

Untersuchungsbericht

Unfall mit dem Hubschrauber der Type Sokol W-3A,
am 14.01.2019, um ca. 11:34 Uhr UTC am Bürglkopf,
Gemeinde Fieberbrunn, A-6391, Tirol,
GZ.: 2021-0.905.481

Inhalt

Vorwort	5
Hinweis	6
Einleitung	7
Kurzdarstellung.....	8
1 Tatsachenermittlung	9
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	9
1.1.1 Flugvorbereitung.....	10
1.2 Personenschäden	11
1.3 Schaden am Luftfahrzeug.....	11
1.4 Andere Schäden	11
1.5 Besatzung	11
1.5.1 Pilot/in	11
1.6 Luftfahrzeug.....	12
1.6.1 Bord Dokumente.....	13
1.6.2 Luftfahrzeug Wartung	14
1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges	14
1.6.4 Ermittlung der Flugleistungsklasse und Flugleistungsberechnung.....	17
1.6.5 Einschränkungen gemäß Rotor Flight Manual AE 30.04.20.0.....	20
1.7 Flugwetter	21
1.7.1 Flugwetterübersicht, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	21
1.7.2 TAF, METAR Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	22
1.7.3 Autometar	23
1.7.4 Wind Temperatur Chart (W/T Chart)	24
1.7.5 Low-Level Significant Chart.....	25
1.8 Flugschreiber und andere Aufzeichnungsgeräte	25
1.8.1 ELT	25
1.8.2 Flugdatenschreiber.....	26
1.8.3 CVR	26

1.8.4 Videoaufzeichnung.....	27
1.9 Angaben über Wrack und Aufprall.....	27
1.9.1 Unfallort.....	27
1.9.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile	28
1.9.3 Cockpit und Instrumente	31
1.10 Medizinische Angaben.....	31
1.11 Überlebensaspekte.....	31
1.11.1 Evakuierung	31
1.12 Weiterführende Untersuchungen.....	32
1.12.1 Technische Untersuchung	32
1.12.2 Kraftstoffuntersuchung.....	33
1.12.3 Audio Spektrum Analyse	34
1.12.4 Ergebnis der Triebwerksuntersuchung.....	36
1.12.5 Beschreibung des Eisverhütungssystems am Triebwerk	44
1.12.6 Hauptrotor und Heckrotorblatt Enteisungssystem.....	47
2 Auswertung.....	49
2.1 Flugbetrieb.....	49
2.1.1 Flugverlauf.....	49
2.1.2 Besatzung	50
2.2 Luftfahrzeug.....	51
2.2.1 Masse und Schwerpunkt.....	51
2.2.2 Berechnung der Flugleistung HOG _E und HIG _E mit einem Triebwerk (OEI).....	51
2.2.3 Luftfahrzeug Wartung	52
2.2.4 Lebenslaufakte rechtes Triebwerk Engine 2	53
2.2.5 Audio Spektrum Analyse, Cockpit-Voice-Recorder und Video Aufzeichnung	53
2.2.6 Kraftstoffuntersuchung	53
2.3 Flugwetter	54
2.4 Zusammenfassung.....	54
3 Schlussfolgerungen	55

3.1 Befunde	55
3.2 Wahrscheinliche Ursachen.....	56
3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren	56
4 Sicherheitsempfehlungen.....	57
5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren	58
Tabellenverzeichnis.....	59
Abbildungsverzeichnis	60
Verzeichnis der Regelwerke.....	61
Abkürzungen	62
Impressum	65

Vorwort

Die Sicherheitsuntersuchung erfolgt in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 und dem Unfalluntersuchungsgesetz, BGBl. I Nr. 123/2005 idgF.

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle oder Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen.

Wenn nicht anders angegeben sind Sicherheitsempfehlungen an jene Stellen gerichtet, welche die Sicherheitsempfehlungen in geeignete Maßnahmen umsetzen können. Die Entscheidung über die Umsetzung von Sicherheitsempfehlungen liegt bei diesen Stellen.

Zur Wahrung der Anonymität aller an dem Unfall, schweren Störung oder Störung beteiligten natürlichen oder juristischen Personen unterliegt der Untersuchungsbericht inhaltlichen Einschränkungen.

Alle in diesem Bericht angegebenen Zeiten sind in UTC angegeben (Lokalzeit = UTC + 1 Stunden).

Hinweis

Auszugsweiser Ausdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt. Verordnung (EU)Nr.996/2010 Art. 5

Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung. Verordnung (EU)Nr.996/2010 Art. 2.

Hinweis zu abgebildeten Personen:

Auf in diesem Bericht eingebundenen Darstellungen der Gegenstände und Örtlichkeiten (Fotos) sind eventuell unbeteiligte, unfallerhebende oder organisatorisch tätige Personen und Einsatzkräfte zu sehen und gegebenenfalls anonymisiert. Da die Farben der Kleidung dieser Personen (z.B. Leuchtfarben von Warnwesten) möglicherweise von der Aussage der Darstellungen ablenken können, wurden diese bei Bedarf digital retuschiert (z.B. ausgegraut).

Einleitung

Luftfahrzeughalter:	Unternehmen
Betriebsart:	Arbeitsflug
Flugzeughersteller:	PZL-Swidnik
Musterbezeichnung:	Sokol W-3A
Luftfahrzeugart:	Hubschrauber
Staatszugehörigkeit:	Österreich
Unfallort:	6391 Fieberbrunn, Bürglkopf, Trixlegg 12
Koordinaten (WGS84):	N47°26'17'' E 012°35'45''
Ortshöhe über dem Meer:	ca. 1260m
Datum und Zeitpunkt:	14.01.2019, um ca.11:34 Uhr

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Verkehrsbereich Zivilluftfahrt wurde am 14. Jänner 2019 um ca. 13:00 Uhr von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß Art. 5 Abs. 1 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde eine Sicherheitsuntersuchung des Unfalles eingeleitet.

Gemäß Art. 9 Abs. 2 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurden die beteiligten Staaten über den Unfall unterrichtet:

Herstellerstaat:	Polen
Entwurfsstaat:	Polen
Betreiberstaat:	Österreich
Eintragungsstaat:	Osterreich
Halterstaat:	Österreich

Kurzdarstellung

Aufgrund der enormen Schneefälle wurde eine sicherheitstechnische Kontrolle der Hochspannungsversorgungsleitung mit dem Hubschrauber Type Sokol W-3A durchgeführt.

Kurz vor dem Leitungsende kam es zu einem plötzlichen Leistungsverlust, welcher nicht mehr kompensiert werden konnte. In Folge wurde eine Notlandung im Raum Bürglkopf durchgeführt. Dabei kam es am Aufsetzpunkt zu einer Berührung der Hauptrotorblätter mit einer links von der Hubschrauberlängsachse stehenden Birke. Dadurch wurden die Hauptrotorblätter beschädigt. Teile der abgetrennten davonfliegenden Hauptrotorblätter beschädigten den Heckrotor. Der Hubschrauber wurde zum Stillstand gebracht.

1 Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen vom Piloten, des Passagiers, des Flughelfers und der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wie folgt rekonstruiert:

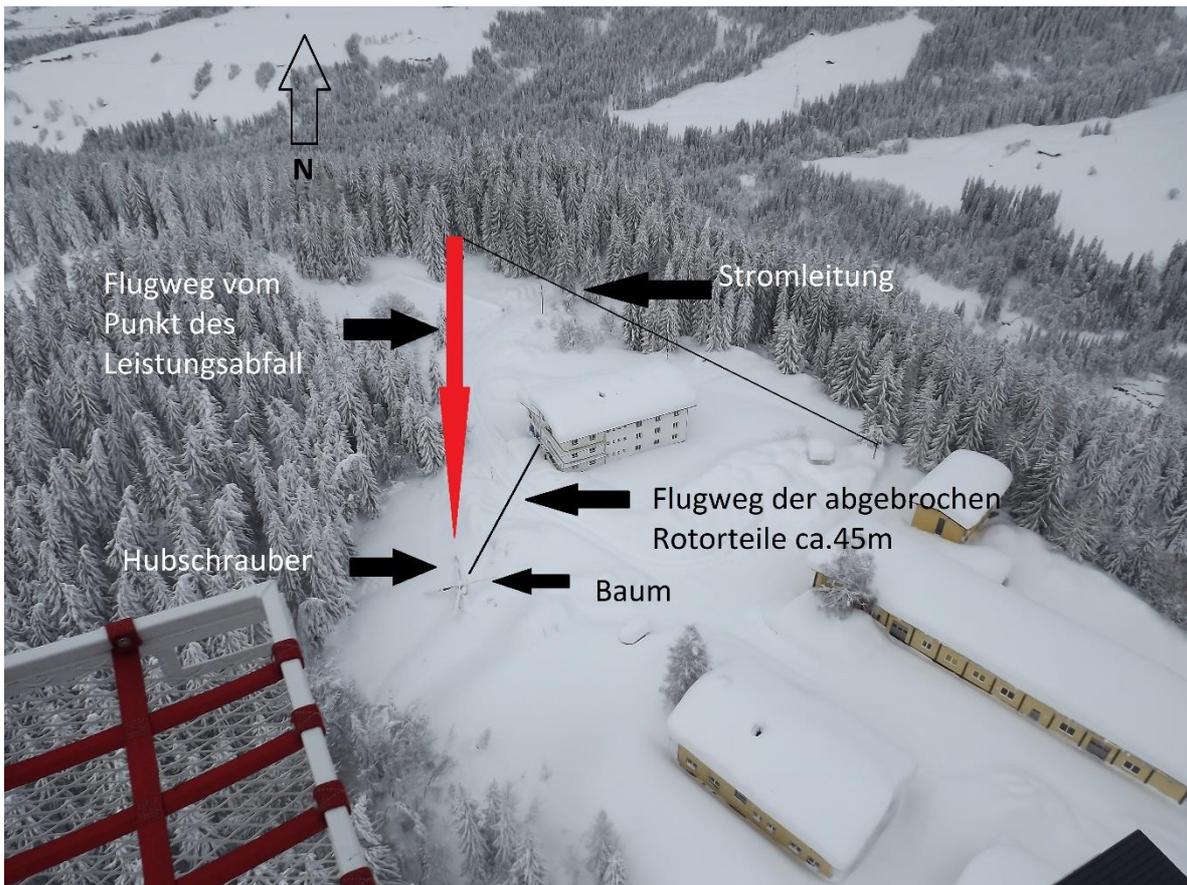
Auf Grund der enormen Schneefälle beabsichtigte ein Stromnetzbetreiber eine sicherheitstechnische Kontrolle der Hochspannungsversorgungsleitungen aus der Luft im Bereich Fieberbrunn Eiserne Hand-Bürglkopf durchzuführen. Des Weiteren sollten die seitlichen Bäume vom Schnee befreit werden. Dazu wurde am 14. Jänner 2019 um 07:30 Uhr mit dem Hubschrauberunternehmen Verbindung aufgenommen. Es wurde ein Treffpunkt am 14. Jänner 2019 um ca. 09:20 Uhr am Hubschrauberstützpunkt vereinbart. In der Zwischenzeit wurde der Hubschrauber auf eine Gesamtmenge von ca. 1600 Liter Jet A-1 aufgetankt. Im Rahmen der Vorflugkontrolle wurde der Hubschrauber „Gedrained“, dabei wurden keine Fremdstoffe wie Wasser oder andere Verschmutzungen festgestellt. Der letzte Flug fand am 12. Jänner 2019 statt. Der Hubschrauber stand seit dem letzten Flug im beheizten Zelthangar. Der Pilot holte das Flugwetter über sein Handy ein, ein ATC Flugplan wurde nicht aufgegeben. Um ca. 10:35 Uhr hob der Hubschrauber vom Hubschrauberstützpunkt ab. Der Pilot aktivierte das „ENG & EAPS ANTI-ICE“ System sowie die Haupt- und Heckrotorblatt Enteisung im Manual Mode. Der Start verlief planmäßig und ohne Komplikationen. Rechts neben dem Piloten saß der zuständige Mitarbeiter des Stromnetzbetreibers, dieser wurde vom Piloten vor dem Flug „gebrieft“. Hinter dem Piloten saß der Flughelfer.

Der Flugverlauf führte über St. Johann in Tirol nach Fieberbrunn und von dort zur Eisernen Hand. Von dort weg führte der Weg weiter Tal einwärts rechts neben der Stromleitungstrasse entlang. Dabei flog der Hubschrauber ca. 15 – 20 m über den Baumwipfeln. In weiterer Folge flog der Hubschrauber in Richtung Bürglkopf rechts entlang der Stromleitungen, drehte am Ende ab und flog wieder zum Knotenpunkt zurück. Danach flog er die linke Seite der Stromleitungen ab, um diese vom Schnee zu befreien.

Kurz nach Erreichen des Almgasthofs bemerkte der Pilot einen abrupten Leistungsabfall des Hubschraubers. Er konnte die Höhe nicht mehr halten, richtete daraufhin die Nase des Hubschraubers nach rechts aus und nahm mit dem Stick Vorwärtsfahrt auf, um die spätere Notlandefläche erreichen zu können. Dabei hatte der Hubschrauber eine hohe Sinkrate. Der Pilot entschloss sich, auf der westlichen Seite des Almgasthofes zu landen. Beim Aufsetzen des

Hubschraubers um ca. 11:34 Uhr berührte er mit den Rotorblättern einen links stehenden Baum. Dabei wurden die Hauptrotorblätter beschädigt. Der Pilot brachte den Hubschrauber zum Stillstand, indem er die Leistungshebel sofort auf „0“ stellte und somit die Treibstoffversorgung unterbrach. Dabei benutzte er keine Rotorbremse. Der Rotor blieb in weiterer Folge selbstständig stehen. Der Pilot deaktivierte alle elektrischen Schalter und verließ mit der Besatzung den Hubschrauber. Der ELT wurde bei dieser Notlandung nicht ausgelöst.

Abbildung 1: Übersichtsaufnahme Notlandeplatz



Quelle : Betreiber / SUB

1.1.1 Flugvorbereitung

Die gemäß EU VO 923/2012 Anhang SERA.2010/b idgF. erforderliche Flugvorbereitung sowie die gem. Operation Handbook / Specialized Operations Handbook des Unternehmens geforderten Vorbereitungen i.v.m. EU VO 965/2012 (Flugauftrag, Operational Flight Plan und Risiko Analyse für Kontroll- und Überwachungsflüge) wurden vor dem Abflug am Stützpunkt des Unternehmens durchgeführt.

1.2 Personenschäden

Tabelle 1: Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche			
Schwere			
Keine	2	1	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Die Hauptrotorblätter wurden durch die Baumberührung stark beschädigt und abgetrennt. Die Verticalfine und Heckrotorblätter wurden stark beschädigt.

1.4 Andere Schäden

Beschädigung einer Hausfassade durch abgebrochene Hauptrotorblätter.

1.5 Besatzung

1.5.1 Pilot/in

Alter:	55 Jahre
Art des Zivilluftfahrerscheines:	EASA FCL CPL(H) Commercial Pilot Licence (Helicopter); Erstaussstellungsdatum 17. Mai 2013
Berechtigungen:	Hubschrauber
Muster/Typenberechtigung:	AS350/EC130, AS 355, Bell 204/ 205/ UH1-D, Sokol W3-A
Instrumentenflugberechtigung:	keine
Lehrberechtigung:	keine
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig
Überprüfungen (Checks)	
Medical check:	Medical Class 1/2 gültig bis 20.10.2019

Crew Resource Management (CRM)

Training:	gültig bis 20.07.2019
Dangerous Goods (DG) Training:	gültig bis 31.07.2020
Operator Proficiency Check (OPC):	ausgestellt am 17.11.2018
Licence Proficiency Check (LPC):	ausgestellt am 04.09.2018
Eingetragene Musterberechtigung Sokol W-3A:	gültig bis 31.08.2019

Gesamtflugerfahrung

(inkl. Unfallflug):	6700 Stunden
davon in den letzten 90 Tagen:	153 Stunden
davon in den letzten 30 Tagen:	52 Stunden
davon in den letzten 24 Stunden:	2:37 Stunden
Flugerfahrung auf der Unfalltype:	84 Stunden

Beanspruchungs-/Ruhezeiten

Beanspruchungszeit letzten 24 Std.:	07:50 Stunden
Ruhezeit vor letzter Beanspruchungszeit.:	> 12:00 Stunden
Beanspruchungszeit letzten 7 Tage:	48:09 Stunden
Beanspruchungszeit letzten 28 Tage:	68:19 Stunden
Beanspruchungszeit letztes Jahr:	1263:22 Stunden

Sitzposition:	Linker Sitz
----------------------	-------------

1.6 Luftfahrzeug

Der PZL W-3 Sokól (dt. Falke) ist ein polnischer Mehrzweckhubschrauber, der von PZL Świdnik gefertigt wird. Die Maschine ist, bis auf die Rotorblätter von Haupt- und Heckrotor, konventionell aus Metall gefertigt. Das Fahrwerk ist nicht einziehbar. Die Maschine verfügt über zwei Gasturbinen als Antrieb des vierblättrigen, aus Glasfaser-Verbundwerkstoff gefertigten Rotors. Der Haupt- und Heckrotor sowie die beiden Triebwerke verfügen über ein Enteisungssystem.

Luftfahrzeugart: Hubschrauber
Hersteller: PZL Swidnik, Polen
Herstellerbezeichnung: PZL-W3A
Baujahr: 1996
Luftfahrzeughalter: Luftfahrtunternehmen
Gesamtbetriebsstunden: 3603:09
Landungen: 7399
EASA Performance Class: 1

Triebwerke

Hersteller: Pratt & Whitney Rzeszow S.A, Polen
Herstellerbezeichnung: PZL- 10W

Engine 1

Betriebsstunden: 2096:53 Stunden TSN
Zyklen: 1276

Engine 2

Betriebsstunden: 2387:34 Stunden TSN
Zyklen: 1168

1.6.1 Bord Dokumente

Eintragungsschein: ausgestellt am 13.09.2018 von Austro Control GmbH
Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt am 01.10.2018 von Austro Control GmbH
Nachprüfungsbescheinigung (ARC): ausgestellt am 01.06.2018 von Part M Organisation
Lärmzulässigkeitszeugnis: ausgestellt am 01.10.2018 von Austro Control GmbH
Versicherung: am Unfalltag gültig
Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle: ausgestellt am 24.09.2018 vom Fernmeldebüro für Tirol und Vorarlberg, gültig bis 30.09.2028

1.6.2 Luftfahrzeug Wartung

Laut Bescheid der Austro Control GmbH vom 14.09.2018 besteht ein genehmigtes Instandhaltungsprogramm für den Hubschrauber. Ein Aircraft-Maintenance-Contract abgeschlossen zwischen der Luftfahrzeughalterfirma und einer in Spanien etablierten Firma sowohl für den Hubschrauber selbst, als auch die beiden verbauten Gasturbinenriebwerke betreffend, liegt vor. Von der Genehmigung eines Unternehmens zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (CAMO) durch die Luftfahrzeughalterfirma ist das verunfallte Luftfahrzeug umfasst. Laut den vorgelegten Wartungsunterlagen, Instandhaltungsaufzeichnungen und Technical Log-Auszügen waren keine relevanten Mängel bekannt. Entsprechend ausreichende Restflugzeiten bis zu den nächsten anstehenden, geplanten Wartungs- und Instandhaltungsmaßnahmen für das vorgesehene Flugvorhaben waren vorhanden. Einzelne Luftfahrzeugkomponenten befanden sich innerhalb der zulässigen Laufzeiten bzw. innerhalb zulässiger Verlängerungszeiträume. Die 300/600 Stundenkontrolle und die Special Inspection „Winter Inspection“ wurden am 24.04.2018 bei einer Luftfahrzeuggesamtbetriebszeit von 3521 Stunden von einem EASA Part 145 Betrieb durchgeführt.

Voraussetzungen des Luftfahrtunternehmens:

Die Halterfirma verfügt über ein durch die Austro Control GmbH ausgestelltes Luftverkehrsbetreiberzeugnis (AOC) vom 10.05.2017. Weiters verfügt sie über eine Genehmigung für gewerblichen spezialisierten Flugbetrieb mit hohem Risiko vom 29.10.2018, wobei der Unfallhubschrauber konkret von dieser Genehmigung umfasst ist. Als genehmigter spezialisierter Flugbetrieb sind ua. „Untersuchungs-/Überwachungs-/Begutachtungsflüge einschließlich Kartografie“ angeführt. Eine SOP datiert mit 21.04.2017 des Unternehmens betreffend „Kontroll- und Überwachungsflüge – visuell“ liegt vor. Darin werden unter „mögliche Objekte“ auch „Infrastruktureinrichtung“ sowie „Hochspannungsleitungen“ explizit angeführt. Als Mindestbesatzung werden 1 Pilot, 1 Beobachter, sowie je nach Abhängigkeit, weitere Beobachter für Koordination und Sicherheit angeführt. Als Beobachter können laut SOP auch NICHT-Firmenangehörige zur Seite stehen, sofern eine entsprechende Einweisung („Ausbildung oder Briefing“) erfolgte. Weiters liegt ein Basis-SOP „Arbeiten aus der Kabine“, datiert mit 30.06.2018, vor. Es besteht außerdem ein mit 29.05.2018 ausgestellter Bescheid vom Amt der Tiroler Landesregierung (Gültigkeit bis 31.05.2019), betreffend Durchführung von Außenlandungen und Außenabflügen.

1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges

Das Technical Journey Log Book vom 14.01.2019 zeigt, dass beim Start eine Kraftstoffmenge von 1.600 l (vollgetankt) an Bord vorhanden war.

Die nachvollzogene Berechnung von Masse und Schwerpunktlage (longitudinal) am Startplatz ERPFENDORF (mit den Werten des Flugdurchführungsplans):

Tabelle 2: Masse und Schwerpunktberechnung Erpfendorf

Position	Masse (kg)	Hebelarm (m)	Moment (kgm)	Anmerkung
Leermasse	4044	-0,1005	-406,422	
Pilot (FrontSeat)	175	2,548	445,9	Pilot ;1 PAX
Hoist operation	75	1,302	97,65	
Kraftstoff	1248	0,369	460,512	vollgetankt
Gesamtmasse	5542	0,1078	597,64	

Die Abflugmasse beim Start in ERPFENDORF lag damit um 858 kg unterhalb der höchstzulässigen Abflugmasse von 6.400 kg. Der Schwerpunkt lag innerhalb des zulässigen Bereichs.

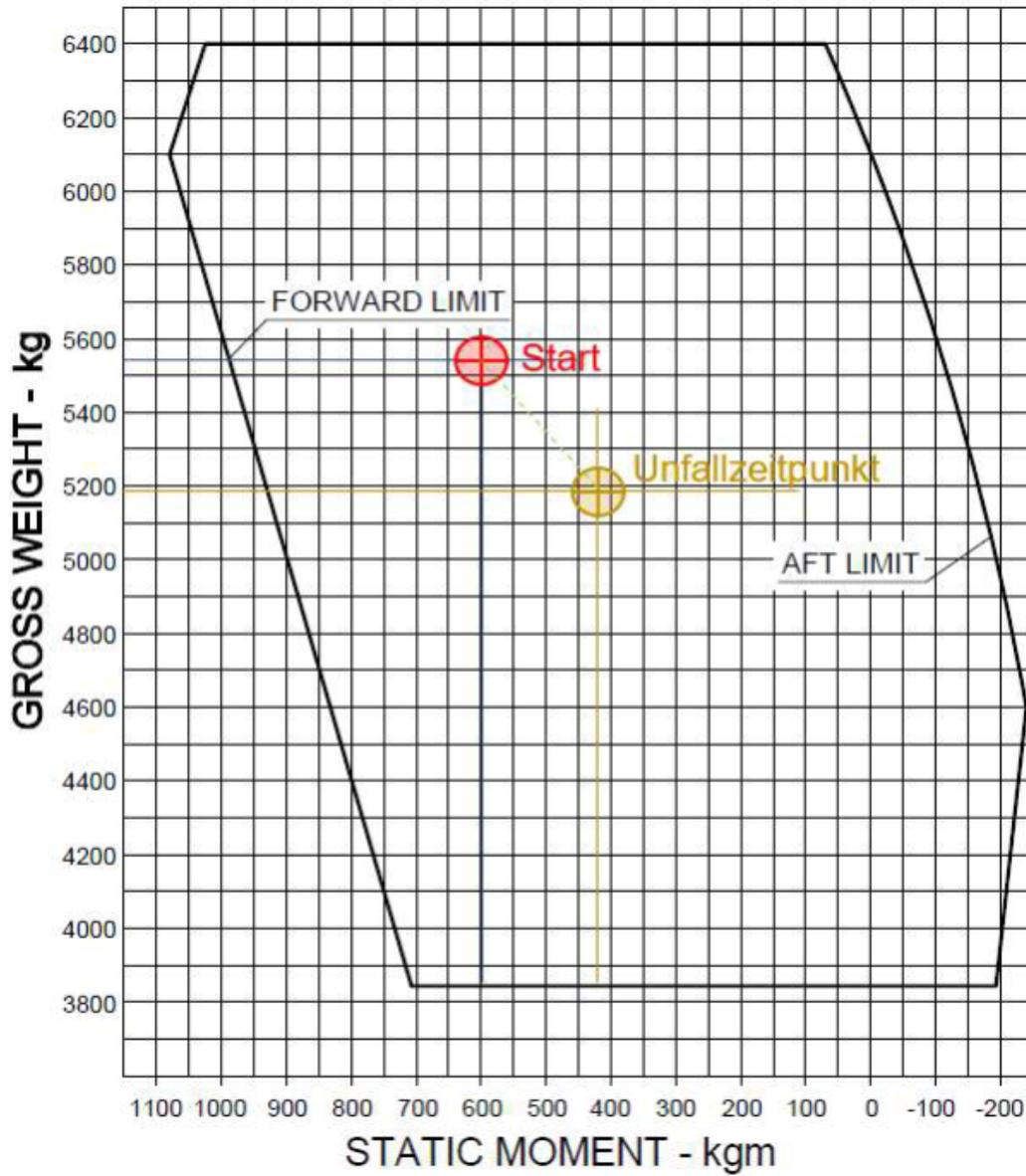
Die nachvollzogene Berechnung von Masse und Schwerpunktlage (longitudinal) am Einsatzort BÜRGLKOPF (mit dem Kraftstoffwert gem. Technical Journey Log Book):

Tabelle 3: Masse und Schwerpunktberechnung Bürglkopf

Position	Masse (kg)	Hebelarm (m)	Moment (kgm)	Anmerkung
Leermasse	4044	-0,1005	-406,422	
Pilot (FrontSeat)	175	2,548	445,9	Pilot ;1 PAX
Hoist operation	75	1,302	97,65	
Kraftstoff	897	0,369	296,200	1150 Liter Jet A1
Gesamtmasse	5191	0,0835	433,33	

Masse und Schwerpunkt am Einsatzort BÜRGLKOPF lagen im zulässigen Bereich.

Abbildung 2: Center of gravity limits



Quelle: RFM

1.6.4 Ermittlung der Flugleistungs-kategorie und Flugleistungsberechnung

Berechnung der Druckhöhe (Pressure Altitude PA):

Elevation Einsatzort BÜRGLKOPF: 4.133 ft AMSL

Für den aktuellen Einsatz war eine eher geringe Flughöhe von 40-50 m über Grund erforderlich.

Zum Unfallzeitpunkt ist daher von einer Flughöhe von 4.300 ft AMSL auszugehen.

Aktuelles QNH: 1009 hPa (= 4 hPa unter dem ISA-QNH von 1013 hPa)

PA: $4.300 + (4 \times 30) = \sim 4.420$ ft AMSL

Berechnung der Dichtehöhe (Density Altitude DA):

Druckhöhe: 4.420 ft AMSL

ISA-Temperatur: $15^{\circ}\text{C} - (4,3 \times 2) = 6,4^{\circ}\text{C}$

Aktuelle Temperatur: -4°C (= $10,4^{\circ}\text{C}$ unter der ISA-Temperatur von $6,4^{\circ}\text{C}$)

DA: $4.420 - (10,4 \times 120) = 3.172$ ft AMSL

Gem. Verordnung (EU) Nr. 965/2012, CAT.POL.H.100 ist der Hubschrauber in der Flugleistungs-kategorie 1 oder 2 zu betreiben.

Gem. RFM, Supplement AE 30.04.20.0 ERFMS-13.00 for Operations with Maximum Gross Weight not greater than 12.500 lb (or 5.670 kg) beträgt die maximale Dichtehöhe (bzw. Druckhöhe, sofern diese niedriger ist) für Kategorie A Verfahren (Flugleistungs-kategorie 1) 9.000 ft (2.744 m) AMSL.

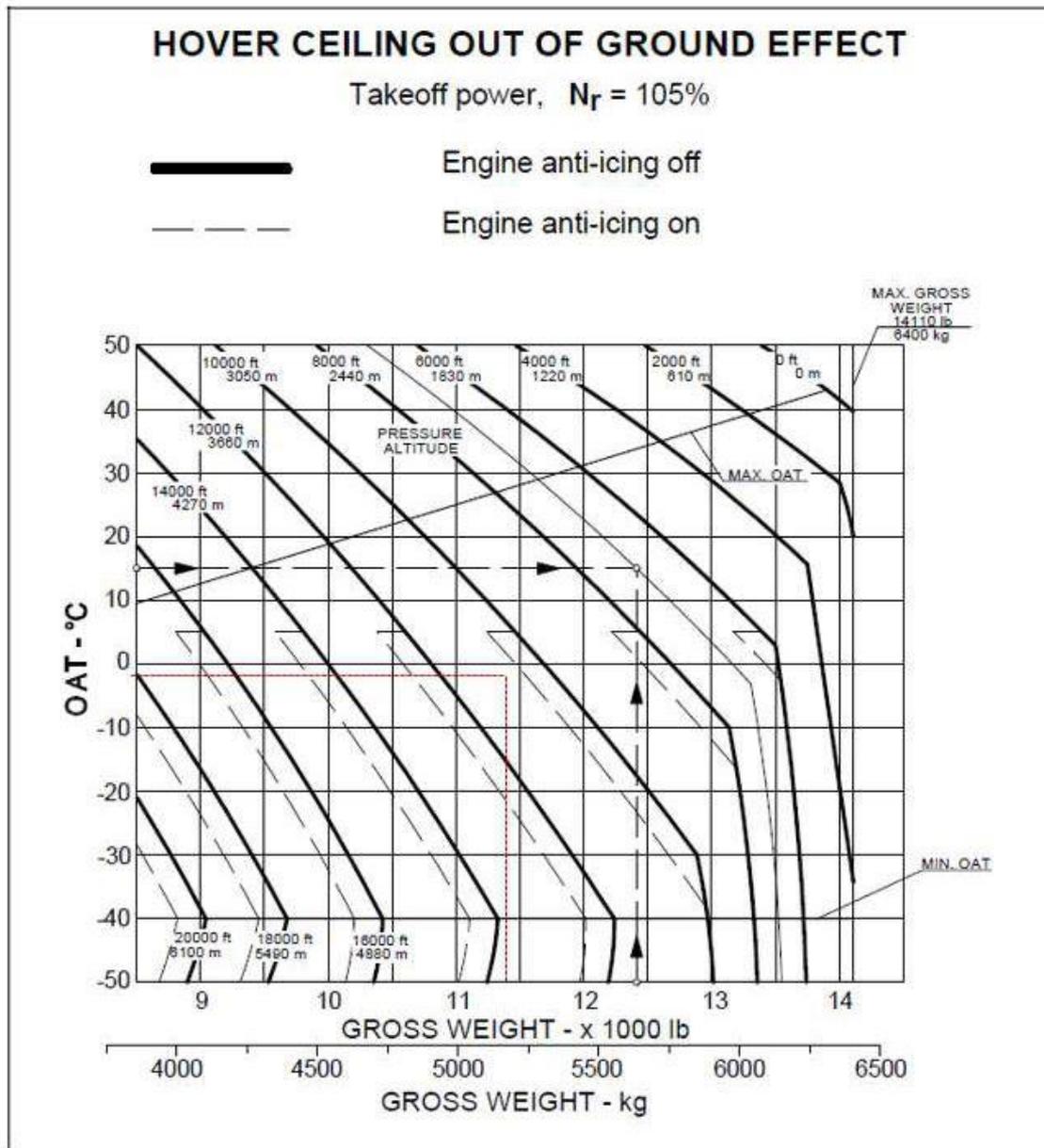
Die Verringerung der Triebwerksleistung bei Verwendung der Triebwerksvereisungsschutzanlage ist zwar in den Tabellen für den Schwebeflug außerhalb des Bodeneffekts ersichtlich, allerdings wiederum nur für den Betrieb mit beiden Triebwerken.

Mit beiden Triebwerken und eingeschalteter Triebwerksvereisungsschutzanlage wäre demnach am Einsatzort BÜRGLKOPF ein Schwebeflug außerhalb des Bodeneffekts (HOGE) selbst mit maximaler Dauerleistung problemlos möglich gewesen. Eine diesbezügliche Tabelle für den Betrieb mit einem Triebwerk (OEI) ist im RFM allerdings nicht vorhanden.

Es kann somit nicht nachvollzogen werden, ob ein Schwebeflug mit einem Triebwerk im Bodeneffekt (HIGE) oder außerhalb des Bodeneffekts (HOGE) unter Abruf der maximal zur Verfügung stehenden Leistung (OEI 2,5 min) möglich gewesen wäre.

Dem Piloten stand die Leistung OEI 30 min zur Verfügung.

Abbildung 3: Hover ceiling out of ground effect



Quelle: RFM

Aussage PZL-Swidnik zur Flugleistung

„...If only OEI 30min. power from one engine is available (no disposable power provided by the other engine), it is not possible to perform the hover in windless conditions for the undisturbed rotor characteristics (without icing). For the disposable power value presented in Figure 4 and the WN RPM, the hover IGE in windless conditions would have been possible with undisturbed main rotor characteristics (no icing) until the moment of the detected ground contact. This suggests that at the time of the incident, the power demand of the engines for flight and hover was greater than that corresponding to the undisturbed rotor characteristics. In addition, the amount of disposable power of the engines prior to the onset of the event, shown in Figure 4, suggests a significantly higher demand for power needed for flight (the use of take-off power to perform a level flight shown in Figure 4 suggests an excess power demand of 400-600[hp] over the baseline level of the power needed). The accurate determination of the power required for flight is very difficult due to the lack of helicopter airspeed data at the time of the incident...”

Abbildung 4: Auszug aus dem RP/P/401,64/4/2019

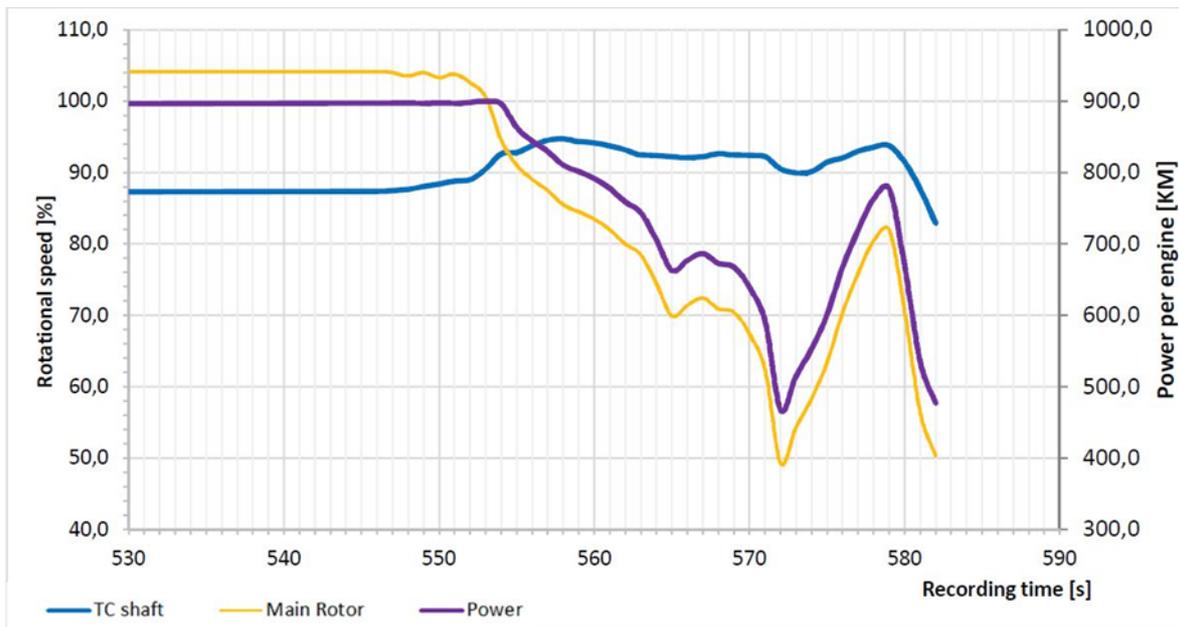


Fig. 6 Compressor turbine and main rotor rotational speed, power (one engine), recording time 530-590s

Quelle: Bericht Pratt & Withney Rzeszów

1.6.5 Einschränkungen gemäß Rotor Flight Manual AE 30.04.20.0

Abbildung 5: ERFM Section 1 Limitation

<p>TYPE OF OPERATION</p> <p>The helicopter is approved for operation under Day and Night VFR and, if fitted out with additional equipment, under IFR. Operations in known icing conditions are prohibited.</p> <p>BASIS OF CERTIFICATION</p> <p>This helicopter is certified as Category A and B rotorcraft under FAR Part 29.</p>
--

Quelle: ERFM AE 30.40.20.0

1.7 Flugwetter

1.7.1 Flugwetterübersicht, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

Abbildung 6: Flugwetterübersicht

Flugwetterübersicht für die Alpennordseite

FXOS42 LOWW 132300
FLUGWETTERUEBERSICHT OESTERREICH,
gueltig fuer den Alpenhauptkamm Nordseite, die Nordalpen
vom Bodenseeraum bis zum Hochschwab, sowie die nordalpinen Taeler,
Herausgegeben am Montag, 14.01.2019 um 00:00 Uhr lct.
Vorhersage bis morgen Frueh.

WETTERLAGE:
Stuermische Nordweststroemung mit markantem Stau, der durch
eingelagerte Seitentroege verstaerkt wird. Die Alpensuedseite ist
nach wie vor leebeguenstigt.

WETTERABLAUF:
Es bleibt heute dicht bewoelkt und es gibt auch weitere
Niederschlaege. In den Nordstaulagen vom Bregenzerwald bis zum
Hochschwab sind anhaltende und ergiebige Niederschlaege zu erwarten.
Vormittags liegt die Schneefallgrenze noch bei 2500ft amsl,
nachmittags sinkt sie weiter ab.

WIND UND TEMPERATUR IN DER FREIEN ATMOSPHAERE
fuer heute 13:00 Uhr lct:
5000ft amsl 290-320/35kt -5 Grad C.
10000ft amsl 310/40-50kt -16 Grad C.
Nullgradgrenze: 2500ft amsl.

ZUSATZHINWEISE IFR:
Im Nordstau weiterhin hohe Vereisungsgefahr unterhalb von FL140.
Maessige bis starke Turbulenz in allen Hoehen.

ZUSATZHINWEISE VFR:
Die Wolkenbasis liegt im tiefen Stratocumulusniveau, dazu rasche
Sichtwechsel bis auf 2000m und darunter. Im Laufe des Nachmittags
klingen die Niederschlaege im noerdlichen Alpenvorland ab, die
Sichtflugmoeglichkeiten bleiben auch dort bescheiden.

ZUSATZHINWEISE THERMIK/WELLEN:
Keine.

ZUSATZHINWEISE BALLONFAHRTEN:
Lebhafte bis stuermische Winde bis in tiefe Lagen.

Detaillierte Vorhersagen ueber Hoehenwind, Hoehentemperaturen und QNH
entnehmen Sie bitte unseren grafischen Vorhersagekarten.
Diese Vorhersage wird bei abweichender aktueller Entwicklung
nicht berichtet.
Die naechste planmaessige Aktualisierung erfolgt am
Montag, 14.01.2019 um 14:00 Uhr lct.

Quelle: Austro Control GmbH

1.7.2 TAF, METAR Flugwetterdienst Austro Control GmbH

Abbildung 7: TAF, METAR Flugwetterdaten

TAF Flughafen Innsbruck LOWI

```
TAF LOWI 140515Z 1406/1506 08006KT 8000 -RASN SCT020 BKN040
TX02/1406Z TNM02/1506Z
TEMPO 1406/1408 30015G25KT 3000 RASN BKN010
PROB30 TEMPO 1406/1408 36025G50KT
TEMPO 1408/1417 30015G30KT 1200 SHSN VV006
TEMPO 1417/1506 30010G20KT 1500 SHSN VV008=
```

METAR Flughafen Innsbruck LOWI

```
METAR LOWI 140850Z 23008KT 140V260 6000 -RASN FEW005 SCT010 BKN015 02/00
Q1007 R08/29//95 TEMPO 3000 SNRA OVC013=
METAR LOWI 140920Z 25014KT 6000 RASN SCT007 BKN015 02/00 Q1008 R08/29//95
TEMPO 2000 SNRA VV010=
METAR LOWI 140950Z 24011KT 6000 -RASN FEW005 SCT007 BKN015 02/01 Q1008
R08/29//95 TEMPO 2000 SNRA VV010=
METAR LOWI 141020Z 25012KT 8000 -RASN FEW005 SCT007 BKN017 03/01 Q1008
R08/29//95 TEMPO 4000 SNRA VV013=
METAR LOWI 141050Z 26010KT 9000 -RASN FEW005 SCT010 BKN025 02/00 Q1008
R08/29//95 TEMPO 4000 SNRA VV013=
METAR LOWI 141120Z 28007KT 260V330 9999 -RASN FEW005 SCT015 BKN035 02/00
Q1008 R08/29//95 TEMPO 4000 SNRA VV013=
METAR LOWI 141150Z 25011KT 9999 -SHRA FEW005 SCT016 BKN025 03/00 Q1008
R08/29//95 TEMPO 4000 SNRA BKN012=
```

TAF Flughafen Salzburg LOWS

```
TAF COR LOWS 140545Z 1406/1506 28010KT 9999 SCT025 BKN035
TX04/1409Z TN02/1506Z
TEMPO 1406/1415 30015G30KT 5000 -SHRASN SCT012 BKN025
TEMPO 1415/1506 30015G25KT 4000 -SHSN BKN014=
```

METAR Flughafen Salzburg LOWS

```
METAR LOWS 140850Z 29010KT 250V320 9999 -SHRA FEW011 SCT022 BKN060 04/01
Q1006 R15/29//95 NOSIG=
METAR LOWS 140920Z 29011G23KT 9999 -SHRA FEW008 SCT015 BKN026 03/01 Q1007
R15/29//95 NOSIG=
METAR LOWS 140950Z 28013KT 9999 -SHRA FEW010 SCT013 BKN022 04/01
Q1007 R15/29//95 NOSIG=
METAR LOWS 141020Z 30011KT 9999 -RA FEW009 SCT014 BKN020 03/01 Q1007
R15/29//95 NOSIG=
METAR LOWS 141050Z 35013KT 310V010 8000 -RA FEW004 SCT008 BKN019
03/01 Q1007 R15/29//95 NOSIG=
METAR LOWS 141120Z 35009KT 2700 -RASN FEW003 SCT006 BKN012 01/M00
Q1007 R15/29//95 TEMPO 4000 FEW005 BKN015=
METAR LOWS 141150Z 34003KT 310V020 6000 -SHSN FEW003 SCT005 OVC009
01/00 Q1007 R15/29//95 TEMPO 1400 SHSN VV006=
```

Quelle: Austro Control GmbH

1.7.3 Autometar

Abbildung 8: Autometar Flugwetterdaten

AUTOMETAR Kössen 11131 (588m)

```
METAR 11131 140900Z AUTO 28002KT 2900 -SN OVC022 02/01=  
METAR 11131 140930Z AUTO 28004KT 4500 -SN OVC022 02/01=  
METAR 11131 141000Z AUTO 26005KT 5000 -RASN OVC027 02/00=  
METAR 11131 141030Z AUTO 27004KT 4300 -RASN OVC026 02/01=  
METAR 11131 141100Z AUTO 25005KT 7000 -RASN OVC030 02/01=  
METAR 11131 141130Z AUTO 25005KT 6000 -RASN OVC022 02/01=  
METAR 11131 141200Z AUTO 25006KT 4200 -RASN OVC020 02/01=
```

AUTOMETAR Lofer 11140 (622m)

```
METAR 11140 140900Z AUTO 05003KT 3400 -RASN OVC011 01/00=  
METAR 11140 140930Z AUTO 30001KT 4600 -RASN OVC013 01/00=  
METAR 11140 141000Z AUTO 35002KT 3000 -SN OVC014 01/00=  
METAR 11140 141030Z AUTO 03002KT 5000 -RASN OVC016 01/00=  
METAR 11140 141100Z AUTO 02003KT 6000 -RASN OVC017 01/01=  
METAR 11140 141130Z AUTO 33003KT 3500 -RASN OVC014 01/00=  
METAR 11140 141200Z AUTO 30003KT 6000 -RASN OVC013 01/00=
```

AUTOMETAR Zell am See 11144 (769m)

```
METAR 11144 140900Z AUTO 14004KT 3800 -SN BKN005 OVC016 01/01=  
METAR 11144 140930Z AUTO 13004KT 5000 -RASN OVC009 01/00=  
METAR 11144 141000Z AUTO 17003KT 1000 -SN OVC005 01/01=  
METAR 11144 141030Z AUTO 19003KT 2900 -SN OVC004 01/01=  
METAR 11144 141100Z AUTO 17003KT 6000 -SN OVC010 01/01=  
METAR 11144 141130Z AUTO 13006KT 9999 -RA OVC012 02/M00=  
METAR 11144 141200Z AUTO 29002KT 4400 -RASN OVC019 01/01=
```

AUTOMETAR Schmittenhöhe 11340 (1955m)

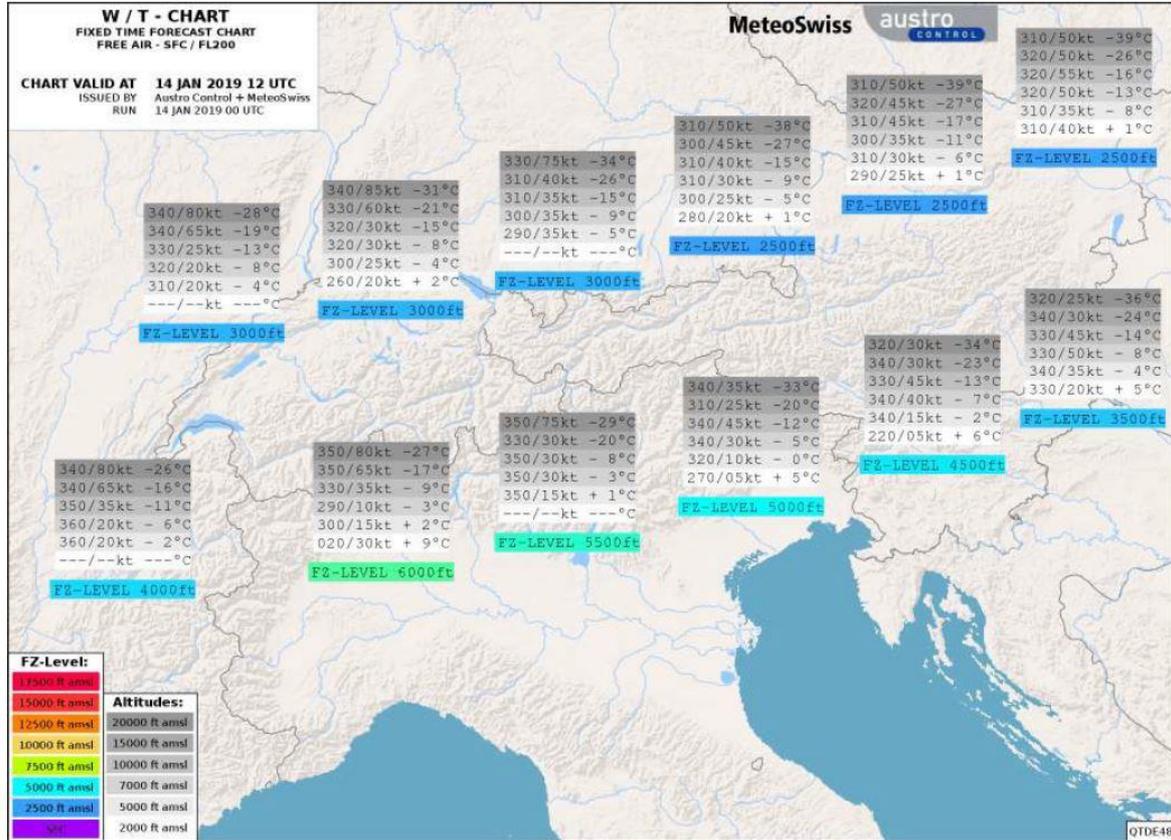
```
METAR 11340 140900Z AUTO 33018G35KT M06/M08=  
METAR 11340 140930Z AUTO 34015G26KT M06/M07=  
METAR 11340 141000Z AUTO 33012G24KT M06/M07=  
METAR 11340 141030Z AUTO 33017G34KT M06/M07=  
METAR 11340 141100Z AUTO 33017G36KT M06/M07=  
METAR 11340 141130Z AUTO 33012G22KT M06/M07=  
METAR 11340 141200Z AUTO 30016G24KT M06/M07=
```

Quelle: Austro Control GmbH

1.7.4 Wind Temperatur Chart (W/T Chart)

Abbildung 9: Wind/Temp Alpen

Wind/Temp Alpen

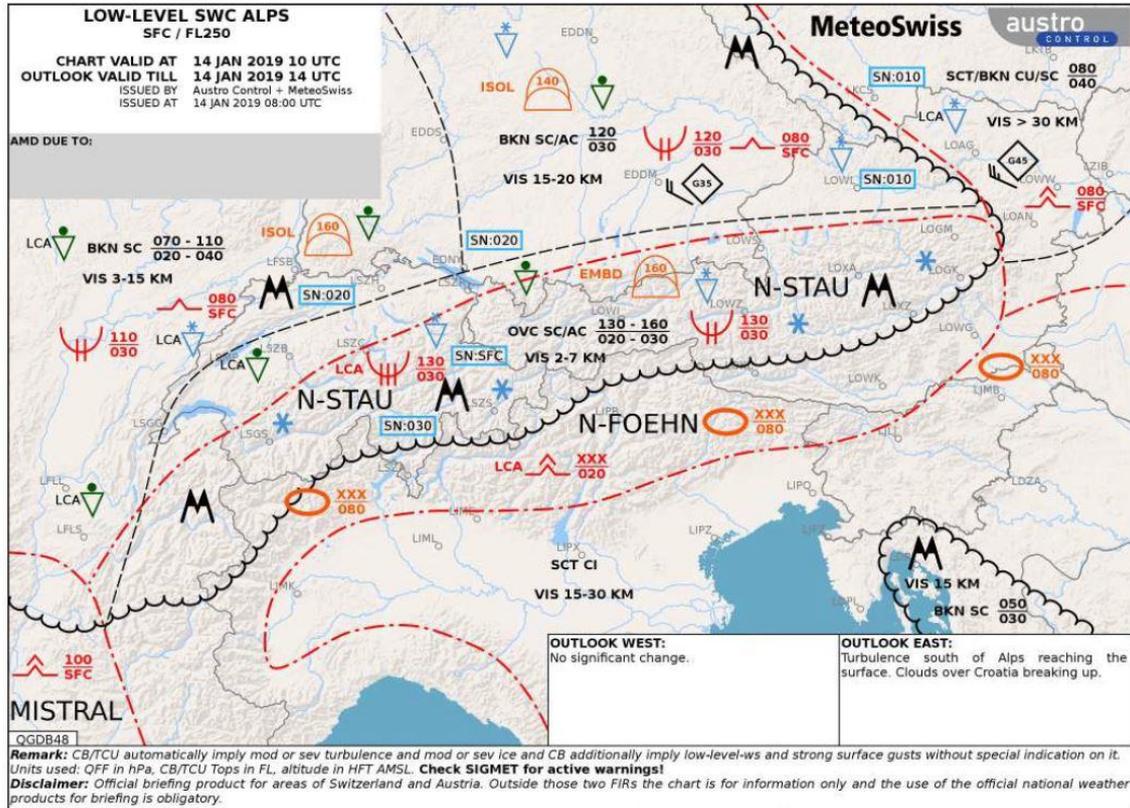


Quelle: Austro Control GmbH

1.7.5 Low-Level Significant Chart

Abbildung 10: Low level significant Weather Chart

Low-Level Significant Weather Chart



Quelle: Austro Control GmbH

Die Inhalte der zum Unfallzeitpunkt zutreffenden Low-Level Significant und der W/T Chart prognostizierten für den Vorfallsort und dessen weitere Umgebung Schneeschauer, mäßige Vereisungsbedingungen zwischen 3.000 Fuß (915 Meter über MSL) bis 13.000 Fuß, sowie Hauptwolkenuntergrenzen von zirka 2.000 Fuß bis 3.000 Fuß.

1.8 Flugschreiber und andere Aufzeichnungsgeräte

1.8.1 ELT

Der vorgeschriebene Notsender ELT wurde mitgeführt, war betriebsbereit und löste nicht aus.

1.8.2 Flugdatenschreiber

Der Hubschrauber war mit einem Flugdatenschreiber (Flight-Data-Recorder) ausgerüstet. Aufgrund eines Defektes des Flugdatenschreibers führte dieser keine Aufzeichnungen durch. Ein Flugdatenschreiber sowie ein CVR war aus luftfahrtrechtlicher Sicht nicht erforderlich.

1.8.3 CVR

Ein CVR wurde mitgeführt, das System wird automatisch beim Anlassen des Hubschraubers aktiviert. Die Auswertung der Daten erfolgte mit Unterstützung des Luftfahrzeugherstellers.

Folgende relevanten Sequenzen/Zeitpunkte wurden hervorgehoben:

„...“

34:50 min: Der Pilot fragt den Auftraggeber, ob die offenbar aus dem Cockpit erkennbare Transformator-Station den letzten zu überfliegenden Punkt darstellt.

35:03 min: erkennbarer Abfall der Rotordrehzahl

35:04 min: Auftreten der akustischen Unterdrehzahl-Warnung (low-RPM-Warnung), welche bei Erreichen von 95 % der Nominaldrehzahl auftritt

35:05 min: Ende der akustischen Unterdrehzahl-Warnung

35:05 – 35:20 min: abnehmende bzw. sich leicht ändernde Rotordrehzahl

35:20 – 35:22 min: Berührungsgeräusche, Geräusche einer Kollision und weiterer Abfall der Rotordrehzahl

35:23 – 35:29 min: Ansteigen der Rotordrehzahl (vermutlich infolge Abtrennens der Rotorblätter und des dadurch sinkenden Widerstands und geringere Masse am Hauptrotorsystem)

ab 35:29 min: Geräusche auslaufender Systeme ...“

Ab dem Zeitpunkt 34:50 min. erfolgten laut Aufzeichnung keine Gespräche mehr im Luftfahrzeug, welche vom Aufzeichnungssystem erfasst wurden.

1.8.4 Videoaufzeichnung

Eine Videokamera wurde seitens des Piloten am Luftfahrzeug installiert und konnte ausgewertet werden.

1.9 Angaben über Wrack und Aufprall

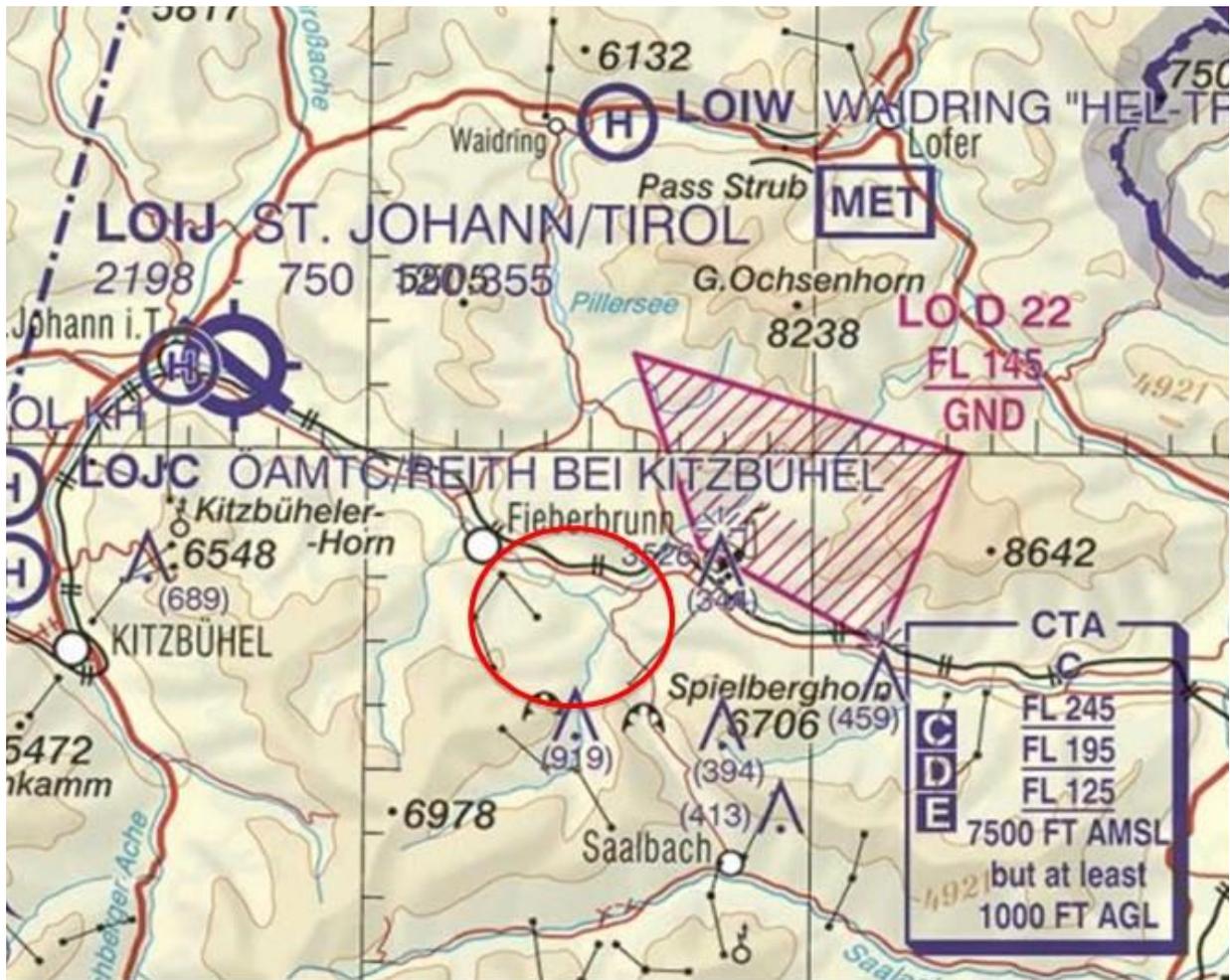
1.9.1 Unfallort

Der Luftraum im gesamten Einsatzgebiet ist bis in eine Höhe von 7.500 ft AMSL bzw. 1.000 ft AGL nicht kontrollierter Luftraum der Luftraumklasse G.

Der Einsatzort im Bereich BÜRGLKOPF liegt in alpinem Gelände auf einer Seehöhe von 890 m bis 1.260 m AMSL.

Der Notlandeplatz (Unfallort) mit den Koordinaten N 47°26'17" E 012°35'45" liegt auf einer Seehöhe (Elevation) von 1.260 m (4.133 ft) AMSL im Bereich des Almgasthofes BÜRGLKOPF, wobei eine annähernd ebene Fläche von ca. 50 x 70 m zwischen den Gebäuden im Osten und dem Waldrand im Westen für die Notlandung des Hubschraubers zur Verfügung stand.

Abbildung 11: Kartenübersicht Luftraumstruktur



Quelle: ICAO

1.9.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Das Luftfahrzeug befand sich in der Endlage auf dem Fahrwerk stehend mit einer Ausrichtung der Hubschrauberlängsachse von ca. 180 Grad.

Der mittlere Abstand zwischen dem Rotormast und dem touchierten Baum betrug ca. 6,4 m (siehe Abbildung 12). Dieser Abstand entspricht circa der mittleren Länge der abgetrennten Hauptrotorblätter. Weiters ließen sich die Schäden am Heckrotor und an der Verticalfine auf die abgetrennten Hauptrotorblätter zurückführen. Ein Teil eines abgetrennten Rotorblattes beschädigte im Abstand von ca. 45 m die Fassade, eines dortigen Hauses (siehe Abbildung 1). Die Bildaufnahmen vom Notlandeplatz (siehe Abbildung 12) wurden am Tag nach der Notlandung angefertigt. Das Bild in Abbildung 13, 14 und Abbildung 15 wurde direkt nach der Notlandung durch den Flughelfer aufgenommen. Der auf den Rotorblättern erkennbare Schnee (Abbildung 14) ist Neuschnee, welcher nach Abstellen an der Notlandefläche und der

Aufnahme gefallen ist. Ein Eisansatz auf den Hauptrotorblättern ist nicht zu erkennen. Im Bereich der vorderen Getriebeverkleidung zeigen sich leichte Eisansätze und oberhalb der Triebwerksverkleidung Feuchtschneeablagerungen. (Abbildung 15).

Abbildung 12: Abstand zum Hindernis Aufnahme am Tag nach der Notlandung



Quelle Betreiber

Abbildung 13: Endlage des Hubschraubers direkt nach der Notlandung



Quelle Betreiber

Abbildung 14: Aufnahme direkt nach der Notlandung



Quelle Betreiber

Abbildung 15: Aufnahme direkt nach der Notlandung



Quelle Betreiber

1.9.3 Cockpit und Instrumente

Sämtliche Systeme und Schalter wurden nach der Notlandung durch den Piloten deaktiviert.

1.10 Medizinische Angaben

Es liegen keinerlei Hinweise auf eine vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigung des Piloten vor.

1.11 Überlebensaspekte

1.11.1 Evakuierung

Der Pilot, der Mitarbeiter des Stromnetzbetreibers und der Flughelfer konnten das Luftfahrzeug selbstständig verlassen und hatten keinerlei Verletzungen.

1.12 Weiterführende Untersuchungen

1.12.1 Technische Untersuchung

Seitens der SUB/ZLF wurden folgende Untersuchungen veranlasst:

Kraftstoffuntersuchung

Bei dieser Untersuchung wurde ein qualitativer Vergleich zweier gezogener Proben durchgeführt, eine Probe wurde vom Tank des Hubschraubers entnommen und die andere Probe vom Tankfahrzeug, durch welches der Hubschrauber betankt wurde.

Audio Spektrum Analyse

Es wurden mit dem Triebwerkshersteller anhand der vorhandenen Cockpit Voice Recorder Daten eine Audio Spektrum Analyse durchgeführt.

Triebwerksuntersuchung

Die Triebwerke wurden beim Hersteller Pratt & Withney in Rzeszow S.A. untersucht, in Abstimmung mit der SUB/ZLF. Zuvor wurden die Triebwerke durch den Zellenhersteller Swidnik demontiert und der Detailuntersuchung zugeführt.

Haupt- und Heckrotorblatt Enteisungssystem

Das Haupt- und Heckrotorblatt Enteisungssystem wurde beim Hubschrauberhersteller Leonardo Swidnik auf Funktion überprüft.

1.12.2 Kraftstoffuntersuchung

Die veranlasste Kraftstoffuntersuchung lieferte folgendes Ergebnis:

„Die beiden Proben unterscheiden sich weder farblich noch olfaktorisch voneinander.

Optisch auffällig sind die mit freiem Auge erkennbaren Verschmutzungen in der Probe vom Tank des Hubschraubers vom 16.01.2019.

Als Ursache für diese Verschmutzungen kommen produktionsbedingte Verunreinigungen, Verunreinigungen von Rohrleitungen und/oder Lager-, Transport- bzw. Flugzeugtanks oder Verunreinigung der Probenentnahmegebinde vor, während oder nach den Probenahmen in Frage. In wieweit die beobachteten Verschmutzungen die Qualität der Treibstoffproben beeinflusst, konnte auf Basis der durchgeführten Untersuchungen nicht festgestellt werden.

Hinsichtlich der Parameter Dichte, Schwefelgehalt, Wassergehalt, Viskosität, Flammpunkt, Siedeverlauf, Elementare Übereinstimmung zeigen die beiden Proben weitgehend gute Übereinstimmung.

Die beobachteten Unterschiede zwischen den Proben bewegen sich innerhalb der, für Kraftstoffe gleichen Typs üblichen Schwankungsbreiten.“

1.12.3 Audio Spektrum Analyse

Mit den vorhandenen CVR Daten wurde seitens Pratt & Withney eine Audio Spektrum Analyse durchgeführt. Im Rahmen dieser Audio-Spektrum-Analyse wurden mittels Frequenz-Extraktionsmethoden der Verlauf der Rotordrehzahl und anderer Werte sich drehender Komponenten ausgewertet. Die Abbildungen 16, 17 wurden auf der Grundlage der Analyse der akustischen Aufzeichnungen erstellt. Die Abbildungen zeigen das Signalspektrum für das Aufzeichnungsfragment bei verringerter Hauptrotordrehzahl und Abschalten des Triebwerks.

Abbildung 16: Auszug aus dem Report RB/P/401,64/4/2019

On charts below (Figures 4÷5) characteristic turn of events points were marked.

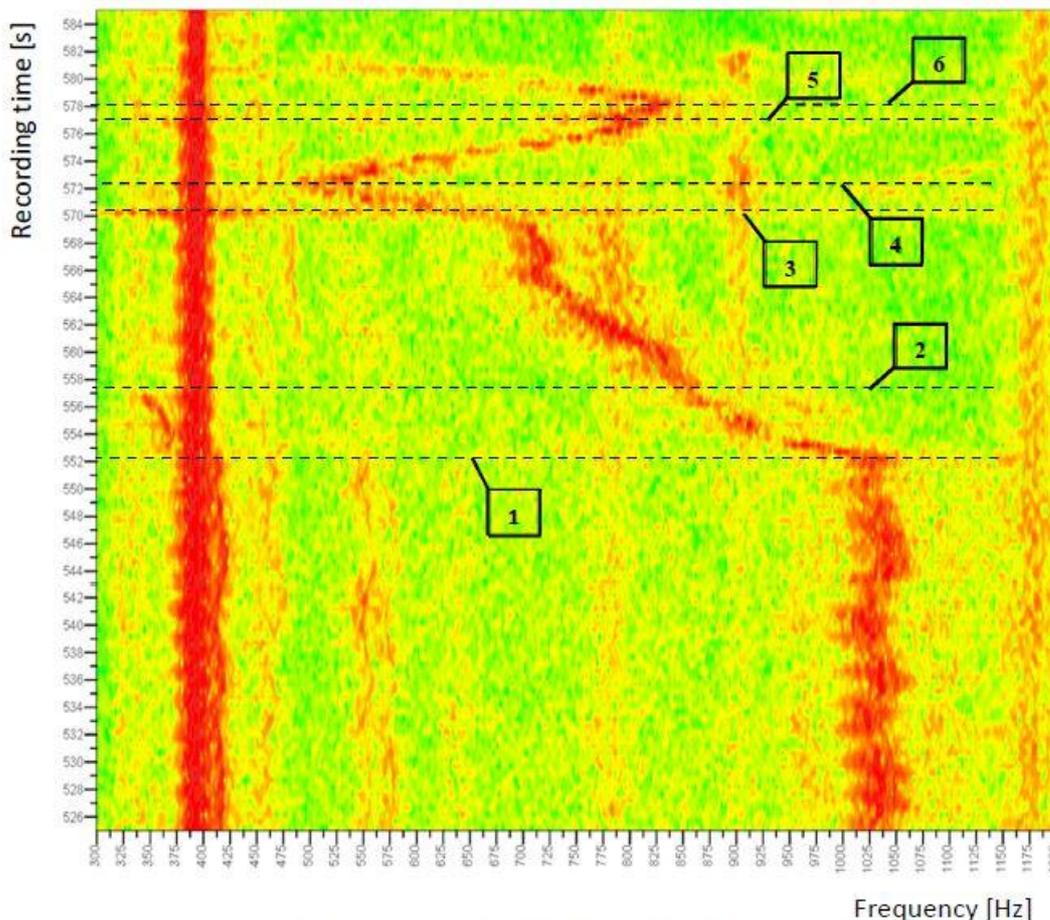


Fig. 4 Contour chart, frequency band 300-1200Hz, resolution 2Hz, recording time 525-585s

Quelle Bericht Pratt & Withney Rzeszów report

Abbildung 17: Auszug aus dem Report RB/P/401,64/4/2019

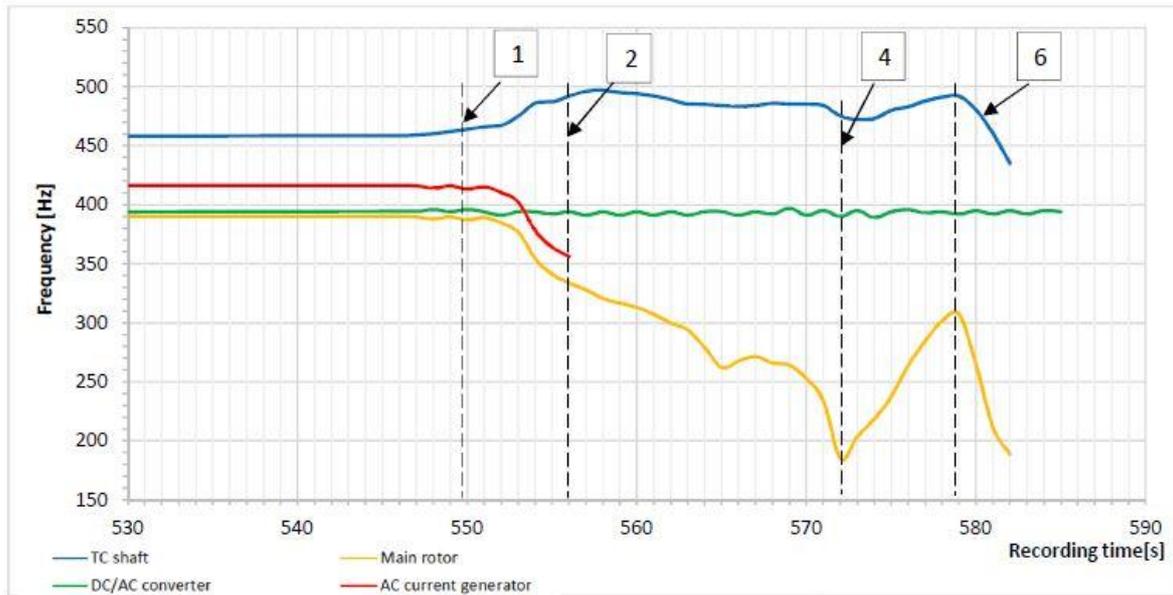


Fig. 5 Power plant work parameters (frequencies), recording time 530 + 590 s.

On charts (Figures 4÷5) were marked:

1. Main rotor rotational speed decrease, compressor turbine rotational speed increase
2. AC current generator turn off at 87% main rotor speed
3. Acoustic noise on audio recording – possibility of collision with terrain obstacles
4. Main rotor and compressor turbine rotational speed increase
5. Acoustic noise on audio recording – possibility of hard landing
6. Main rotor rotational speed decrease, power plant shut down

Quelle Bericht Pratt & Withney Rzeszów

1.12.4 Ergebnis der Triebwerksuntersuchung

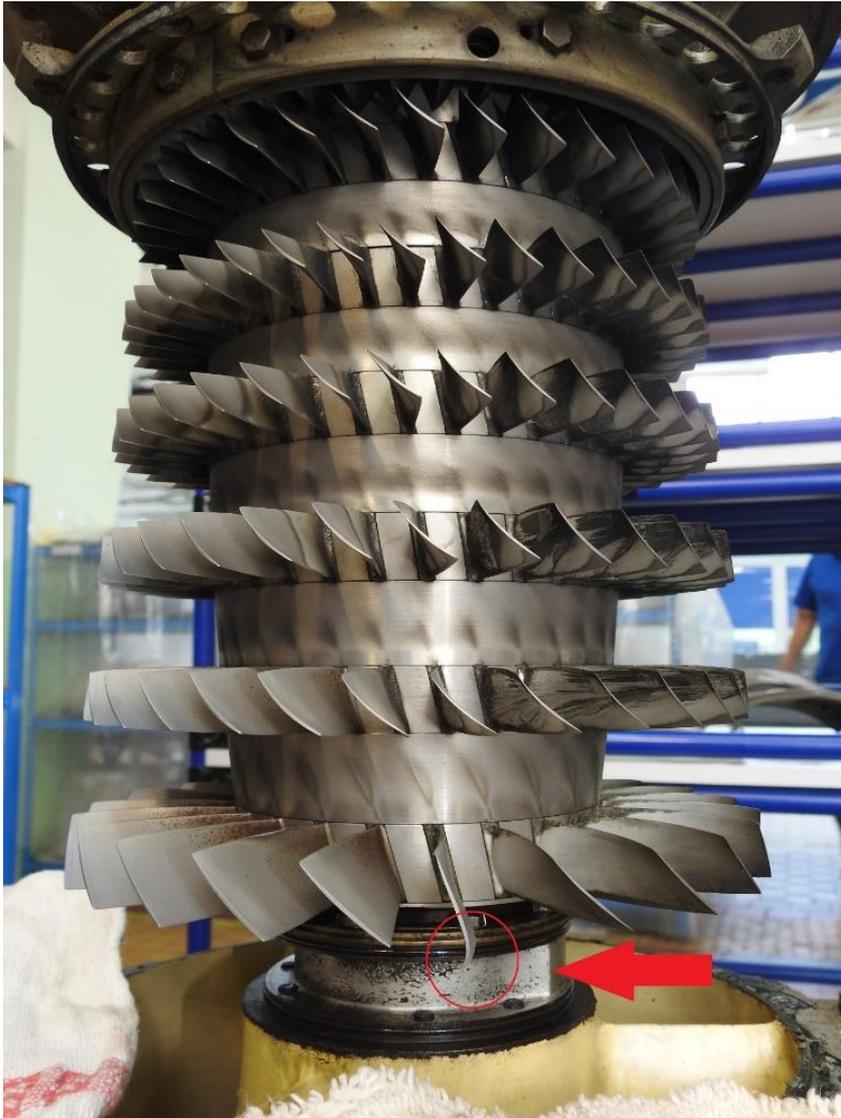
Im Zuge dieser Untersuchungen wurden in Bezug auf das rechte Gasturbinentriebwerk (Engine 2) festgestellt, dass:

„...“

- *in der vordersten Axial-Verdichterstufe Schäden in Form deformierter Kompressorblätter (2 Stück), sowie Stator-Blätter (11 Stück) vorhanden waren*
- *an zwei Inlet Case Front Struts (Streben in der Triebwerkslufteinlassverkleidung) gelber, atypischer Lack angebracht war; weiter ließ sich feststellen, dass im Bereich dieses Lacks deutlich ausgeprägte Korrosion vorhanden war*
- *an den beiden im vorstehenden Punkt bezeichneten Inlet Case Front Struts (Streben in der Triebwerkslufteinlassverkleidung) vorhandene Öffnungen, durch welche Heißluft zwecks Verhinderung von Eisansatz ausströmen sollte, infolge der bezeichneten Korrosion verschlossen waren*
- *sich sämtliche Komponenten (N1-Stufe und N2-Stufe) frei drehen ließen, somit das Triebwerk nicht infolge einer mechanischen Blockade oder eines vorhandenen Schadens, welcher eine mechanische Blockade hervorruft, ausgefallen sein dürfte*
- *keine Fremdkörper oder Schadensmuster unbeschadet oder obig beschriebenen Schäden an der vordersten Gasverdichterstufe feststellbar waren*
- *keine anderweitigen Defekte, Schäden etc. feststellbar waren*
- *Metalldetektoren, Filter etc. unauffällig waren*

...“

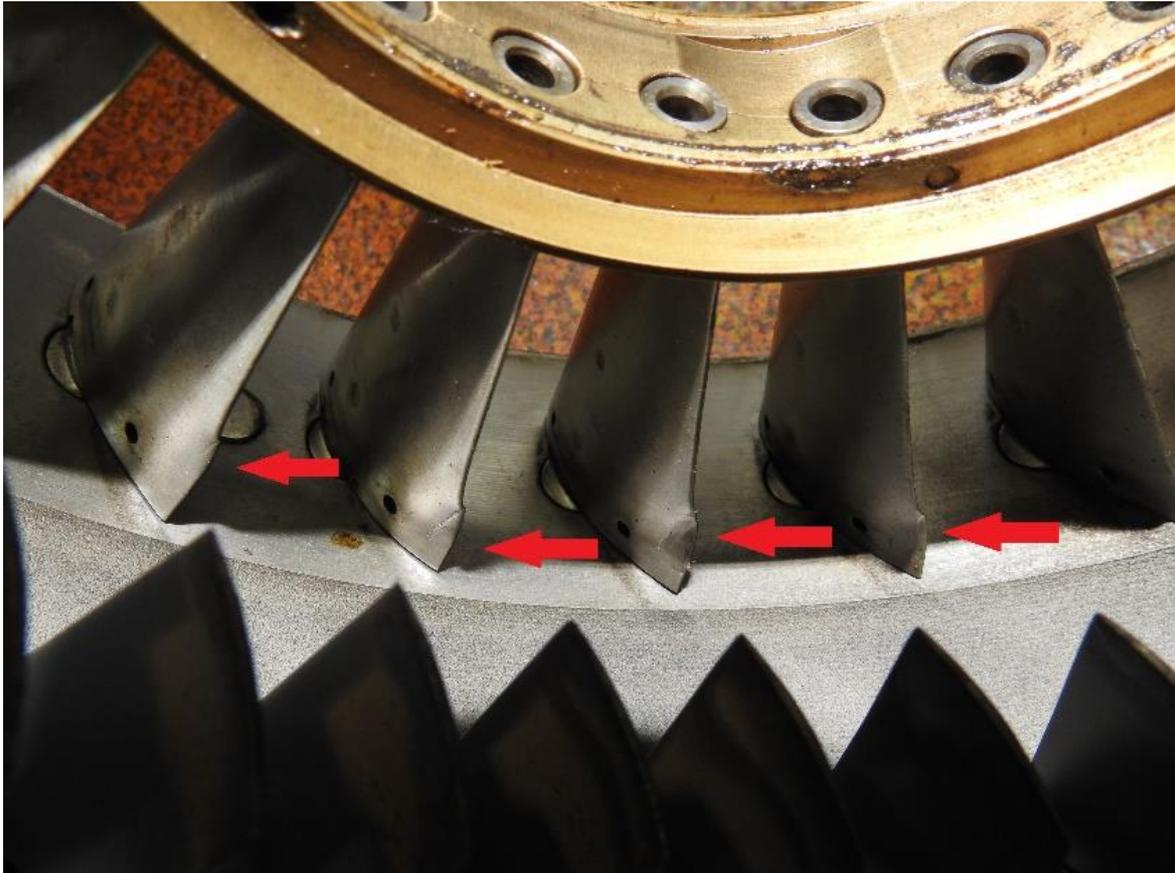
Abbildung 18: Kompressorstufe Axialverdichter



Quelle: SUB

In der vordersten Axialverdichterstufe des rechten Triebwerks (Engine 2) wiesen zwei Kompressorblätter erhebliche Deformierungen auf. (Position des zweiten Kompressorblattes gegenüberliegend).

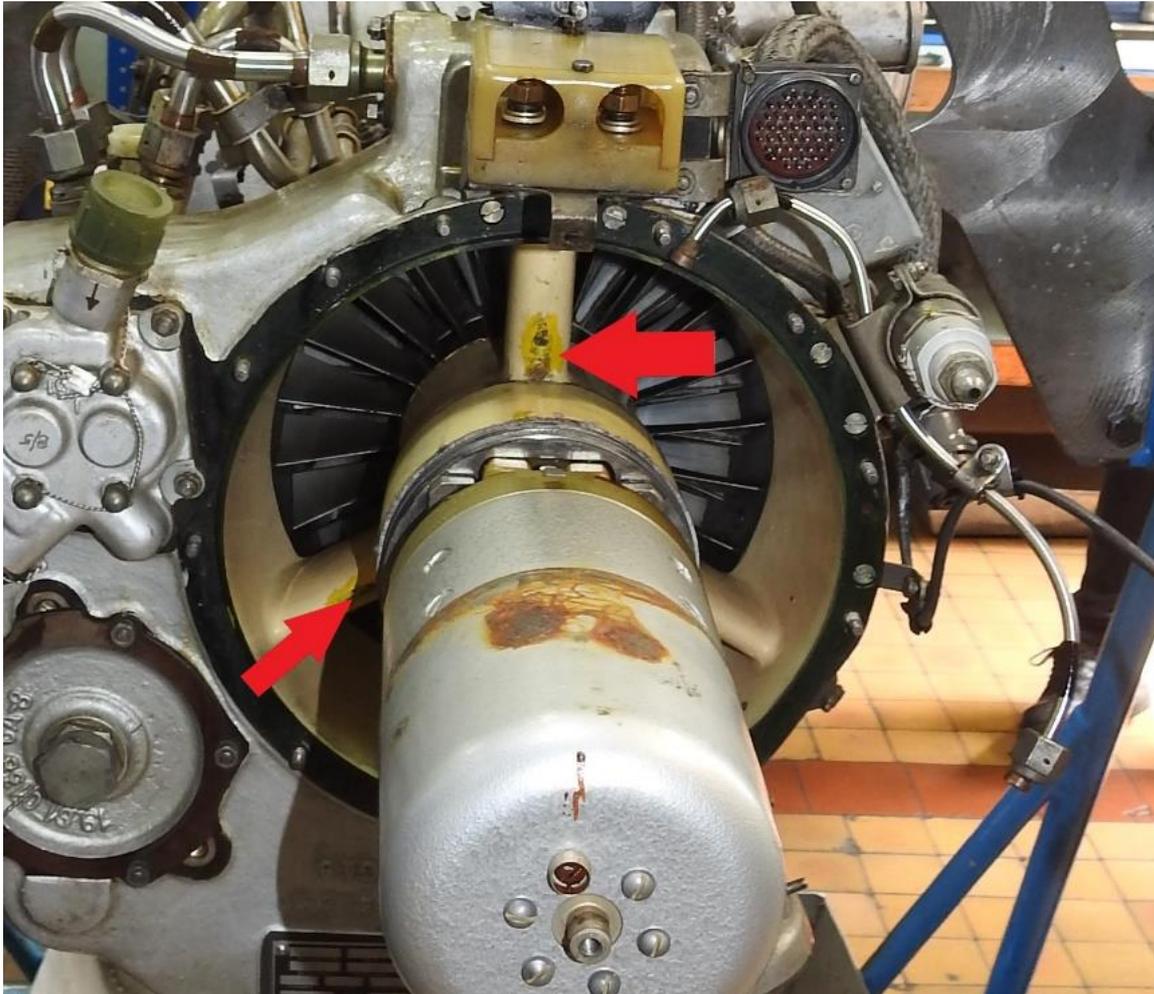
Abbildung 19: Statorblätter der ersten Axialverdichterstufe



Quelle: SUB

Elf Statorblätter der ersten Axialverdichterstufe des rechten Triebwerks (Engine 2) wiesen Deformationen auf.

Abbildung 20: Öffnungsbohrungen an den zwei Stegstreben



Quelle: SUB

An zwei Stegstreben in der Triebwerkslufteinlassverkleidung (Abbildung 20 + Abbildung 21) (Inlet Case Front Struts) durch welche Combustion-Air (Heißluft aus der Brennkammer des Triebwerks) zwecks Verhinderung von Eisansatz im Triebwerk-Eingang geleitet wird, war Korrosion in einem solchen Ausmaß feststellbar, dass jene Öffnungen, durch welche die Heißluft ausströmen sollte, verschlossen war. Weiter erkennbar in Form von gelbem Lack an zwei Inlet Case Front Struts des Inlet Case Assy Hinweise einer unsachgemäß durchgeführten Reparatur in diesem Bereich. Laut Herstellerangaben der Triebwerke sind derartige Reparaturen in diesem Bereich unbeschadet getätigter Maßnahmen durch den Hersteller unzulässig und nicht vorgesehen.

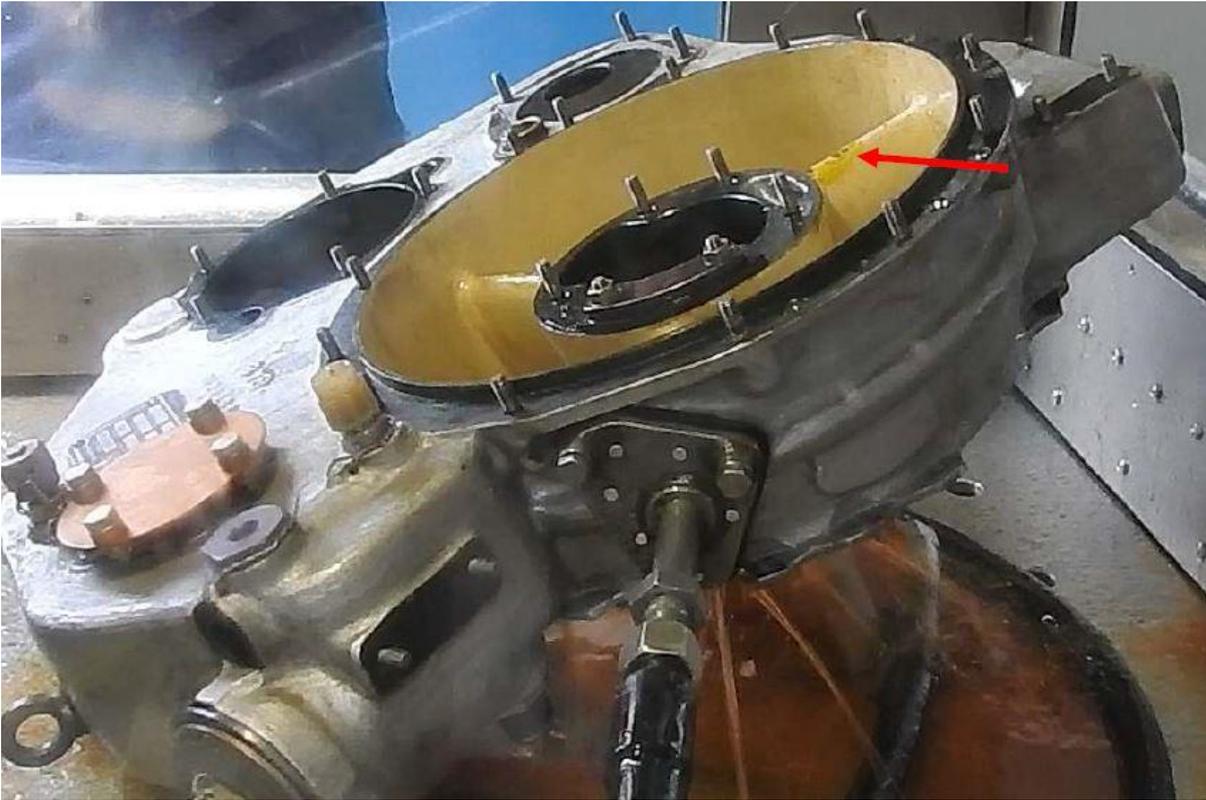
Versuche am Teststand des Triebwerkherstellers bestätigten, dass keine Heißluft durch die beiden Öffnungsbohrungen der Inlet Case Front Struts (Stegstreben) strömen konnte (Testdurchführung am Prüfstand mit einem Nominaldruck von ~ 2 bar mit Öl als Testsubstanz).

Abbildung 21: Korrodierte Öffnungsbohrungen



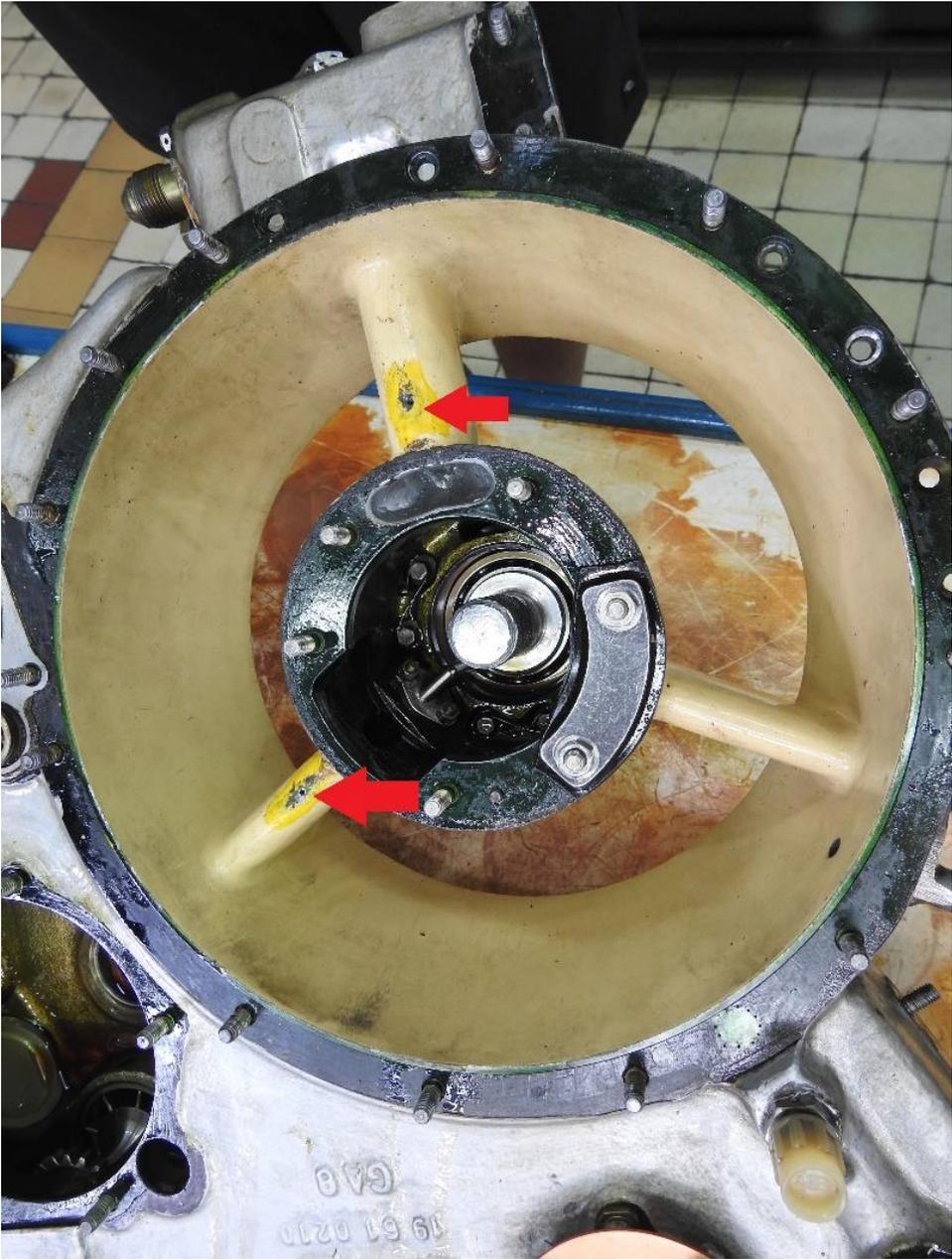
Quelle: SUB

Abbildung 22: Versuch am Teststand mit korrodierten Öffnungsbohrungen



Quelle: SUB

Abbildung 23: Entfernung der Korrosion an den Öffnungsbohrungen



Quelle: SUB

Abbildung 24: Versuch am Teststand nach Entfernung der Korrosion an den Öffnungsbohrungen



Quelle: SUB

Nach Entfernung der festgestellten Korrosion an den Öffnungsbohrungen wurde im Zuge eines neuerlichen gleichartigen Tests am Versuchsstand festgestellt, dass Öl als Testsubstanz durchströmen konnte. Somit war belegbar, dass die Korrosion Grund für die partielle Störung der Eisverhütungseinrichtung war.

Alle übrigen Komponenten des Triebwerksenteisungssystems (Ventile etc.) einschließlich Anzeigen wurden als funktionstüchtig und unauffällig befundet.

1.12.5 Beschreibung des Eisverhütungssystems am Triebwerk

Der Hubschrauber ist mit unterschiedlichen Eisverhütungssystemen zur Verhinderung von Eisansatz (Anti-Icing) bzw. mit Systemen zur Entfernung von bereits angesetztem bzw. sich im Ansatz befindlichem Eis (De-Icing) ausgestattet.

Das Triebwerk ist einerseits mit einem Engine Air Particle Separator (EAPS) Anti-Icing Hot Air / Oil System ausgestattet. Dieses System verhindert Eisansatz im vordersten Bereich, wo Luft in den Ansaugtrakt eingeleitet wird. Andererseits mit dem Engine Inlet Anti-Icing System, wo die Inlet-Struts, Guide-Vanes und der Starter-Generator mit Heißluft aus der letzten Verdichterstufe versorgt werden.

In gegenständlicher Angelegenheit ist insbesondere aufgrund der festgestellten Korrosion im Bereich der beiden Öffnungsbohrungen der Inlet Case front Struts, dem Engine Inlet Anti-Icing-System Aufmerksamkeit zu schenken.

Die Grundfunktion des Engine Inlet Anti-Icing Systems besteht darin, dass heiße Luft aus dem Bereich unmittelbar nach der letzten Verdichterstufe abgezweigt und mittels Rohrleitungen, Schläuchen etc. zu den zu beheizenden Stellen geleitet wird. Die heiße, ausströmende Luft dient dazu, Eisansatz zu verhindern bzw. sich ansetzendes Eis abzuschmelzen.

Bei Temperaturen von weniger als 5°Celsius vorherrschender Außentemperatur ist das Engine Inlet Anti-Icing System zu aktivieren, um Eisansatz im Eingangsbereich des Triebwerks zu verhindern.

Aktivierung des Engine Anti Icing Systems im Cockpit

Die Aktivierung des Engine Inlet Anti-Icing Systems erfolgt aktiv durch den Piloten mittels Kippschalter im Cockpit, wobei beide Triebwerke über separate Schalter und technisch vollständig getrennte Systeme verfügen. Die beiden Kippschalter im Cockpit (je einer pro Triebwerk) am „ICING PROTECTION“-Panel (positioniert am Overhead Panel) verfügen über jeweils drei Stellungen. In der Mittelstellung ist das gesamte EAPS und Engine Inlet Anti-Icing System ausgeschaltet, in der vorderen Stellung ist nur das EAPS-Anti-Icing aktiviert, in der hinteren Stellung sind sowohl Engine Inlet Anti-Icing und EAPS Anti-Icing-System aktiv. Bei Außentemperaturen von weniger als 5° Celsius ist das Engine Inlet Anti-Icing System zu aktivieren.

Abbildung 25: Icing Protection



Quelle: SUB

Engine Anti Icing Anzeige im Cockpit

Das elektromagnetisch angesteuerte Ventil, vom Engine-Anti-Icing-System, steuert die heiße Luft, die aus dem Bereich unmittelbar nach der letzten Verdichterstufe abgezweigt wird, über Rohrleitungen und Schläuchen zu den Öffnungsbohrungen in die Inlet Case front Struts. Bei aktiviertem und funktionstüchtigem Engine-Anti-Icing-System wird über die Stellung des elektromagnetisch angesteuerten Ventils, die Anzeige im Cockpit, das Operation Light, angesteuert. Es wurde festgestellt, dass diese Leuchten beider Triebwerke funktionstüchtig waren.

Abbildung 26: Operation Light ENG 1 ANTI ICING ON



Quelle: SUB

Abbildung 27: Operation Light ENG 2 ANTI ICING ON



Quelle: SUB

Eine teilweise Einschränkung des Engine-Anti-Icing-Systems, wie im vorliegenden Fall durch Korrosion hervorgerufen, hat keine Auswirkung auf die Anzeigen im Cockpit. Das elektromagnetisch angesteuerte Ventil öffnete und ließ die Heißluft (Combustion Air) bis zu den Öffnungsbohrungen in den Inlet Case front Struts passieren. Da diese Öffnungen jedoch durch Korrosion verschlossen waren, konnte in weiterer Folge keine Combustion Air zur Verhinderung des Eisansatzes ausströmen.

Beschreibung der verfügbaren Triebwerksleistung bei einem ausgefallenen Triebwerk:

Die beiden Gasturbinentriebwerke verfügen über drei Leistungsstufen, welche je nach Leistungskonfiguration zur Verfügung stehen und abgerufen werden können.

Primary Level – maximale Leistung, welche mit zwei laufenden Triebwerken abgerufen werden kann.

Contingency Level (30 min OEI) – Leistung, welche vom noch verbleibenden Triebwerk bei Ausfall des anderen Triebwerks abgerufen werden kann, sofern keine weiteren Maßnahmen durch den Piloten gesetzt werden (verfügbar sobald die N1 des defekten Triebwerks unter 58 % fällt). Diese Leistung kann für 30 Minuten abgerufen werden.

Safety Level (2.5 min OEI) – Leistung, welche vom noch verbleibenden Triebwerk bei Ausfall des anderen Triebwerks abgerufen werden kann, sofern der entsprechende Taster am kollektiven Blattverstellhebel durch den Piloten gedrückt wird. Diese Leistung kann für 2,5 Minuten abgerufen werden.

1.12.6 Hauptrotor und Heckrotorblatt Enteisungssystem

Funktionsbeschreibung

Die Haupt- und Heckrotorblatt Enteisung hat drei Schalterstellungen Manual/Auto/OFF. In der Schalterstellung Manual wird das Enteisungssystem unabhängig von der Detektion des RIO-3A Sensors eingeschaltet und es werden die Haupt und Heckrotorblätter alternierend (abhängig von der EN-02/EN-03 De-icing Control Unit) geheizt. Im Cockpit erscheinen die Hinweislampen „Main Rotor Deicing On“ sowie „Tail Rotor Deicing On“.

In der Schalterstellung Auto aktiviert der RIO-3A Eisdetektor automatisch das Haupt- und Heckrotorblatt Enteisungssystem. Dabei erfolgt, sobald der RIO-3A Sensor einen Eisansatz detektiert, die Aktivierung der Warnlampe „ICE“ und gleichzeitig auch die Aktivierung der Hinweislampen „Main Rotor Deicing On“ sowie „Tail Rotor Deicing On“ sobald das System über die EN-02/EN-03 Deicing Control Unit angesteuert wird. In der Stellung OFF ist das Blatteisungssystem ausgeschaltet und kann auch im Falle einer Detektion des RIO-3A Sensors nicht aktiviert werden.

Funktionsüberprüfung des Enteisungssystems Technical Note 26/06/2019

- Helikopter Enteisungssystem in Manual Mode Verifikation, Funktion gegeben.

- Helikopter Enteisungssystem in Auto Mode Verifikation:
 - kein Aufleuchten der „ICE“ Warnlampe, keine Aktivierung des Installierten Enteisungssystem.
 - Überprüfen der elektrischen Verbindungen im Rahmen der Fehleranalyse. Dabei wurde festgestellt, dass zwei Stecker nicht mit der Kontrolleinheit des RIO 3A Sensors verbunden waren (siehe Abbildung 28).
 - Als die Verbindung mit der RIO 3A Kontrolleinheit hergestellt wurde, konnte festgestellt werden, dass die „ICE“ Warnlampe dauerhaft aktiviert wurde (unabhängig welches Signal der RIO-3A Sensor übermittelt hatte). Anschließend wurde der RIO 3A Sensor inklusive Verkabelung bis zur RIO 3A Kontrolleinheit geprüft, dies verlief ohne Auffälligkeiten.

Abbildung 28 Kontrolleinheit RIO 3A



Quelle: Technical note

2 Auswertung

2.1 Flugbetrieb

2.1.1 Flugverlauf

Der Betreiber verfügte über eine Genehmigung in Form eines Luftverkehrsbetreiberzeugnisses (AOC) der Republik Österreich, ausgestellt durch die Austro Control GmbH, einschließlich Genehmigung für den gewerblichen spezialisierten Flugbetrieb mit hohem Risiko, um den betreffenden Arbeitsflug in stattgefundener Weise mit involviertem Hubschrauber durchführen zu dürfen. Der Pilot holte das Flugwetter für diesen Flug über sein Handy ein. Ein ATC Flugplan wurde nicht aufgegeben. Der Pilot aktivierte für den Flug das Engine Inlet Anti-Icing System gemäß RFM, da die vorherrschende Außentemperatur weniger als 5° Celsius betrug. Das Hauptrotor- und Heckrotorblatt Enteisungssystem wurde vom Piloten auf Manual geschaltet. Durch den gewählten Mode „Manual“ war die Haupt- und Heckrotorblatt Enteisungsanlage aktiv. Dies konnte auch bei der durchgeführten Technischen Untersuchung bestätigt werden. Hätte der Pilot die Stellung Mode „Auto“ gewählt, wäre die Anlage nicht aktiviert gewesen, da keine Verbindung zwischen RIO-3A „Ice Detector Sensor“ zur Kontrolleinheit RIO 3A bestand. Aufgrund der Videoaufzeichnungen ist festzustellen, dass sich der Hubschrauber während der Störung außerhalb von Wolken und Nebel aufhielt und stets Erdsicht gegeben war. Die vom Flughelfer angefertigten Bilder direkt nach der Notlandung, lassen keinen Eisansatz an den Hauptrotorblättern erkennen. Im Bereich der Getriebe-verkleidung finden sich leichte Eisansätze, oberhalb der Triebwerkslufteinlässe Feuchtschnee-ablagerungen. Anhand der Auswertung der Audio Spektrum Analyse, des CVR sowie der Videoaufnahmen konnte folgender Ablauf rekonstruiert werden:

Der Leistungsverlust am Triebwerk Nr.2 trat nach einer Flugzeit von ca. 35 Minuten auf. Ca. 2 Sekunden später kam die akustische Unterdrehzahlwarnung (low RPM warning). Zu diesem Zeitpunkt befand sich der Hubschrauber auf Höhe des Almgasthofes. Zunächst steuerte er den Hubschrauber mit der Nase parallel zur Stromleitung bergwärts. Dabei richtete er die Hubschraubernase leicht nach rechts aus und nahm Vorwärtsfahrt (Fluggeschwindigkeit) auf, um die ca. 150 m entfernte Notlandefläche zu erreichen. Der Pilot konnte keine Angaben zur IAS, Vertikal-Speed machen, da er sich auf die Notlandung vorbereitete. Circa 20 Sekunden nach dem Auftreten des Leistungsverlustes ist die Kollision der Hauptrotorblätter mit dem Baum zu hören. Dabei wurden die Hauptrotorblätter abgetrennt und Teile dieser beschädigten den Heckrotor. Daraufhin stieg die Hauptrotor- und die Turbinen Kompressor Drehzahl an. Ca. 30 Sekunden nach dem Auftreten des Leistungsverlustes sank die Hauptrotor- sowie Turbinen

Kompressor-Drehzahl wieder ab und das Triebwerk wurde durch den Piloten abgestellt. Dabei betätigte der Pilot die „Fuel Valve Switches“ und brachte diese in die „CLOSED“ Position. Es wurde keine Rotorbremse verwendet. Der Pilot deaktivierte alle elektrischen Schalter und verließ mit der Besatzung den Hubschrauber. Es befanden sich noch ca. 1150 Liter Kraftstoff im Tank. Die Unterschreitung der an der Unfallörtlichkeit generell anwendbaren Mindestflughöhe von 150 Metern über Grund war zur Erfüllung von Sinn und Zweck des Arbeitsfluges erforderlich und aufgrund der vorliegenden flugbetrieblichen Genehmigungen und Unterlagen zulässig. Für die Durchführung des Arbeitsfluges wäre unter anderem aufgrund der geringen Besiedelungs- und Bebauungsdichte der beflogenen Strecke und aufgrund der Art der ausgeübten Tätigkeit die Verwendung eines zweimotorigen Hubschraubers nicht zwingend notwendig gewesen und hätte theoretisch auch mit einem Hubschrauber mit nur einem Triebwerk durchgeführt werden dürfen. Ein Betrieb in der Flugleistungsklasse 1, in welcher definitionsgemäß einer sicheren Fortsetzung des Fluges infolge eines Triebwerkausfalles zu jedem Zeitpunkt des Fluges gewährleistet sein muss, war somit nicht erforderlich. Es war ebenso zulässig, den Arbeitsflug oder Abschnitte dessen in Flugleistungsklasse 2 oder 3 auszuführen. Der Flug entsprach daher auch den flugleistungstechnischen und damit verbundenen flugbetrieblichen Anforderungen.

2.1.2 Besatzung

Der Pilot ist und war zum Unfallzeitpunkt Inhaber der durch das Luftfahrtbundesamt (Deutschland) ausgestellten Berufspilotenlizenz (CPL(H)) einschließlich eingetragener Musterberechtigung für das Unfallmuster „W-3SOKOL“, im Betrieb mit einem Piloten gültig bis 31.08.2019. Er verfügt über Sprachkenntnisnachweise in deutscher und englischer Sprache (Englisch bis 21.11.2010 befristet). Genannter verfügt über ein flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis der Klasse 1 ohne Einschränkungen und Auflagen mit Gültigkeit bis 20.10.2019. Der letzte für den gewerblichen Flugbetrieb erforderliche OPC (Operators Proficiency Check) auf dem Muster erfolgte am 17.11.2018. Vom Flugprüfer wurde dieser mit dem Vermerk „exzellenter Fähigkeiten und Wissen auf dem Muster Sokol W3A“ abgezeichnet. Der Pilot ist Inhaber eines allgemeinen Sprechfunkzeugnisses für den beweglichen Flugfunkdienst, ausgestellt durch die Fernmeldebehörde für Tirol und Vorarlberg am 23.01.2006. Er verfügte zum betreffenden Zeitpunkt eigenen Aufzeichnungen zufolge über eine Gesamtflugstundenerfahrung von rund 6.700 Flugstunden, davon 4.656 Stunden als Pilot auf Hubschraubern, hiervon 153 Stunden in den letzten 90 Tagen, 52 Stunden in den letzten 30 Tagen. Die Flugstundenanzahl auf dem Unfallmuster PZL W-3A betrug 84 Stunden in den vorangegangenen 90 Tagen. Dem Dienstantritt am Unfalltag war eine Ruhezeit von, laut eigenen Aufzeichnungen, 16 Stunden und 10 Minuten vorausgegangen. Der Dienstantritt am Vorfalstag erfolgte um 10:00 Uhr. Am Vortag erfolgte eine Dienstzeit von 10:05 Stunden, bei einer Flugzeit von 03:39 Stunden.

Die an Bord befindlichen Personen übten Tätigkeiten aus, welche zur Erfüllung des Arbeitsfluges erforderlich waren, die sachliche Notwendigkeit des Mitfluges war sohin auch in Übereinstimmung mit den geltenden Standardverfahren und allgemeinen Bestimmungen gegeben.

2.2 Luftfahrzeug

2.2.1 Masse und Schwerpunkt

Masse und Schwerpunktlage befanden sich zum Zeitpunkt des Starts, während des gesamten Fluges und auch zum Unfallzeitpunkt innerhalb zulässiger Grenzen. Eine allfällige Unfallkausalität ist nicht erkennbar. Die Berechnung der lateralen Schwerpunktlage wurde nicht durchgeführt, zumal hier keinerlei Hinweise auf einen sachkausalen Bezug bestehen.

2.2.2 Berechnung der Flugleistung HOGE und HIGE mit einem Triebwerk (OEI)

Von Seiten des Luftfahrzeugherstellers stehen für dieses Hubschraubermuster im Flughandbuch bzw. in den Anhängen dazu (Supplements) keine Graphen oder anderweitige Informationen zur Verfügung, mittels welcher Leistungsberechnungen im Hinblick auf Flugleistung mit einem ausgefallenen Triebwerk im Schwebeflug weder im (HIGE) noch außerhalb des Bodeneffekts (HOGE) durchgeführt werden können. Es kann somit nicht schlüssig nachvollzogen werden, ob theoretisch ein Schwebeflug sohin allenfalls eine Fortsetzung des Fluges ohne Landung an entsprechender Örtlichkeit unter Abruf der maximal zur Verfügung stehenden Leistung (OEI Safety Level 2.5 min) möglich gewesen wäre. Laut Angaben des Piloten habe er infolge des Auftretens des zu diesem Zeitpunkt für ihn nicht kausal klassifizierbaren Ereignisses keine aktiven Handlungen sohin auch nicht zwecks Abruf der OEI 2.5 min. Leistung gesetzt. Dem Piloten stand sohin die OEI 30 min Leistung zur Verfügung. Anhand verfügbarer Daten kann lediglich die Schwebelageleistung mit vorhandener Startleistung mit beiden Triebwerken ermittelt werden.

Aussage Triebwerkshersteller Pratt & Whitney

„...“

According to the evidence tests of the W-3A helicopter, the operation of one engine in the OEI 2.5 min range should ensure not only maintaining the horizontal flight of the helicopter but also its climb. Meanwhile, according to the pilot, the helicopter loosed altitude quickly. This may be evidence of:

- flight at too high angle of main rotor loading, resulting in a drop in rotor speed, or*
- not turning on the power button 2.5 OEI by pilot, or*
- icing of the rotor blades, which caused a significant decrease of lift*

.....“

2.2.3 Luftfahrzeug Wartung

Der Hubschrauber war zum Zeitpunkt des Unfalles uneingeschränkt lufttüchtig und verfügte über die notwendigen Eintragungen und Zulassungen, über die für den stattgefundenen Flugbetrieb erforderlichen Dokumente und Genehmigungen und war entsprechend versichert. Das Luftfahrzeug befand sich unter Aufsicht einer Organisation zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (CAMO). Die 300/600 Stundenkontrolle und die Special Inspection „Winter Inspection“ wurden am 24.04.2018 bei einer Luftfahrzeuggesamtbetriebszeit von 3521 Stunden von einem EASA Part 145 durchgeführt. Bei der Durchführung der Special Inspection „Winter Inspection“ gemäß Maintenance Manual 5.40.03 war kein Vermerk über eine nicht funktionstüchtige Hauptrotor- und Heckrotorblatt Enteisung in Mode Auto zu finden.

2.2.4 Lebenslaufakte rechtes Triebwerk Engine 2

Der Hubschrauber des Muster PZL W-3A ist mit zwei Gasturbinentriebwerken des Hersteller Pratt & Withney Rzeszow S.A. (kurz PW), Type PZL-10W, ausgestattet. Jedes Triebwerk verfügt über eine Dauerwellenleistung von 574 kW und über eine Höchstwellenleistung von 846 kW (2.5 min OEI). Laut vorgelegten Lebenslaufakten (L-Akte) die Triebwerke betreffend, ist rechterhand das Triebwerk mit der Serien-Nummer 219954019A verbaut. Gemäß L-Akte wurde das Triebwerk bislang einmalig überholt (overhaul), letztmalig am 28.02.2008. Aus den Lebenslaufakten gehen keine Hinweise hervor, welche einen Rückschluss auf die unsachgemäße Reparatur durch Lackanbringung an den zwei Stegstreben in der Triebwerkslufteinlassverkleidung (Inlet Case Front Struts) im Bereich des Lufteinlasses schließen lassen. Laut Befundung des Triebwerksherstellers ist ein kausaler Zusammenhang durch Lackanbringung und der Korrosionsbildung gegeben. Die durchgeführte Reparatur war nicht durch den Triebwerkshersteller genehmigt. Auch sind die Hintergründe, welche zur bezeichneten Reparatur geführt haben, nicht nachvollziehbar.

2.2.5 Audio Spektrum Analyse, Cockpit-Voice-Recorder und Video Aufzeichnung

Die Auswertung der Audio Spektrum Analyse, CVR und Videoaufzeichnungen zeigen Übereinstimmungen in den zeitlichen Abläufen vom Auftreten des Zwischenfalls bis zur durchgeführten Notlandung, der Baumberührung und Abstellen der Triebwerke.

2.2.6 Kraftstoffuntersuchung

Die zwei untersuchten Kraftstoffproben entsprachen den geforderten Spezifikationen. Sämtliche untersuchte Kraftstofffilter und Ölfilter, sowie mechanische Spanindikatoren haben keinen Hinweis auf einen anderweitigen Defekt gebracht.

2.3 Flugwetter

Die Gesamtheit der obig abgebildeten Daten der Flugwettermeldungen der beiden Flughäfen und der Autometar Messstationen lassen auf eine Temperatur von zirka -1 bis -3 Grad Celsius (Interpolation unter Heranziehung ISA-Standards), sowie auf eine sehr hohe relative Luftfeuchtigkeit (Spread) schließen. Es ist sohin von begünstigten Bedingungen, unter welchen Eisbildung auftreten kann, auszugehen.

Die auf den Flugwetterübersichten angeführten mäßigen Vereisungsbedingungen treffen jedoch soweit nachvollziehbar nur bedingt zu, zumal sich der Hubschrauber ständig außerhalb der Wolken bzw. des Nebels unter Beibehaltung von Erdsicht aufhielt. Die anwendbaren Flugwetter-Mindestbedingungen wurden während des Unfallfluges für die Luftraumklasse G eingehalten. Der Flug wurde nach Sichtflugregeln (VFR) durchgeführt.

2.4 Zusammenfassung

Durch die Korrosionsbildung im Bereich der Inlet Case Front Struts im rechten Triebwerk waren die Öffnungsbohrungen aus welchen Heißluft zur Verhinderung von Eisansatz ausströmen soll, verschlossen.

Der Umstand, dass erhebliche Schäden in Form von Deformierungen im Triebwerk konkret in der ersten Verdichter-Stufe an 11 Statorblättern (Gas Compressor Stator Vanes) und 2 Rotorschaukeln (Gas Compressor Rotor Blades) festgestellt werden konnten, zugleich aber keine erkennbaren Fremdkörper oder Rückstände solcher im Triebwerk vorhanden waren, deutet in Verbindung mit den vorherrschenden Witterungsbedingungen auf Anzeichen von Eisansatz im Bereich der Verkleidungen im Nahbereich der Triebwerk-Lufteinlässe hin. Als der Eisansatz ein entsprechendes Ausmaß in diesem Bereich erreicht hatte, löste sich das Eis und wurde in den Verdichter gesaugt. Es kam zum Ausfall des rechten Triebwerks und in weiterer Folge zum Leistungsverlust des Hubschraubers. Für den Piloten war die Eisbildung nicht erkennbar, da infolge der Aktivierung des Engine-Anti-Ice Systems die entsprechende Anzeige im Cockpit (Engine Anti Ice on) für beide Triebwerke leuchtete. Der Umstand, dass das linke Triebwerk einwandfrei lief, lässt sich auf eine funktionierende Triebwerksenteisungs-anlage zurückführen. Der Triebwerksausfall und der damit verbundene Leistungsverlust (sinkende Rotordrehzahl) zwangen den Piloten zu einer technischen Notlandung. Der Pilot hatte nur einen eingeschränkten Zeitfaktor, um eine möglichst freie Landefläche anzusteuern. Dieser eingeschränkte Zeitfaktor resultiert aus mehreren Faktoren, der geringen Flughöhe, den Witterungsbedingungen und der Hinderniskulisse.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot hatte zur Durchführung des Fluges alle notwendigen Berechtigungen.
- Das Unternehmen verfügte zur Durchführung dieses Fluges über alle notwendigen Genehmigungen.
- Die anwendbaren Flugwettermindestbedingungen für die Luftraumklasse G wurden für diesen Flug eingehalten.
- Der Flug wurde als VFR Flug durchgeführt.
- Es ist von Wetterbedingungen auszugehen, bei denen Eisbildung auftreten kann.
- Gemäß RFM ist der Hubschrauber für Tag und Nacht VFR zugelassen. Mit zusätzlicher Ausrüstung auch für IFR.
- Einsätze in wissentlichen Vereisungsbedingungen sind gemäß RFM verboten.
- Die gemäß EU VO 923/2012 Anhang SERA.2010/b idgF. erforderliche Flugvorbereitung sowie die gem. Operation Handbook / Specialized Operations Handbook des Unternehmens geforderten Vorbereitungen i.v.m. EU VO 965/2012 (Flugauftrag, Operational Flight Plan und Risiko Analyse für Kontroll- und Überwachungsflüge) wurden vor dem Abflug am Stützpunkt des Unternehmens durchgeführt.
- Die Masse des Luftfahrzeuges und der longitudinale Schwerpunkt befanden sich während des ganzen Fluges bis zum Unfallzeitpunkt im zulässigen Bereich.
- Die 300/600 Stundenkontrolle und die Special Inspection „Winter Inspection“ wurden am 24.04.2018 bei einer Luftfahrzeugesamtbetriebszeit von 3521 Stunden von einem EASA Part145 durchgeführt, abgezeichnet und freigegeben.
- Die durchgeführte Winter Inspection erhielt keinen Vermerk über eine nicht funktionierende Haupt- und Tailrotorblatt Enteisungsanlage im Mode Auto.
- Die Kontrolleinheit RIO 3A war nicht verbunden, somit war die Funktion der Haupt- und Heckrotorblatt Enteisungsanlage im Mode Auto nicht gegeben.
- Der Pilot aktivierte den Mode „Manual“ bei der Haupt- und Heckrotorblatt Enteisung.
- Die durchgeführte Untersuchung ergab Hinweise auf technisch vorbestandene Mängel in der Triebwerkseisverhütungsanlage des rechten Triebwerkes.
- Durch die Korrosionsbildung im Bereich der Inlet Case Front Struts im rechten Triebwerk waren die Öffnungsbohrungen, aus welchen Heißluft zur Verhinderung von Eisansatz ausströmen soll, verschlossen.
- Die Korrosionsbildung war für den Piloten weder im Rahmen der Vorflugkontrolle noch während des Fluges zu erkennen.

- Laut Befundung des Triebwerksherstellers ist ein kausaler Zusammenhang, zwischen dieser nicht durch den Triebwerkshersteller genehmigten Reparatur, durch Lackanbringung und der Korrosionsbildung gegeben.
- Durch die partielle Störung der Eisverhütungseinrichtung bildete sich in diesem Bereich Eis aufgrund der hohen Luftfeuchtigkeit.
- Das Eis löste sich und wurde vom rechten Verdichter angesaugt, dies führte in weiterer Folge zum Triebwerksausfall.
- Der Pilot aktivierte für den Flug das Engine Inlet Anti-Icing System gemäß RFM, da die vorherrschende Außentemperatur weniger als 5° Celsius betrug.
- Der untersuchte Kraftstoff entsprach den Spezifikationen.
- Das Luftfahrzeug war zum Zeitpunkt des Fluges lufttüchtig.
- Der Pilot hat die im zur Verfügung stehende Leistung OEI 2.5 min nicht abgerufen.
- Die vom Piloten durchgeführte Notlandung war technisch erzwungen.
- Die Baumberührung durch die Hauptrotorblätter stand außerhalb der für den Piloten beeinflussbaren Faktoren.
- Der Hubschrauber war mit einem Flugdatenschreiber (Flight-Data-Recorder) ausgerüstet. Aufgrund eines Defektes des Flugdatenschreibers führte dieser keine Aufzeichnungen durch.
- Ein Flugdatenschreiber sowie ein CVR waren aus luftfahrtrechtlicher Sicht nicht erforderlich.
- Ein CVR wurde mitgeführt, das System wird automatisch beim Anlassen des Hubschraubers aktiviert.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Ausfall des rechten Triebwerks und Leistungsabfall in geringer Flughöhe über GND.
- Technisch erzwungene Notlandung mit Baumberührung am Notlandefeld.

3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Technisch vorbestandene Mängel in der Triebwerksenteisungsanlage des rechten Triebwerkes.
- Eisansatz im Bereich der Verkleidungen im Nahbereich der Triebwerk-Lufteinlässe.
- Eis wurde vom Verdichter angesaugt, dies führte in weiterer Folge zum Triebwerksausfall.

4 Sicherheitsempfehlungen

Keine

5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

Gemäß Art. 16 Abs. 4 Verordnung (EU) Nr. 996/2010 hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Veröffentlichung des Abschlussberichts Bemerkungen der betroffenen Behörden, einschließlich der EASA und des betroffenen Inhabers der Musterzulassung, des Herstellers und des betroffenen Betreibers (Halter) eingeholt.

Bei der Einholung solcher Bemerkungen hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes die internationalen Richtlinien und Empfehlungen für die Untersuchung von Flugunfällen und Störungen, die gemäß Artikel 37 des Abkommen von Chicago über die internationale Zivilluftfahrt angenommen wurden, eingehalten.

Gemäß § 14 Abs. 1 UUG 2005 idGF. hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Abschluss des Untersuchungsberichts dem Halter des Luftfahrzeuges, den Hinterbliebenen bzw. Opfern Gelegenheit gegeben, sich zu den für den untersuchten Vorfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Stellungnahmeverfahren).

Die eingelangten Stellungnahmen wurden, wo diese zutreffend waren, im Untersuchungsbericht berücksichtigt bzw. eingearbeitet.

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Personenschäden	11
Tabelle 2: Masse und Schwerpunktberechnung Erpfendorf	15
Tabelle 3: Masse und Schwerpunktberechnung Bürglkopf	15

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Übersichtsaufnahme Notlandeplatz	10
Abbildung 2: Center of gravity limits	16
Abbildung 3: Hover ceiling out of ground effect	18
Abbildung 4: Auszug aus dem RP/P/401,64/4/2019	19
Abbildung 5: ERFM Section 1 Limitation	20
Abbildung 6: Flugwetterübersicht	21
Abbildung 7: TAF, METAR Flugwetterdaten	22
Abbildung 8: Autometar Flugwetterdaten	23
Abbildung 9: Wind/Temp Alpen	24
Abbildung 10: Low level significant Weather Chart	25
Abbildung 11: Kartenübersicht Luftraumstruktur	28
Abbildung 12: Abstand zum Hindernis Aufnahme am Tag nach der Notlandung	29
Abbildung 13: Endlage des Hubschraubers direkt nach der Notlandung	30
Abbildung 14: Aufnahme direkt nach der Notlandung	30
Abbildung 15: Aufnahme direkt nach der Notlandung	31
Abbildung 16: Auszug aus dem Report RB/P/401,64/4/2019	34
Abbildung 17: Auszug aus dem Report RB/P/401,64/4/2019	35
Abbildung 18: Kompressorstufe Axialverdichter	37
Abbildung 19: Statorblätter der ersten Axialverdichterstufe	38
Abbildung 20: Öffnungsbohrungen an den zwei Stegstreben	39
Abbildung 21: Korrodierte Öffnungsbohrungen	40
Abbildung 22: Versuch am Teststand mit korrodierten Öffnungsbohrungen	41
Abbildung 23: Entfernung der Korrosion an den Öffnungsbohrungen	42
Abbildung 24: Versuch am Teststand nach Entfernung der Korrosion an den Öffnungsbohrungen	43
Abbildung 25: Icing Protection	45
Abbildung 26: Operation Light ENG 1 ANTI ICING ON	46
Abbildung 27: Operation Light ENG 2 ANTI ICING ON	46
Abbildung 28 Kontrolleinheit RIO 3A	48

Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 92/2017.

Bundesgesetz über die unabhängige Sicherheitsuntersuchung von Unfällen und Störungen (**Unfalluntersuchungsgesetz – UUG 2005**), BGBl. I Nr. 123/2005 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 102/2015.

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 der geltenden Fassung.

Verordnung (EU) Nr.376/2014 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 03. April 2014 über die Meldung, Analyse und Weiterverfolgung von Ereignissen in der Zivilluftfahrt, zur Änderung der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates und zur Aufhebung der Richtlinie 2003/42/EG des Europäischen Parlaments und des Rates und der Verordnungen (EG) Nr. 1321/2007 und (EG) Nr. 1330/2007 der Kommission in der geltenden Fassung.

Durchführungsverordnung (EU) Nr. 923/2012 der Kommission vom 26. September 2012 zur Festlegung gemeinsamer Luftverkehrsregeln und Betriebsvorschriften für Dienste und Verfahren der Flugsicherung und zur Änderung der Durchführungsverordnung (EG) Nr. 1035/2011 sowie der Verordnungen (EG) Nr. 1265/2007, (EG) Nr. 1794/2006, (EG) Nr. 730/2006, (EG) Nr. 1033/2006 und (EU) Nr. 255/2010. (**SERA**)

Abkürzungen

AGL	Above Ground Level
AIP	Aeronautical Information Publication
ALT	Altitude
AMSL	Above Mean Sea Level
ATC	Air Traffic Control
AUTOMETAR	Automatische Wetterstation
BCMT	Beginning of Civil Morning Twilight
BKN	Broken (5/8 - 7/8)
CBO	Cycles Between Overhaul
COM	Communications
CPL	Commercial Pilot Licence
CRI	Class Rating Instructor
CSN	Cycles Since New (manufacture)
CSO	Cycles Since Overhaul
CU	Cumulus
CVR	Cockpitvoicerecorder
DA	Density Altitude
EASA	European Aviation Safety Agency
ECET	End of Civil Evening Twilight
EFB	Electronic Flight Bag
ELEV	Elevation
ELT	Emergency Locator Transmitter
FDR	Flight Data Recorder
FEW	Few (1/8-2/8)
FI	Flight Instructor
FMDS	Flight Management Data System
GND	Ground
GS	Ground Speed
HIGE	Hovering in Ground effect
HOG E	Hovering out of ground effect
HPA	Hectopascal
KT	Knots

LAT	Latitude
LONG	Longitude
METAR	Aviation Routine Weather Report (Code Form)
MSL	Mean Sea Level
NCD	No Clouds Detected
NIT	Night Qualification
NOSIG	No Significant change
OEI	One engine inoperative
OFF	Operational Flight Plan
OMA	Operational Manual Part A
OMB	Operational Manual Part B
OVC	Overcast (8/8)
OPS	Operational- Flightplan
PA	Pressure Altitude
PCA	Post Holder Continuing Airworthiness
PFO	Post Holder Flight Operations Manager
PIC	Pilot in Command
P/N	Part Number
PPL	Private Pilot Licence
Q	Indicator for QNH in Hectopascal
QFE	Luftdruck in Flugplatzhöhe (oder an der Pistenschwelle)
QNH	Höhenmesser-Skaleneinstellung, um bei der Landung die Flugplatzhöhe zu erhalten
RA	Rain
RCC	Rescue-Coordination-Centre
RFM	Rotor Flight Manual
RMK	Remark
RPM	Revolutions Per Minute
SC	Stratocumulus
SCT	Scattered (3/8 - 4/8)
SERA	Standardised European Rules of the Air
S/N	Serial Number
SSR	Secondary Surveillance Radar
TAF	Aerodrome Forecast
TBO	Time Between Overhaul

THCM	Technical Crew Member
TR	Track
TSN	Time Since New (manufacture)
TSO	Time Since Overhaul
UMS	Utility Monitoring System
UTC	Coordinated Universal Time
ü.d.M.	Above the Sea
VFR	Visual Flight Rules
VMC	Visual Meteorological Conditions
VRB	Variable
WGS84	World Geodetic System 1984
Z	zulu – see UTC

Impressum

Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie
Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Wien, 2021. Stand: **Fehler! Unbekannter Name für Dokument-Eigenschaft.**

Dieser Untersuchungsbericht gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) Nr.996/2010 wurde von der Leiterin der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Abschluss des Stellungnahmeverfahrens gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) 996/2010 in Verbindung mit § 14 Abs. 1 UUG 2005 genehmigt.

Copyright und Haftung:

Auszugsweiser Abdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen. Dieser Entwurfsbericht basiert auf den zur Verfügung gestellten Informationen. Im Falle der Erweiterung der Informationsgrundlage behält sich die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes das Recht zur Ergänzung des gegenständlichen Entwurfsberichtes vor.

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:

www.bmk.gv.at/datenschutz

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 71162 65-0

fus@bmk.gv.at

bmk.gv.at/ministerium/sub