahmenbedingungen wie z. B. der Bodenwind bereits bekannt, was die sichere Landung nach dem Triebwerksausfall begünstigt hat.

Die durch den Experten getroffenen Massnahmen nach dem Aufsetzen am Boden waren korrekt und sicherheitsbewusst.

2.2.2 Unterhaltsarbeiten

Gemäss den technischen Akten wurde die Reinigung des Kompressors bei der Kontrolle vom 24. November 2015 bescheinigt. Seither war der Helikopter rund 42 Stunden in Betrieb. Zum Unfallzeitpunkt war der Kompressoreinlass stark verschmutzt, woraus mit grosser Wahrscheinlichkeit geschlossen werden kann, dass dieser bei der letzten Kontrolle nicht gereinigt worden war.

Die Untersuchungen zeigten, dass die maximal zulässige Turbinen-Austrittstemperatur (*Turbine Outlet Temperature* – TOT) mindestens einmalig überschritten worden war und die rote Warnlampe in der Folge permanent aufgeleuchtet haben musste (vgl. Kapitel 2.1.2). Der Zeitpunkt dieser Überschreitungen der TOT liess sich aus der metallkundlichen Untersuchung nicht eruieren.

In den technischen Akten fanden sich keine Einträge zu einer Überschreitung der TOT resp. zum Zurücksetzen der permanent leuchtenden Warnlampe mit Hilfe des Schlüsselschalters. Aufgrund der Untersuchungsergebnisse lässt es sich nicht anders erklären, als dass die permanent leuchtende Warnlampe nach der festgestellten Temperaturüberschreitung mit Hilfe des Schlüsselschalters zurückgesetzt worden sein musste. In der Folge wurden die gemäss Hersteller erforderlichen Massnahmen, die bei einer Überschreitung der TOT vorgeschrieben sind, nie ausgeführt.

Gemäss der Lufttüchtigkeitsanweisung (LTA) HB-2005-259 musste ein energieabsorbierender Ring (*energy absorbing ring*) um das Turbinenrad der ersten Stufe montiert werden. Zum Unfallzeitpunkt war am Triebwerk der HB-XSL kein solcher Ring montiert, weshalb der Helikopter seit dem 31. Oktober 2011 nicht lufttüchtig war, was von der SUST als risikoreich erkannt wurde (*factor to risk*).

In den technischen Akten war die Ausführung dieser LTA mit Datum vom 28. Mai 2005 in der entsprechenden LTA-Liste bescheinigt worden (vgl. Kapitel 1.4.3.2). Dieser Eintrag war fehlerhaft, da das Ausführungsdatum vom Unterhaltsbetrieb erst nach der Ausführung hätte eingetragen werden dürfen, was von der SUST ebenfalls als risikoreich erkannt wurde (*factor to risk*).

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Besatzung

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

3.1.2 Flugverlauf

- Um 15:50 Uhr startete die Besatzung mit dem Helikopter HB-XSL und flog via den Meldepunkt Hotel Echo (HE) Richtung Konolfingen.
- Während des Überprüfungsfluges (*proficiency check*) war eine Autorotationsübung auf einer grossflächigen Wiese in der Region Heimenschwand vorgesehen.
- Die Besatzung führte vor Beginn der Autorotationsübung eine Rekognoszierung des Zielplatzes durch.
- Danach leitete der Pilot die Autorotation auf einer Höhe von rund 4500 ft AMSL ein und führte diese bis zum Schwebeflug über dem Boden zu Ende.
- In der Folge führte er eine zweite Autorotation aus derselben Ausgangshöhe auf den Zielplatz aus.
- Einige Meter über dem Boden leitete der Pilot den *flare* ein, um die vertikale und horizontale Geschwindigkeit abzubauen.
- Während dieser Phase nahm die Besatzung plötzlich einen lauten Knall wahr.
- Zum praktisch selben Zeitpunkt leuchtete die Warnlampe ENG OUT (*engine out*) auf und der akustische Warnton ertönte.
- Der Experte übernahm sofort die Steuerführung und konnte den Helikopter in die horizontale Lage bringen und auf dem Boden Aufsetzen.
- Die beiden Insassen blieben unverletzt.

3.1.3 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Helikopters befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch zulässigen Grenzen.
- Die letzte Überholung des Turbinenmoduls fand bei 6938:48 Betriebsstunden des Triebwerks statt. Der Wiedereinbau im Triebwerk wurde am 12. Juni 2002 bescheinigt.
- Die letzte bescheinigte Unterhaltsarbeit am Triebwerk fand am 24. November 2015 bei 8195:40 Betriebsstunden statt.
- Die letzte bescheinigte Unterhaltsarbeit am Helikopter wurde am 1. Juni 2016 bei 8226:42 Betriebsstunden durchgeführt.
- Die letzte Reinigung des Kompressors wurde im Arbeitsauftrag vom 24. November 2015 bescheinigt. Der Kompressoreinlass war zum Unfallzeitpunkt nach rund 42 h Betriebszeit stark verschmutzt.

- Der Helikopter war zum Zeitpunkt des Unfalls nicht lufttüchtig, weil die Lufttüchtigkeitsanweisung HB-2005-259 (*1st stage turbine wheel – turbine energy absorbing ring*) mit Inkraftsetzung vom 30. Juni 2005 nicht ausgeführt war.
- Nach dem Ereignis leuchtete bei eingeschaltetem Batterie Hauptschalter die Warnleuchte wegen zu hoher Turbinenausstrittstemperatur (*Turbine Outlet Temperature – TOT*).
- Das Turbinenrad der ersten Stufe brach infolge einer thermischen Überlastung mit nachfolgender Rissbildung auseinander.
- Aus der metallkundlichen Untersuchung kann eindeutig geschlossen werden, dass der Riss vor längerer Zeit entstanden ist und im Zusammenhang mit einer Übertemperatur steht.
- Aufgrund des zerborstenen Turbinenrades der ersten Stufe wurde das Triebwerk stark beschädigt.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Die Wetterverhältnisse hatten keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

3.2 Ursachen

Der Unfall, bei dem während einer Autorotationsübung das Triebwerk ausfiel, ist auf das Zerbersten des Turbinenrades der ersten Stufe zurückzuführen.

Die folgenden Faktoren wurden als direkt kausal für den Unfall ermittelt:

- Das Triebwerk war zu einem früheren Zeitpunkt mindestens einmal thermisch überlastet worden.
- Die vom Hersteller geforderten Massnahmen nach einer thermischen Überlastung wurden nicht ausgeführt.

Die folgenden Faktoren wurden weder als ursächlich noch als direkt beitragend, aber als risikoreich erkannt (*factors to risk*):

- Nichtausführen einer fälligen Lufttüchtigkeitsanweisung;
- Die Einträge in den technischen Akten entsprachen in einigen sicherheitsrelevanten Punkten nicht dem aktuellen technischen Zustand des Helikopters.

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

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

Bern, 12. Dezember 2017

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle