



UNTERSUCHUNGSBERICHT

UNFALL MIT DEM Hubschrauber der Type Schweizer S-269C

am 09.02.2015
um ca. 08:45 Uhr UTC am Flugplatz
Wels (LOLW), 4600 Wels,
Oberösterreich



GZ. BMVIT-85.220/0002-IV/BAV/UUB/LF/2017

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Bereich Zivilluftfahrt

ÜBERSICHT

	Seite
Inhaltsverzeichnis	2
Einleitung	3
Kapitel 1 TATSACHENERMITTLUNG	3
Kapitel 2 AUSWERTUNG	17
Kapitel 3 SCHLUSSFOLGERUNGEN	19
Kapitel 4 SICHERHEITSEMPFEHLUNGEN	21
Kapitel 5 STELLUNGNAHMEVERFAHREN	21

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. Dieser Untersuchungsbericht darf ohne ausdrückliche Genehmigung der Bundesanstalt für Verkehr, Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, nicht auszugsweise wiedergegeben werden.

Bei den verwendeten personenbezogenen Bezeichnungen gilt die gewählte Form für beide Geschlechter.

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

Bundesanstalt für Verkehr
Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, Verkehrsbereich Zivilluftfahrt
Postanschrift: Postfach 206, 1000 Wien
Büroadresse: Trauzlgasse 1, 1210 Wien
T: +43(0)1 71162 DW 659230, F: +43(0)1 71162 DW 6569299
E: fus@bmvit.gv.at

INHALTSÜBERSICHT

Einleitung.....	3
1. Tatsachenermittlung.....	3
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	3
1.2 Personenschäden	4
1.3 Schaden am Luftfahrzeug.....	4
1.4 Andere Schäden	4
1.5 Besatzung	5
1.6 Luftfahrzeug	5
1.6.1 Bord Dokumente	6
1.6.2 Beladung und Schwerpunkt des LFZ.....	6
1.7 Flugwetter	7
1.7.1 Streckenwettervorhersage, Flugwetterdienst Austro Control GmbH	7
1.7.2 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	7
1.7.3 Windmesswerte der ZAMG Wetterstation 11059 Wels- Schleissheim	8
1.7.4 Flugwetterwarnungen, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	8
1.7.5 Wetterberatung des Piloten.....	9
1.7.6 Natürliche Lichtverhältnisse	9
1.8 Navigationshilfen.....	10
1.9 Flugfernmeldedienste.....	10
1.10 Flugplatz	10
1.11 Flugschreiber	11
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall	11
1.12.1 Unfallort.....	11
1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile	11
1.12.3 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen	12
1.13 Medizinische und pathologische Angaben.....	13
1.14 Brand	13
1.15 Überlebensaspekte	13
1.15.1 Evakuierung	13
1.16 Organisationen und deren Verfahren.....	13
1.17 Weiterführende Untersuchungen	14
1.17.1 Technische Untersuchungen	14
1.18 Andere Angaben	15
2 Auswertung	17
2.1 Flugbetrieb	17
2.1.1 Flugverlauf	17
2.1.2 Besatzung	17
2.1.3 Verfahren	18
2.2 Luftfahrzeug	18
2.2.1 Kraftstoff.....	18
2.2.2 Beladung und Schwerpunkt	18
2.2.3 Technische Untersuchung	18
2.3 Wetter	18
3 Schlussfolgerungen.....	19
3.1 Befunde.....	20
3.2 Wahrscheinliche Ursachen	21
3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren.....	21
4 Sicherheitsempfehlungen.....	21
5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren	21

Einleitung

- Luftfahrzeugalter: Bedarfsflugunternehmen/ Approved Training Organisation
- Betriebsart: Grundschulungsflug
- Flugzeughersteller: Schweizer Aircraft Corporation, USA
- Musterbezeichnung: 269C
- Luftfahrzeugart: Hubschrauber
- Staatszugehörigkeit: Österreich
- Unfallort: Flugplatz Wels (LOLW), 4600 Wels, Oberösterreich
- Koordinaten (WGS84): N 48°10'54'' E 014°02'18''
- Ortshöhe über dem Meer: ca. 318 m
- Datum und Zeitpunkt: 09.02.2015 um ca.08:45 Uhr

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Verkehrsbereich Zivilluftfahrt wurde am 09. Februar 2015 um 09:20 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: Vereinigte Staaten von Amerika
Sonstige Staaten: Keine

1. Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen von Augenzeugen und dem Piloten in Verbindung mit den Erhebungen der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wie folgt rekonstruiert:

Am Unfalltag plante der Fluglehrer mit einem Flugschüler Grundschulungsflüge im Platzrundenbereich des Flugplatzes Wels (LOLW). Beide trafen um ca. 06:15 Uhr im Briefing Raum der Flugschule ein. Nach Fertigstellung der Flugplanung erfolgte im Hangar des Flugplatzes die gem. Flughandbuch vorgeschriebene Vorflugkontrolle am Hubschrauber. Dabei wurde aus den Kraftstofftanks sowie aus dem Kraftstofffilter insgesamt ca. 0,75 Liter AVGAS abgelassen. Anschließend wurde das Luftfahrzeug zur Tankstelle des Flugplatzes gebracht und insgesamt ca. 132 Liter (35 US Gallonen) AVGAS getankt. Daraufhin wurde das Luftfahrzeug mithilfe einer fahrbaren Plattform zur Startposition nahe dem Rollweg A gebracht.

Danach nahmen der Fluglehrer auf dem rechten und der Flugschüler auf dem linken Sitz des Hubschraubers Platz. Der Start des Triebwerkes sowie der laut Flughandbuch vorgeschriebene „Engine Ground Check“ verliefen ohne Auffälligkeiten. Um ca. 08:10 Uhr erfolgte der Start in Richtung südlicher Graspiste (09 Gras R). Dabei steuerte der Fluglehrer den Hubschrauber über die Pistenschwelle 09 Gras R und der Flugschüler schwebte anschließend in Richtung Pistenschwelle 27 Gras L. Dieses Manöver wiederholten sie zweimal, wobei nach Erreichen der jeweiligen Pistenschwelle der Fluglehrer ein „Quick Stop“ – Manöver durchführte, um die Vorwärtsfahrt zu beenden und den Hubschrauber in kürzester Zeit in den Schwebезustand zu bringen. Danach steuerte er jeweils eine 180° Drehung um

die Hochachse, um den Hubschrauber zu wenden. Darauf folgend leitete der Fluglehrer einen Abflug in die Platzrunde über die Piste 27 Gras R ein. Anschließend übernahm der Flugschüler wieder die Flugsteuerung. Im Gegenanflug etwa quer ab der Pistenmitte entschloss sich der Fluglehrer, den Flugschüler die Platzrunde noch fertig fliegen zu lassen, jedoch danach wieder retour zu gehen (Pistenschwelle 27 Gras L) und mit dem Schwebetraining fortzusetzen.

Der Flugschüler schwebte den Hubschrauber wieder in Richtung Pistenschwelle 09 Gras R, wobei beim Zurückschweben in Richtung Pistenschwelle 27 Gras L der Fluglehrer die Flugsteuerung übernahm. Dabei konnte der Fluglehrer immer wieder beobachten, dass die untere Cockpitscheibe bei langsamer Vorwärtsfahrt bzw. teilweisem Schweben mit Schnee bedeckt wurde. Nachdem die Pistenschwelle 27 Gras L erreichte wurde, leitete der Fluglehrer bei ca. 40 - 50 Kts ein „Quick Stop“- Manöver ein. Dabei brachte der Fluglehrer den Hubschrauber mithilfe der zyklischen Flugsteuerung in eine Nose up Position (Quick Stop), um Vorwärtsfahrt abzubauen. In diesem Moment reduzierte der Fluglehrer gleichzeitig die Triebwerksdrehzahl, um gemäß der Aussage des Fluglehrers, ein vollständiges und schnelles Öffnen des Freilaufes zu ermöglichen.

Nach ca. 2-3 Sekunden in diesem Flugzustand (Flair) bemerkte er einen plötzlichen Triebwerksausfall. Darauf bewegte der Fluglehrer die zyklische Steuerung weiter zurück, um noch mehr Vorwärtsfahrt abzubauen und leitete dann einen „Roll over“ ein, indem er die zyklische Steuerung nach vorne bewegte. Bei einer Vorwärtsgeschwindigkeit von ca. 10 Kts setzte das Luftfahrzeug nahe des östlichen Randes des Rollweges B auf und schlitterte noch ca. 40 Meter in Richtung ost-südost. Danach kam das Luftfahrzeug zum Stillstand, der Fluglehrer und Flugschüler konnten den Hubschrauber selbständig und unverletzt verlassen.

1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche	-	-	-
Schwere	-	-	-
Keine	2	-	-

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Am Luftfahrzeug entstand erheblicher Sachschaden.

1.4 Andere Schäden

Keine

1.5 Besatzung

Pilot / Fluglehrer

- Alter / Geschlecht: 42 Jahre/ männlich
- Art des Zivilluftfahrerscheines: EASA FCL CPL(H) Commercial Pilot
Licence (Helicopter) Erstaussstellungsdatum
04. Dezember 2003
- Berechtigungen
Muster/Typenberechtigung: AS350/EC130, Bell 206, ENF28, HU 269
Instrumentenflugberechtigung: Keine
Lehrberechtigung: Ja
Sonstige Berechtigungen: NVFR, EXAM
- Gültigkeit: Am Unfalltag gültig
- Überprüfungen (Checks)
Medical check: Medical Class I ausgestellt am 05.12.2014
- Gesamtflugerfahrung (inkl. Unfallflug) 3989:14 Stunden
davon in den letzten 90 Tagen: 85:58 Stunden
davon in den letzten 30 Tagen: 58:44 Stunden
davon in den letzten 24 Stunden: 00:45 Stunden
- Flugerfahrung auf der Type HU269/S269 2352:40 Stunden

Flugschüler

- Alter / Geschlecht: 36 Jahre/ männlich
- Überprüfungen (Checks)
Medical check: Medical Class I ausgestellt am 15.09.2014
- Gesamtflugerfahrung (inkl. Unfallflug) 06:06 Stunden
davon in den letzten 90 Tagen: 06:06 Stunden
davon in den letzten 30 Tagen: 06:06 Stunden
davon in den letzten 24 Stunden: 00:45 Stunden
- Flugerfahrung auf der Type HU269/S269 06:06 Stunden

1.6 Luftfahrzeug

- Luftfahrzeugart: Hubschrauber
- Hersteller: Schweizer Aircraft Corporation, USA
- Herstellerbezeichnung: 269C
- Baujahr: 1984
- Luftfahrzeugalter: Bedarfsflugunternehmen/Approved Training Organisation (ATO)
- Gesamtbetriebsstunden: 4115:46 h
- Landungen: 6339
- Triebwerk: Vierzylinder, Boxermotor
- Hersteller: Lycoming
- Herstellerbezeichnung: HIO-360-D1A
- Betriebsstunden seit OVH: 1067:46 h

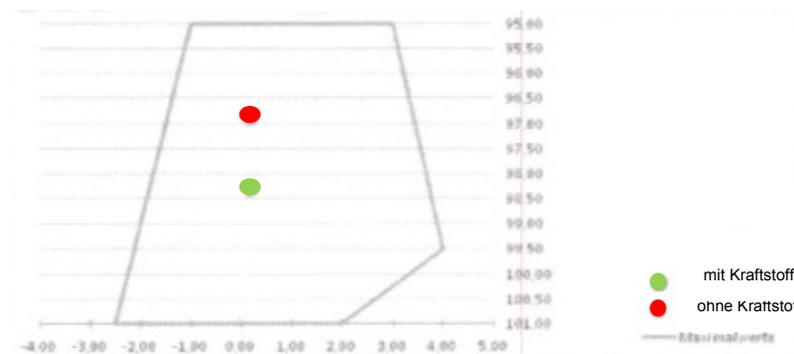
1.6.1 Bord Dokumente

- Eintragungsschein: ausgestellt am 18.11.2014 von Austro Control GmbH
- Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt am 21.11.2014 von Austro Control GmbH
- Nachprüfbescheinigung (ARC): ausgestellt am 30.04.2014 von Part M Organisation
- Lärmzulässigkeitszeugnis: ausgestellt am 21.11.2014 von Austro Control GmbH
- Verwendungsbescheinigung: ausgestellt am 21.11.2014 von Austro Control GmbH
- Versicherung:
- Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle: ausgestellt am 19.11.2014 vom Fernmeldebüro für Wien, Niederösterreich und Burgenland, gültig bis 30.11.2024

1.6.2 Beladung und Schwerpunkt des LFZ

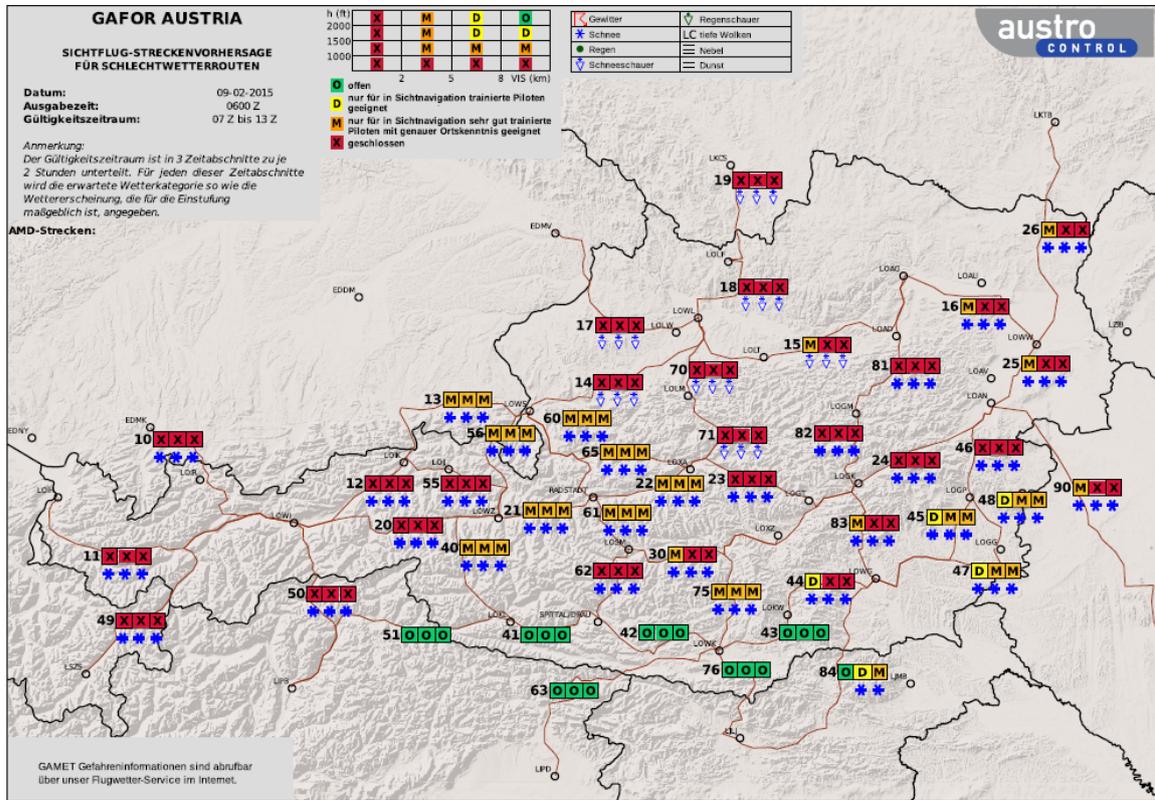
Der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wurde eine Massen- und Schwerpunktbe-
rechnung vorgelegt. Als Grundlage diente der Wiegebericht des Luftfahrzeuges vom
20.01.2012.

	Weight in lbs	Longitudinal		Latitudinal	
		CG inches	Moment	CG inches	Moment
Basic empty weight	1198,21	100,89	120887,00	+0,30	+359,46
Pilot	187,39	83,20	15591,00	-13,80	-2586,02
Co Pilot Seat	187,39	83,20	15591,00	+13,80	+2586,02
Passenger Seat	0,00	80,00	0,00	+0,75	0,00
Fuel	293,66	107,00	31421,10	+18/-17,2	+117,46
Take Off Weight & Balance	1866,65	98,30	183490,00	0,26	476,93
Landing Weight & Balance Fuel 31,75 lbs		96,88		0,23	



1.7 Flugwetter

1.7.1 Streckenwettervorhersage, Flugwetterdienst Austro Control GmbH



© Austro Control GmbH

1.7.2 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

SAOS31 LOWM 090650

METAR LOWL 090650Z 27018KT 4000 -SHSN BR BKN025 M02/M06 Q1024 TEMPO 27025G35KT 1200 SHSN BKN012=

SAOS90 LOWM 090720 CCA

METAR LOWL 090720Z 27016KT 2000 SN SCT012 BKN022 M03/M05 Q1024 TEMPO 1200 BKN012=

SAOS90 LOWM 090750

METAR LOWL 090750Z 27015KT 2000 R26/P1500U SN SCT012 BKN022 M03/M04 Q1024 R08/4/0295 TEMPO 1200 BKN012=

SAOS90 LOWM 090820

METAR LOWL 090820Z 28015KT 1200 R26/P1500U SN BKN014 BKN022 M03/M04 Q1024 R08/4/0394 TEMPO 1600 SCT014 BKN020=

FTOS 090500 AMD
 TAF LOWL 090515Z 0906/1006 28015KT 8000 -SN SCT012 BKN030
 TX02/1002Z TNM02/0906Z
 TEMPO 0906/0921 28020G35KT 3000 -DRSN BR FEW008 BKN012
 PROB30 TEMPO 0907/0913 1200 SN BLSN VV004
 PROB40 TEMPO 1000/1006 28010KT -RASN BKN008=

1.7.3 Windmesswerte der ZAMG Wetterstation 11059 Wels- Schleissheim

07:00 UTC - 278/15 KT - G27 KT
 07:10 UTC - 280/15 KT - G27 KT
 07:20 UTC - 280/13 KT
 07:30 UTC - 280/12 KT - G22 KT
 07:40 UTC - 280/13 KT
 07:50 UTC - 280/14 KT
 08:00 UTC - 280/13 KT - G23 KT
 08:10 UTC - 280/13 KT - G20 KT
 08:20 UTC - 280/12 KT - G20 KT
 08:30 UTC - 283/11 KT - G17 KT
 08:40 UTC - 280/11 KT - G22 KT
 08:50 UTC - 279/10 KT - G17 KT
 09:00 UTC - 283/10 KT - G15 KT
 09:10 UTC - 281/11 KT - G17 KT
 09:20 UTC - 285/12 KT - G18 KT
 09:30 UTC - 277/16 KT - G23 KT
 09:40 UTC - 279/18 KT - G27 KT
 09:50 UTC - 279/15 KT - G24 KT

1.7.4 Flugwetterwarnungen, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

WAOS41 LOWW 090652

LOVV AIRMET 4 VALID 090700/091100 LOWW-
 LOVV WIEN FIR MOD TURB FCST ENTIRE FIR SFC/FL200 STNR NC=

WAOS41 LOWW 090454

LOVV AIRMET 3 VALID 090500/090800 LOWW-
 LOVV WIEN FIR MOD ICE FCST WI N4705 E00925 - N4720 E01515 - N4900
 E01640 - N4900 E01455 - N4730 E00935 FL060/170 MOV ESE INTSF=

WOOS52 LOWL 090500

LOWL AD WRNG 1 VALID 090600/091200
 SFC WIND W 20KT MAX 35 FCST=

1.7.5 Wetterberatung des Piloten

```

LOWL-LINE(LINE)
SALOWL 090620Z 27020KT 9999 BKN030 M02/M08 Q1024 TEMPO 27025G35KT
4000 SHSN BKN012=
FC LOWL NOT FOUND
FTLOWL 090515Z 0906/1006 28015KT 8000 -SN SCT012 BKN030
TX02/1002Z TNM02/0906Z
TEMPO 0906/0921 28020G35KT 3000 -DRSN BR FEW008 BKN012
PROB30 TEMPO 0907/0913 1200 SN BLSN VV004
PROB40 TEMPO 1000/1006 28010KT -RASN BKN008=

LOXL(LINE MIL)
SA LOXL NOT FOUND
FC LOXL NOT FOUND
FT LOXL NOT FOUND

11010(LINE_HOERSCHING)
SA11010 090600Z AUTO 27018G24KT 40KM BKN050SC M02/M08 RMK OVC=
FC 11010 NOT FOUND
FT 11010 NOT FOUND

11155(FEUERKOGEL)
SA 11155 MESSAGE TOO OLD
FC 11155 NOT FOUND
FT 11155 NOT FOUND

11158(WEISSENKIRCHEN)

LOVV(VIENNA)
NO ACTUAL WARNING FOR WSLOVV
NO ACTUAL WARNING FOR WVLOVV
NO ACTUAL WARNING FOR WCLOVV
UAOS61 LOWW 090553
ARS
OUTGOING ACFT MEDIUM MOD ICE OBS AT 0550Z N4830 E01545 FL110/180=
UAOS61 LOWW 090621
ARS
ENRT ACFT MEDIUM MOD TURB OBS AT 0620Z N4730 E01540 FL360/380=
WAOS41 LOWW 090256
LOVV AIRMET 1 VALID 090300/090700 LOWW-
LOVV WIEN FIR MOD TURB FCST WI N4640 E01030 - N4700 E01645 - N4800
E01710 - N4900 E01655 - N4900 E01405 SFC/FL200 STNR NC=
WAOS41 LOWW 090454
LOVV AIRMET 3 VALID 090500/090800 LOWW-
LOVV WIEN FIR MOD ICE FCST WI N4705 E00925 - N4720 E01515 - N4900
E01640 - N4900 E01455 - N4730 E00935 FLO60/170 MOV ESE INTSF=

11010(LINE_HOERSCHING)
SA11010 090600Z AUTO 27018G24KT 40KM BKN050SC M02/M08 RMK OVC=
FC 11010 NOT FOUND
FT 11010 NOT FOUND

11155(FEUERKOGEL)
SA 11155 MESSAGE TOO OLD
FC 11155 NOT FOUND
FT 11155 NOT FOUND

11158(WEISSENKIRCHEN)
SA11158 090600Z 27015KT 25KM OVC030SC M04/// RMK OVC=
FC 11158 NOT FOUND
FT 11158 NOT FOUND

```

Die Wetterberatung des Piloten wird hier auszugsweise dargestellt und zeigt die für die Untersuchung relevanten Wettermeldungen. Des Weiteren liegen der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Bereich Zivilluffahrt unabhängige Wettergutachten zum Unfallzeitpunkt vor.

1.7.6 Natürliche Lichtverhältnisse

Tageslicht

1.11 Flugschreiber

Ein Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und nicht eingebaut.
Der vorgeschriebene Notsender ELT wurde mitgeführt, war betriebsbereit und löste aus.

1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

1.12.1 Unfallort

Die Unfallstelle befand sich ca. 250 m östlich der Pistenschwelle 27 L, nahe der Kreuzung von Rollweg B und C. Die Hauptaufschlagstelle befand sich an der Asphaltkante des Rollweges B zu der umgrenzenden Wiese, die Endlage befand sich ca. 10 m von der Flugplatzumzäunung entfernt. Die Oberfläche war zum Unfallzeitpunkt schneebedeckt.



© Google Earth

1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Das Luftfahrzeug befand sich in der Endlage mit einer Ausrichtung von ca. 120° in der dem Rollweg B angrenzenden Wiese. Am östlichen Rand des Taxiway B konnte eine ca. 3,5 m lange und ca. 2 m breite Schleifspur festgestellt werden. Dazu verlief eine um 80 cm schmalere und um 2 m kürzere Parallelspur. Nach einer Unterbrechung von ca. 1,5 m konnte dieser Spurverlauf in der Wiese bis zur Endlage des Luftfahrzeuges festgestellt werden.

Das Luftfahrzeug befand sich in der Endlage auf der Rumpfunterseite liegend, das Kufen-gestell wies eine Deformation in Richtung Hauptrotorebene auf. Das hintere Querrohr des Landegestelles war in der Mitte des Luftfahrzeugumpfes durch einen Gewaltbruch getrennt. Die Hauptrotor- sowie Heckrotorblätter zeigten keine Spuren einer Bodenberührung. Die Kabinenverglasung sowie die Kabinentüren waren vollständig vorhanden und hatten keine Beschädigung.



Luftfahrzeug in Endlage Frontansicht



Luftfahrzeug in Endlage Seitenansicht

1.12.3 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen

Es liegen keinerlei Hinweise auf vor dem Unfall vorhandene Mängel vor.

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

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

1.14 Brand

Es konnten keine Spuren eines allfälligen Brandes festgestellt werden.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Evakuierung

Der Pilot und der Flugschüler konnten das Luftfahrzeug selbstständig verlassen und hatten, abgesehen von einem Schock, keinerlei Verletzungen erlitten.

1.16 Organisationen und deren Verfahren

Die Approved Training Organisation (ATO) bzw. Flugschule verfügte zum Unfallzeitpunkt über eine durch die Austro Control GmbH ausgestellte Bewilligung für die Durchführung folgender Lehrgänge:

- PPL(H)- Privatpilotenlizenz Hubschrauber
- CPL(H)- Berufspilotenlizenz Hubschrauber modulare Ausbildung
- CPL(H)- Berufspilotenlizenz Hubschrauber integrale Ausbildung
- NVFR(H)- Nachtflugqualifikation Hubschrauber
- TR(H)- Musterberechtigung Hubschrauber
- FI(H), TRI(H)- Lehrberechtigung Hubschrauber
- FI (H) – Refresher Seminar
- ATPL(H)- Linienpilotenlizenz Hubschrauber
- IR(H)- Instrumentenflugberechtigung Hubschrauber

Gemäß dem zum Unfallzeitpunkt gültigen Betriebshandbuch waren der Pilot und der gegenständliche Hubschrauber in der Liste der zur Schulung eingesetzten Luftfahrzeuge bzw. Fluglehrer eingetragen.

Das Betriebshandbuch OM - Part C bzw. OM – Part A der Flugschule schreibt bezüglich Wettermindestbedingungen Folgendes vor:

4.2 Wetterminima VFR

Ausbildungsfüge		Flughöhe AMSL		
		unter oder in 3000 ft MSL bzw. 1000 ft AGL	unter 10000 ft	über oder in 10000ft
C, D, E	Flugsicht	N.A.	5 km	8 km
	Horizontaler Abstand zu Wolken		1,5 km	1,5 km
	Vertikaler Abstand zu Wolken		1000ft	1000ft
G	Flugsicht	1,5 km oder darunter	5 km	8 km
	Horizontaler Abstand zu Wolken	Frei von Wolken	1,5 km	1,5 km
	Vertikaler Abstand zu Wolken	Erdsicht	1000ft	1000ft

Sondersichtflüge sind nur im fortgeschrittenen Ausbildungsstadium vorgesehen. Schlechtwetterflugwege sollten nach Möglichkeit bei Schlechtwetter demonstriert werden, um den Schüler die Gefahren und das richtige Verhalten bei schlechten Bedingungen zu demonstrieren.
Bei Sichtweiten unter 5 km sollten sich nicht mehr als 2 Schulungsluftfahrzeuge in der Platzrunde befinden.

4.3 Gefährliche Witterungsverhältnisse

Ein SIGMET warnt vor dem unmittelbaren oder erwarteten Eintreffen bestimmter Wettererscheinungen, die die Sicherheit von Flugbewegungen beeinträchtigen können. Die SIGMET-Warnung kann der Pilot im Flug über Funk empfangen bzw. bereits bei der Flugplanung berücksichtigen. Für folgende Gefahren werden SIGMETs erstellt: Aktive Gewitterzone, starke Böen Linie, starker Hagel, starke Turbulenz, starke Vereisung, starke Gebirgswellen sowie verbreiteter Sand- oder Staubsturm, tropischer Wirbelsturm und Vulkanausbruch oder vulkanische Aschenwolken. Bei Vorliegen einer SIGMET Meldung findet kein Flugbetrieb statt bzw. wird dieser eingestellt.

Eine AIRMET-Meldung wird von der Flugwetterzentrale Wien/Schwechat als Warnung vor folgenden Fluggefahren ausgegeben: gelegentliche oder lokale Gewitter, mäßige Vereisung, mäßige Turbulenz, mäßige Gebirgswellen (mountain waves).

Gebiete über die eine AIRMET-Meldung vorliegt, dürfen nicht befliegen werden. Im Fluge erhaltene AIRMET-Meldungen sind nach Situation und Information zu beurteilen. Diese Gebiete sind unbedingt zu meiden. Im Bedarfsfall ist eine Landung am Ausweichflugplatz durchzuführen bzw. hat sich der Pilot rechtzeitig für eine Sicherheitslandung zu entscheiden.

4.3.2 Vereisungsbedingungen

Flüge unter Vereisungsbedingungen sind untersagt.

4.3.3 Turbulenzen

Flüge durch Gebiete mit vorhergesagten oder berichteten schweren Turbulenzen sind verboten; Flüge durch Gebiete mit mäßiger Turbulenz sind nach Möglichkeit zu vermeiden. Die Einschränkungen gemäß POH/AFM sind einzuhalten.

1.17 Weiterführende Untersuchungen

1.17.1 Technische Untersuchungen

Flugsteuerung

Die Haupt- und Heckrotorsteuerung wurde von den Eingabeorganen (zyklisch und kollektiv, Pedale) bis zu den Haupt- bzw. Heckrotorblättern untersucht. Es konnte festgestellt werden, dass die jeweiligen Steuerorgane bis zu den Haupt-/ Heckrotorblättern kraftschlüssig verbunden waren. Des Weiteren konnte festgestellt werden, dass eine Doppelsteuerungseinrichtung für die zyklische-, kollektive - und Heckrotorsteuerung eingebaut war.

Kraftstoff

Das Kraftstoffsystem des gegenständlichen Hubschraubers hat ein Fassungsvermögen von insgesamt 49 US Gallonen (185 Liter). Zum Unfallzeitpunkt befanden sich ca. 107 Liter Kraftstoff an Bord.

Das Kraftstofffiltergehäuse wurde geöffnet und der Kraftstofffilter auf Verunreinigungen untersucht, dabei konnten keinerlei Verunreinigungen festgestellt werden.

Triebwerk

Der Hubschrauber Schweizer S-269C wird über einen Vier-Zylinder Boxermotor der Type Lycoming HIO 360 D1A mit Kraftstoffeinspritzung angetrieben.

Das gegenständliche Triebwerk war in all seinen Bestandteilen vollständig vorhanden und äußerlich unbeschädigt. Die Kraftstoff- sowie Ölleitungen, welche am Triebwerk aufgeschraubt waren, zeigten keine Spuren von Undichtheit und waren an den Anschlüssen fest verschraubt. Der Bowdenzug des „Twist Grip“ war kraftschlüssig mit dem Hebel am „Fuel Injector“ verbunden und war voll beweglich. Der „Mixture Hebel“ war kraftschlüssig mit dem Bowdenzug verbunden und war ebenfalls von der Stellung „Full Rich“ bis „Full Lean“ frei beweglich. Das Luftfilterelement, welches fest im Luftfiltergehäuse montiert war, wies keinerlei Verschmutzung durch Fremdkörper auf, das Bypass Ventil war geschlossen.

Das Triebwerk wurde im eingebauten Zustand auf seine Funktion überprüft. Dabei wurde es gem. Flughandbuch gestartet und auf Leerlaufdrehzahl von ca. 1400 U/min im ausgekoppelten Zustand betrieben. Dabei konnte ein Ansaugdruck von ca. 8 inHg auf dem Anzeiginstrument abgelesen werden. Des Weiteren wurde bei einer Drehzahl von ca. 1600 U/min eine Magnetfunktionsprüfung durchgeführt. Das Flughandbuch schreibt vor, dass dies bei einer Drehzahl von 2500 U/min und eingekoppeltem Rotor durchzuführen ist, dies war jedoch auf Grund des Beschädigungsgrades des Luftfahrzeuges nicht möglich. Bei 1600 U/min wurde zuerst mit Hilfe des Magnetwahlschalters der linke Magnet weggeschaltet, dabei konnte ein Drehzahlabfall von ca. 200 U/min festgestellt werden. Danach wurde der rechte Magnet weggeschaltet, dabei konnte ein Drehzahlabfall von ca. 250 U/min festgestellt werden. Danach wurde der Magnetwahlschalter wieder auf die Stellung „Beide“ gebracht und der „Twist Grip“ (Drehgriff am Kollektiven Verstellhebel für die Triebwerksdrehzahl) auf „Idle Stop“ gedreht. Dabei konnte eine Drehzahl von ca. 1400 U/min auf dem Triebwerksdrehzahl Instrument abgelesen werden.

Kraftübertragung

Das Luftfahrzeug der Type Schweizer S269C verfügt über einen Riemenantrieb zur Kraftübertragung zwischen Triebwerk und Hauptgetriebe. Dieser wird über einen elektro-mechanischen Spannmechanismus ge- oder entspannt. Dieser befand sich zum Zeitpunkt der technischen Untersuchung in gespannter Position. Die bei stillstehendem Triebwerk durchgeführte Funktionsprüfung erfolgte ohne Auffälligkeiten.

Die Heckrotorantriebswelle zeigte im Bereich des ersten Spantes des Heckauslegers eine um den ganzen Umfang durchgehende Schleifspur mit ca. 0,5 mm Tiefe.

Die Haupt- sowie Heckrotorantriebswelle waren kraftschlüssig mit den Getriebeeingängen verbunden. Die Hauptgetriebeeingangswelle ließ sich frei drehen und war im Kraftschluss mit dem Hauptrotormast. Die Heckrotorgetriebe-Ausgangswelle und -Eingangswelle waren ebenfalls kraftschlüssig miteinander verbunden.

1.18 Andere Angaben

Flughandbuch Sikorsky S-300C Model 269C

Das vom Hersteller des Luftfahrzeuges genehmigte Flughandbuch beschreibt unter dem Punkt 5-1 Performance Data Folgendes:

5-1. PERFORMANCE DATA

Note: The following performance figures are based on normal gross weight (2050 pounds) and standard day conditions:

Best rate of climb speed: 41 knots (47 mph) IAS

Hovering ceiling: 5900 feet altitude
(2-foot skid height)

Controllability has been shown to be adequate in 17 knot (20 mph) winds from any direction.

Indicated airspeed (IAS) corrected for position and instrument error equals Calibrated Airspeed (CAS).
(See Figure 5-1, Airspeed Calibration Curve.)

Unter dem Punkt 4-11 Practice Autorotation und unter dem Punkt 3-3 Engine Failure Altitude below 7 feet wird im Flughandbuch folgendes Verfahren publiziert:

4-11. PRACTICE AUTOROTATION**WARNING**

DURING POWER RECOVERY FROM PRACTICE AUTOROTATIONS, AIRSPEED AND ALTITUDE COMBINATIONS THAT ARE INSIDE THE HEIGHT VELOCITY CURVE SHALL BE AVOIDED. HIGH RATES OF DESCENT MAY DEVELOP FROM WHICH RECOVERY MAY BE DIFFICULT OR NOT POSSIBLE.

WARNING

PRACTICE AUTOROTATIONS SHALL BE CONDUCTED IN AN AREA WITH A SUITABLE LANDING SITE AVAILABLE TO MINIMIZE HAZARDS ASSOCIATED WITH INADVERTENT ENGINE STOPPAGE.

WARNING

TO REDUCE THE CHANCE OF ENGINE STOPPAGE WHEN INITIATING PRACTICE AUTOROTATIONS OR SIMULATED FORCED LANDING TRAINING THE THROTTLE SHALL NOT BE ABRUPTLY RETARDED TO THE IDLE POSITION.

CAUTION

AT HIGH POWER SETTINGS AN OVERSPEED MIGHT OCCUR IF THROTTLE IS NOT REDUCED SLIGHTLY WHEN COLLECTIVE IS LOWERED.

- Ensure fuel boost pump is activated prior to commencing autorotation training. Split the needles by reducing throttle slightly and lowering the collective. The throttle correlation will establish a high idle rpm (approximately 2500 rpm) which will aid in preventing the engine from loading up or stalling during recovery. Conversely, for recovery, increase throttle slightly when the collective is raised, the correlation is such that only minor throttle adjustments will be required to perform a smooth recovery without exceeding 3200 rpm.
- If engine stops make a touchdown auto landing.

**3-3. ENGINE FAILURE - ALTITUDE BELOW 7 FEET**

- A power failure is indicated by a sudden yawing of the ship to the left. Do not reduce collective pitch. Apply right pedal to prevent excessive yawing. Apply collective pitch as necessary in order to cushion landing.

2 Auswertung

2.1 Flugbetrieb

2.1.1 Flugverlauf

Anlass für den Flug war, Grundschulungsflüge im Flugplatzbereich durchzuführen. Die Flugvorbereitung für diesen Flug beinhaltete auch die Einholung von Wetterinformationen. Die der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Bereich Zivilluftfahrt vorgelegten Wetterinformationen wurden zu einem Zeitpunkt von ca. 06:26 Uhr eingeholt. Dies lässt den Schluss zu, dass zwischen 06:26 Uhr und dem Abflugzeitpunkt 08:10 Uhr genügend Zeit herrschte, um mit dem Flugschüler eine gem. des Flughandbuches entsprechende Vorflugkontrolle durchzuführen.

Die aus den Aufzeichnungen des Flugschülers ersichtliche Flugerfahrung lässt darauf schließen, dass dieser noch hauptsächlich mit den Grundfunktionen des Hubschrauberfliegens beschäftigt war und der Hauptaspekt dieser Schulungsflüge im Erlernen des Schwebefluges lag. Dies wurde jedoch durch die zum Abflugzeitpunkt herrschenden Wetterbedingungen erheblich erschwert.

Des Weiteren entschloss sich der Fluglehrer im Gegenanflug, etwa quer ab der Pistenmitte, den Flugschüler die Platzrunde noch fertig fliegen zu lassen und danach wieder mit dem Schwebetraining fortzusetzen.

Die Methodik das Luftfahrzeug mit Hilfe eines „Quick Stop“- Manövers zuerst abzubremsen, den Hubschrauber in den Schwebезustand zu bringen, um danach möglichst schnell um 180° zu drehen, ist seitens der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Bereich Zivilluftfahrt nicht nachvollziehbar. Der grundsätzliche Zweck eines „Quick Stop“- Manövers sollte sein, möglichst schnell den Hubschrauber vor einer Gefahr am Boden zum Stillstand zu bringen, um ausweichen zu können. Des Weiteren sollte dieses Manöver im Falle eines Triebwerksausfalles in der Startphase ermöglichen, das Luftfahrzeug sicher zu landen.

Bei der Einleitung des „Quick Stop“ Manövers gab der Fluglehrer an die Triebwerksdrehzahl verringert zu haben, um ein vollständiges Öffnen des Freilaufes zu ermöglichen. Dies könnte bei abrupter Reduzierung zu einem Triebwerksausfall geführt haben. Das Ausmaß der Drehzahlreduzierung ist der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Bereich Zivilluftfahrt nicht bekannt, jedoch ist dadurch ein Triebwerksstillstand während dieses Manövers nicht auszuschließen.

Das demonstrierte Manöver (Quick Stop) war dem Fluglehrer mit hoher Wahrscheinlichkeit vertraut, jedoch wurde dieses bis zum Unfallzeitpunkt immer mit laufendem Triebwerk geflogen. Der unerwartete Triebwerksausfall und die damit nicht mehr vorhandene Leistung des Triebwerks während bzw. kurz nach dem „Roll over“¹ brachte für den Fluglehrer einen ungewohnten und nicht trainierten bzw. trainierbaren Flugzustand.

¹ Roll over: Dies ist in diesem Zusammenhang der Übergang zwischen dem Flugzustand Flair und Schweben.

2.1.2 Besatzung

Der Pilot/ Fluglehrer war zum Unfallzeitpunkt im Besitz der für die Durchführung dieses Fluges erforderlichen Berechtigungen.

Es gibt keine Hinweise auf eine vorbestandene gesundheitliche Beeinträchtigung des Piloten.

Der Flugschüler war zum Unfallzeitpunkt im Besitz der für die Durchführung dieses Fluges erforderlichen Berechtigungen.

2.1.3 Verfahren

Das Betriebshandbuch der Flugschule gibt unter dem Punkt 4.3.2 „Flüge unter Vereisungsbedingungen“ an, dass diese untersagt sind. Der Punkt 4.3.3 des Betriebshandbuches beschreibt zusätzlich das Flüge durch Gebiete mit vorhergesagten oder berichteten schweren Turbulenzen verboten sind und Flüge durch Gebiete mit mäßiger Turbulenz nach Möglichkeit zu vermeiden sind. Dabei sind die Einschränkungen gem. POH/AFM einzuhalten.

Das Flughandbuch des Luftfahrzeuges gibt unter dem Punkt 5.1 „Performance Data“ an, dass die volle Steuerbarkeit des Luftfahrzeuges bis zu einer Windstärke von 17 Kts als angemessen zu sehen ist, dabei ist die Richtung nicht ausschlaggebend. Der Punkt 20.3 des Betriebshandbuches der Flugschule Part A General verweist auf den Punkt 4.3 des Betriebshandbuches Part C Route. Dieser beschreibt, dass Gebiete über die eine AIRMET-Meldung vorliegt nicht befliegen werden dürfen. Die der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Bereich Zivilluftfahrt vorliegende AIRMET Meldung (WAOS41), welche vor mittelschweren Gefahren im En-Route Luftverkehr warnt, war zum Unfallzeitpunkt für das gesamte Bundesgebiet Österreich gültig. Der Ausgabezeitpunkt lag jedoch ca. 26 Minuten nach dem Zeitpunkt der Flugplanung und war somit um 06:26 Uhr für den Piloten nicht sichtbar. Die Verfahren der Flugschule und des Herstellers können daher als ausreichend beurteilt werden.

2.2 Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug war zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäß zugelassen, instandgehalten und nachgeprüft. Die Voraussetzungen für die Verwendung des Luftfahrzeuges in Österreich waren zum Unfallzeitpunkt gegeben.

2.2.1 Kraftstoff

Die zum Unfallzeitpunkt in den Kraftstofftanks vorhandene Kraftstoffmenge (107 Liter) lässt keine Rückschlüsse auf eine Unterbrechung der Kraftstoffversorgung auf Grund des hohen Rücklagewinkels während des „Quick Stop“ – Manövers zu. Es konnten keinerlei Verunreinigungen im Kraftstoffsystem festgestellt werden.

2.2.2 Beladung und Schwerpunkt

Das höchstzulässige Gesamtgewicht lag während des gesamten Fluges innerhalb der zulässigen Grenzen. Die longitudinale und laterale Schwerpunktlage befand sich ebenfalls während des gesamten Fluges innerhalb der zulässigen Grenzen.

2.2.3 Technische Untersuchung

Die Untersuchungen am Luftfahrzeug ergaben, soweit dies die unfallbedingten Beschädigungen zuließen, keinerlei Hinweise auf vor dem Unfall vorhandene Mängel. Ein für einen Triebwerksausfall begünstigender oder auslösender Faktor konnte nicht festgestellt werden.

2.3 Wetter

Die Windmesswerte der Wetterstation 11059 Wels - Schleissheim, welche sich ca. 2,8 km südöstlich des Flugplatzes Wels befindet, zeigten in einem Beobachtungszeitraum von 07:00 Uhr bis 09:50 Uhr eine durchschnittliche Windgeschwindigkeit von ca. 13 Kts mit 280°. Die durchschnittliche Böengeschwindigkeit betrug ca. 21,26 Kts. Die Windmesswerte,

welche ca. 5 Minuten vor dem Unfallzeitpunkt aufgezeichnet wurden, zeigten eine Windrichtung von 280° bei einer Windgeschwindigkeit von 11 Kts und einer Böengeschwindigkeit von 22 Kts. Etwa 5 Minuten nach dem Unfallzeitpunkt wurden von der Wetterstation eine Windrichtung von 279° bei einer Windgeschwindigkeit von 10 Kts und einer Böengeschwindigkeit von 17 Kts gemessen.

Für den Bereich LOWL (Flughafen Linz) wurde von der Austro Control GmbH um 05:00 Uhr eine Flugwetterwarnung publiziert, diese warnt vor Wetterbedingungen, welche parkende und rollende Luftfahrzeuge beeinträchtigen bzw. beschädigen könnten. Diese war gültig für den Zeitraum von 06:00 Uhr bis 12:00 Uhr mit Windstärken von 20 Kts bis max. 35 Kts. Des Weiteren wurde um 08:20 Uhr vom Flughafen Linz ein Wetterbericht mit Windstärken von 15 Kts mit 280° bekannt gegeben.

Die Entfernung zwischen Flughafen Linz (LOWL) und Flugplatz Wels (LOLW) beträgt ca. 12 Kilometer, die von der dortigen Beobachtungsstelle aufgezeichneten Wetterdaten in Kombination mit den Wetterdaten der Wetterstation Wels - Schleissheim können daher als durchwegs repräsentativ angesehen werden. Es kann daher davon ausgegangen werden, dass zum Unfallzeitpunkt eine Windrichtung von ca. 280° mit einer Windgeschwindigkeit von ca. 10 – 15 Kts und Böengeschwindigkeiten von ca. 17 – 22 Kts herrschten. Die zum Unfallzeitpunkt herrschende Windrichtung von 280° lässt den Schluss zu, dass bei dem geflogenen „Quick Stop“ Manöver eine Rückenwindkomponente geherrscht hat.

Da das Flughandbuch des Luftfahrzeuges eine uneingeschränkte Steuerbarkeit bis zu 17 Kts vorsieht, ist davon auszugehen, dass mit hoher Wahrscheinlichkeit die Steuerbarkeit des Hubschraubers zum Unfallzeitpunkt gegeben war, jedoch der momentane Leistungsbedarf die erwarteten Leistungsanforderungen bzw. auch Steuerbewegungen überstieg hat. Die zum Unfallzeitpunkt herrschenden Wetterbedingungen am Flugplatz Wels trugen mit hoher Wahrscheinlichkeit zum Unfallhergang bei.

Die Mindestflugsicht wurde bei dem gegenständlichen Flug (Luftraumklasse G) mit hoher Wahrscheinlichkeit nicht unterschritten.

3 Schlussfolgerungen

Die Identifizierung der Schlussfolgerungen, wahrscheinliche Ursachen und wahrscheinlichen Faktoren beinhalten keine Schuldzuweisung oder Festlegung von verwaltungs-, zivil- oder strafrechtlicher Handlung.

Der Unfall ist mit hoher Wahrscheinlichkeit auf ein abruptes Ansteigen der Vertikalgeschwindigkeit (Durchsacken) des Luftfahrzeuges auf Grund einer Rückenwindkomponente in Kombination mit einem Triebwerksausfall während des „Quick Stop“- Manövers zurückzuführen. Bei plötzlich auftretenden Rückenwindböen und einem unerwarteten Triebwerksausfall kann der momentane Leistungsbedarf die erwarteten Leistungsanforderungen bzw. auch Steuerbewegungen übersteigen und zu einem unkontrollierten Absinken des Luftfahrzeuges führen. In Bodennähe kann dann die starke Vertikalgeschwindigkeit (Sinkrate) nicht mehr abgebremst werden. Zusätzlich kann davon ausgegangen werden, dass im gegenständlichen Fall die visuelle Einschätzung des Bodenabstandes durch Schnee erschwert (Referenzfindung) war.

3.1 Befunde

- Der Pilot / Fluglehrer besaß die für den Flug notwendigen Berechtigungen.
- Der Flugschüler besaß die für den Flug notwendigen Berechtigungen.
- Der Pilot verfügte über ausreichende Flugerfahrung und ausreichende Erfahrung auf dem Luftfahrzeugmuster.
- Es liegen keinerlei Anhaltspunkte für vorbestandene gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten vor.
- Die Voraussetzungen für die Verwendung des Luftfahrzeuges in Österreich waren zum Unfallzeitpunkt gegeben.
- Das höchstzulässige Gesamtgewicht des Luftfahrzeuges lag während des gesamten Fluges innerhalb der zulässigen Grenzen. Die longitudinale und laterale Schwerpunktage befand sich ebenfalls während des gesamten Fluges innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchungen am Luftfahrzeug ergaben, soweit dies die unfallbedingten Beschädigungen zuließen, keinerlei Hinweise auf vor dem Unfall vorhandene Mängel. Ein für einen Triebwerksausfall begünstigender oder auslösender Faktor konnte nicht festgestellt werden.
- Die Approved Training Organisation / ATO bzw. Flugschule verfügte zum Unfallzeitpunkt über eine gültige Bewilligung für die Durchführung des gegenständlichen Fluges.
- Der Fluglehrer war in der Liste der zur Schulung eingesetzten Fluglehrer des Unternehmens eingetragen.
- Das Luftfahrzeug war in der Liste der zur Schulung eingesetzten Luftfahrzeuge des Unternehmens eingetragen.
- Da das Flughandbuch des Luftfahrzeuges eine uneingeschränkte Steuerbarkeit bis zu 17 Kts vorsieht, ist davon auszugehen, dass mit hoher Wahrscheinlichkeit die Steuerbarkeit des Hubschraubers zum Unfallzeitpunkt gegeben war.
- Die Methodik das Luftfahrzeug mit Hilfe eines „Quick Stop“- Manövers zuerst abzubremesen, den Hubschrauber in den Schwebезustand zu bringen, um danach möglichst schnell um 180° zu drehen, ist seitens der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Bereich Zivilluftfahrt nicht nachvollziehbar.
- Die Verfahren gem. Betriebshandbuch OM- Part C bzw. OM- Part A der Flugschule können als ausreichend beurteilt werden.
- Die zum Unfallzeitpunkt herrschenden Wetterbedingungen am Flugplatz Wels trugen mit hoher Wahrscheinlichkeit zum Unfallhergang bei.

- Zum Unfallzeitpunkt lag eine Flugwetterwarnung (AIRMET) für das gesamte Bundesgebiet Österreich vor.
- Die Mindestflugsicht wurde bei dem gegenständlichen Flug (Luftraumklasse G) mit hoher Wahrscheinlichkeit nicht unterschritten.
- Durch die Drehzahlreduzierung während des „Quick Stop“- Manövers ist ein Triebwerksstillstand nicht auszuschließen.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Kollision mit Untergrund

3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Triebwerksausfall
- Wetterbedingungen (Rückenwindböen)
- Unkontrolliertes Ansteigen der Vertikalgeschwindigkeit des Luftfahrzeuges

4 Sicherheitsempfehlungen

Keine

Wien, am 10.03.2017
Bundesanstalt für Verkehr
Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes
Bereich Zivilluftfahrt

Dieser Untersuchungsbericht gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde vom Leiter 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.

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.