

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST Service suisse d'enquête de sécurité SESE Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI Swiss Transportation Safety investigation Board STSB

Schlussbericht Nr. 2298 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Helikopters AgustaWestland AW109SP, HB-ZRV,

vom 26. Februar 2015

Rega-Basis Erstfeld, Gemeinde Erstfeld/UR

Causes

L'accident est dû à une entrée en vortex de l'hélicoptère à faible hauteur au-dessus du sol lors d'une approche à forte pente à des vitesses verticale élevée et horizontale minimale ayant pour conséquence la perte du contrôle de la vitesse de descente et par la suite la collision de l'hélicoptère avec le terrain.

Les facteurs suivants ont joué un rôle causal dans l'accident :

- le pilote n'a pas réalisé que la vitesse de descente était trop élevée par rapport à la faible vitesse horizontale lors de l'approche finale ;
- le pilote a détecté trop tardivement le développement d'une situation de vortex.

Les facteurs suivants ont joué un rôle dans l'accident :

- faible expérience aéronautique du pilote sur le type en cause ;
- tactique d'approche inappropriée par rapport aux conditions de vent ;
- connaissance insuffisante d'une valeur critique essentielle.

Les facteurs suivants n'ont pas contribué à la survenue de l'accident mais ont néanmoins été identifiés comme facteurs de risque au cours de l'enquête :

- Procédures de test ne correspondant pas à la réalité concernant les sièges anti-crash ;
- Capacité de fonctionnement insatisfaisante de composants utilisés pour le type d'émetteur de détresse.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die zum Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Zeit (MEZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet: LT = MEZ = UTC + 1 h.

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung	7
Untersuchung	7
Kurzdarstellung	7
Ursachen	8
Sicherheitsempfehlungen	8
1 Sachverhalt	9
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	9
1.1.1 Allgemeines	
1.1.2 Vorgeschichte	
1.1.3 Flugverlauf	. 10
1.1.4 Ort und Zeit des Unfalls	
1.2 Personenschäden	
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	. 12
1.4 Drittschaden	. 12
1.5 Angaben zu Personen	. 12
1.5.1 Besatzung	
1.5.1.1 Pilot	
1.5.1.1.1 Allgemeines	
1.5.1.1.2 Fliegerischer Werdegang	
1.5.1.1.3 Umschulung auf das Helikoptermuster AW109SP	
1.5.1.2 Helicopter Emergency Medical Services Crew Member	
1.5.1.3 Arzt	
1.5.2 Passagier	
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	. 15
1.6.1 Allgemeine Angaben	
1.6.2 Auszug aus dem Luftfahrzeugflughandbuch	
1.6.2.1 Allgemeines	. 16
1.6.2.2 Approach and Landing, Section 4, Normal Procedures	
1.6.2.3 Flight handling characteristics, Section 4, Normal Procedures	
1.6.2.4 Operations in accordance with JAR-OPS 3 Performance Class General, Section 5.2,	
Additional Not-Approved Performance Data	
1.6.3 Anzeigen und Warnungen	
1.6.4 Ausgewählte Systeme und Ausrüstungen	
1.6.4.1 Fahrwerk	
1.6.4.1.1 Allgemeines	
1.6.4.1.2 Funktionsprinzip des Stossdämpfers	
1.6.4.2 Aufschlaghemmende Sitze	
1.6.4.2.1 Allgemeines	
1.6.4.2.3 Zertifizierung der Sitze	
1.6.4.2.4 Funktionsprinzip	
1.6.4.3 Automatischer Notsender	
1.7 Meteorologische Angaben	. 24
1.7.1 Allgemeine Wetterlage	
1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des Unfalls	
1.7.3 Astronomische Angaben	
1.7.4 Wetter gemäss Beobachtung des Piloten	. 24
1.8 Navigationshilfen	. 24

1.9	Kommunikation	24
1.10	Angaben zur Rega-Basis Erstfeld	24
1.10	D.1 Allgemeines	24
1.10		
1.10	D.3 An- und Abflugverfahren	26
1.11	Flugschreiber	26
1.11		
1.11		
1.11	1.3 Data Acquisition Unit	27
1.11	1.4 Kollisionswarngerät	27
1.12	Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	27
1.12		
1.12	2.2 Aufprall	27
1.12	2.3 Wrack	28
1.13	Medizinische und pathologische Feststellungen	30
1.14	Feuer	30
1.15	Überlebensaspekte	30
1.15	•	
1.15		
1 16	Versuche und Forschungsergebnisse	30
1.16		
1.16	01	
1.	.16.2.1 Kräfte während des Aufpralls	
1.16	6.3 Aufprallhemmende Sitze	34
1.	.16.3.1 Allgemeines	34
	.16.3.2 Cockpitsitze	
	.16.3.3 Arztsitz	
	.16.3.4 Passagiersitz Nr. 1	
1.16		
	.16.4.1 Hauptfahrwerke	
1.16		
1.16		
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	
	7.1 Schweizerische Rettungsflugwacht	
	.17.1.1 Allgemeines	
	.17.1.3 Standardbetriebsverfahren gemäss OM B	
	.17.1.4 Betriebshandbuch gemäss OM D	
	.17.1.5 Checklist AW109SP Da Vinci Rega	
	1.17.1.5.1 Final Check	
	1.17.1.5.2 Performance Class 2 Operations with Exposure Time	41
1.18	Zusätzliche Angaben	42
1.18	3.1 Wirbelringzustand	42
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	43
2 A	Analyse	44
	-	
2.1 2.1.	Technische Aspekte	44
2.1.		
2.1.		
	.1.3.1 Allgemeines	
	.1.3.2 Sitze	
	.1.3.3 Biomechanik	

2.2 M	enschliche und betriebliche Aspekte	45
2.2.1	Flugverlauf	45
2.2.2	Anflugroute Erstfeld und Windsack	46
2.2.3	Erfahrung und Trainingsstand des Piloten	47
2.2.4	Betriebsvorgaben	48
2.2.5	Zusammenarbeit im Cockpit	
2.2.6	Instrumentierung und Warnsystem des Helikopters AW109SP	49
3 Sch	ılussfolgerungen	50
3.1 Be	efunde	50
3.1.1	Technische Aspekte	50
3.1.2	Besatzung und Passagier	50
3.1.3	Flugverlauf	51
3.1.4	Rahmenbedingungen	
3.2 Ui	rsachen	52
	herheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Uı	
getroffe	ene Massnahmen	53
4.1 Si	cherheitsempfehlungen	53
4.1.1	Kurzdarstellung	
4.1.2	Sicherheitsdefizit	
4.1.3	Sicherheitsempfehlung Nr. 525	54
4.1.4	Sicherheitsdefizit	
4.1.5	Sicherheitsempfehlung Nr. 530	54
4.1.6	Sicherheitsdefizit	
4.1.7	Sicherheitsempfehlung Nr. 531	55
4.2 Si	cherheitshinweise	55
4.3 Se	eit dem Unfall getroffene Massnahmen	55
4.3.1	Schweizerische Rettungsflugwacht	55
Anlage	n	56
Anlage	1: Auszug der EFIS- und DAU-Daten	56
Anlage	2: Windangaben	61

Schlussbericht

Zusammenfassung

Eigentümer Schweizerische Luft-Ambulanz AG,

Postfach 1414, 8058 Zürich

Halter Schweizerische Luft-Ambulanz AG,

Postfach 1414, 8058 Zürich

Hersteller AgustaWestland, Cascina Costa di Samarate, Italien

Luftfahrzeugmuster AW109SP Eintragungsstaat Schweiz Eintragungszeichen HB-ZRV

Ort Rega-Basis Erstfeld, Gemeinde Erstfeld/UR

Datum und Zeit 26. Februar 2015, 14:18 Uhr

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am 26. Februar 2015 um 14:18 Uhr. Die Meldung traf um etwa 14:40 Uhr bei der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) ein, worauf eine Untersuchung eröffnet wurde. Die SUST informierte Italien und Kanada als Herstellerstaaten des Helikopters und der Triebwerke über den Unfall. Italien ernannte einen bevollmächtigten Vertreter.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die SUST veröffentlicht.

Kurzdarstellung

Um 14:15 Uhr startete der Rettungshelikopter AgustaWestland AW109SP, eingetragen als HB-ZRV, vom Dach des Kantonsspitals Altdorf zum Überflug zur Einsatzbasis der Schweizerischen Rettungsflugwacht (Rega) in Erstfeld. Während des Anfluges zur Basis reduzierte der Pilot die Vorwärtsgeschwindigkeit des Helikopters bei gleichbleibender Sinkgeschwindigkeit. Der Pilot erhöhte den kollektiven Blattverstellhebel (collective) kontinuierlich, um die Sinkgeschwindigkeit zu reduzieren. Diese verminderte sich jedoch nicht. In der Phase des Übergangs vom Vorwärts- zum Schwebeflug (transition) erhöhte sich der Leistungsbedarf des Helikopters. Bei einer Vorwärtsgeschwindigkeit von weniger als 20 kt vergrösserte sich die Sinkgeschwindigkeit in den letzten Sekunden vor dem Aufprall von 1100 ft/min auf über 1300 ft/min und liess sich nicht mehr kontrollieren. Um 14:18 Uhr schlug der Helikopter rund 30 m südlich des Landeplatzes der Einsatzbasis der Rega auf einer Wiese auf. Drei der vier Insassen wurden verletzt und mussten in Spitalpflege gebracht werden.

Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Helikopter während eines steilen Landeanfluges mit grosser Vertikal- und minimaler Vorwärtsgeschwindigkeit in geringer Höhe über Grund in den Bereich des Wirbelringzustands geriet, der Pilot die Kontrolle über die Sinkgeschwindigkeit verlor und der Helikopter schliesslich auf dem Boden aufschlug.

Die folgenden Faktoren wurden als kausal für den Unfall ermittelt:

- Der Pilot nahm die zu hohe Sinkgeschwindigkeit bei zu geringer Vorwärtsgeschwindigkeit während des Endanfluges nicht wahr.
- Der Pilot erkannte den sich entwickelnden Wirbelringzustand des Helikopters zu spät.

Die folgenden Faktoren haben zum Unfall beigetragen:

- geringe fliegerische Erfahrung des Piloten auf dem Unfallmuster;
- nicht der Windsituation angepasste Anflugtaktik;
- unzureichende Kenntnisse eines wesentlichen Grenzwertes.

Die folgenden Faktoren haben zwar nicht zur Entstehung des Unfalls beigetragen, wurden aber im Laufe der Untersuchung als risikoreich (*factors to risk*) erkannt:

- Nicht ausreichend realitätsnahes Testverfahren für aufschlaghemmende Sitze;
- Unzureichende Funktionsfähigkeit von Komponenten des verwendeten Notsendermusters.

Sicherheitsempfehlungen

Mit diesem Schlussbericht werden drei Sicherheitsempfehlungen ausgesprochen.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen verschiedener Geräte an Bord des Helikopters (vgl. Kapitel 1.11) sowie die Aussagen des Piloten, weiterer Besatzungsmitglieder und von Drittpersonen verwendet.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln (*visual flight rules* – VFR) durchgeführt. Es handelte sich um einen Rückflug zur Einsatzbasis Erstfeld der Schweizerischen Rettungsflugwacht (Rega) nach einem Rettungseinsatz.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Pilot hatte im Januar und Februar 2015 die Umschulung auf das Helikoptermuster AW109SP absolviert und arbeitete seit dem 12. Februar 2015 auf der Rega-Basis Erstfeld. Das Einsatzgebiet kannte der Pilot gut, da er früher für die Firma Swiss Helicopter AG, die ebenfalls in Erstfeld ansässig ist, vor allem Fluglehrer- und Passagiertransporteinsätze durchgeführt hatte.

Die Besatzung der Rega-Basis Erstfeld bestand am 26. Februar 2015 wie üblich aus einem Piloten, einem Helicopter Emergency Medical Services Crew Member (HCM) und einem Arzt. Sie trat ihren Dienst um 8 Uhr an. Zusätzlich war ein weiterer Mitarbeiter der Rega anwesend, der an diesem Tag ein Praktikum absolvierte, um Einblick in den Alltag der Besatzung erhalten zu können. Zu diesem Zweck flog er bei den Einsätzen mit.

Der Pilot und der Arzt hatten auf der Basis übernachtet, da sie seit dem 24. Februar 2015 Pikettdienst während jeweils 24 Stunden abdeckten. Am 24. Februar 2015 fand kein Einsatz statt. Am 25. Februar 2015 wurden drei Einsätze über den ganzen Tag verteilt mit einer Gesamtflugzeit von rund zwei Stunden geflogen. In der Nacht auf den 26. Februar 2015 fand wiederum kein Einsatz statt.

Während des gemeinsamen Frühstücks informierte sich die Besatzung gegenseitig. Kurz davor hatte der Pilot bereits die übliche Flugvorbereitung erledigt. Dazu gehörten Wetterinformationen, *Notice to Airmen* (NOTAM), *Daily Airspace Bulletin Switzerland* (DABS) sowie die Masse-, Schwerpunkts- und Leistungsberechnung. Der HCM und der Pilot führten nach einem Basisrundgang mit dem Praktikanten unter anderem die Tageskontrolle am Helikopter durch.

Am 26. Februar 2015 um 10:34 Uhr starteten die Besatzung und der Praktikant als Passagier mit dem Helikopter AW109SP, eingetragen als HB-ZRV, zum ersten Einsatz in das nahe gelegene Niederrickenbach, von wo eine Person ins Kantonsspital Luzern geflogen wurde. Auf dem Rückflug nach Erstfeld wurde die Besatzung für einen Verlegungsflug von Glarus nach Chur aufgeboten. Im Spital Chur wurde die Besatzung für einen weiteren Einsatz mit eventueller Windenbergung angefragt. Dieser Einsatz wurde um die Mittagszeit von der Besatzung angenommen. Vor dem Start verpflegte sie sich mit einer Kleinigkeit. Anschliessend erfolgte nach dem Auftanken des Helikopters im nahen Untervaz der Windeneinsatz am Oberalpstock. Von dort wurde die geborgene Person ins Kantonsspital Altdorf geflogen. Nach Übergabe des Patienten im Spital wurde die Besatzung von der Einsatzzentrale für einen weiteren Einsatz in der Region Mythen angefragt. Die Besatzung entschied, vor diesem Einsatz den Helikopter auf ihrer Einsatzbasis in Erstfeld bei laufenden Triebwerken aufzutanken und das medizinische Einsatzmaterial zu retablieren. Die Besatzung gab an, unter keinem aussergewöhnlichen Zeitdruck gestanden zu haben.

1.1.3 Flugverlauf

Um 14:15 Uhr startete der Helikopter vom Dach des Kantonsspitals Altdorf zum Überflug zur Rega-Basis Erstfeld, die auf einer Höhe von 1522 ft über dem mittleren Meeresspiegel (above mean sea level – AMSL) liegt. Der Flugweg führte zur Eisenbahnlinie westlich des Spitals und folgte dieser in südlicher Richtung (vgl. Abbildung 1). Beim Punkt A erreichte der Helikopter die Maximalhöhe von rund 2600 ft AMSL mit einer angezeigten Fluggeschwindigkeit (indicated airspeed – IAS) von 121 kt.

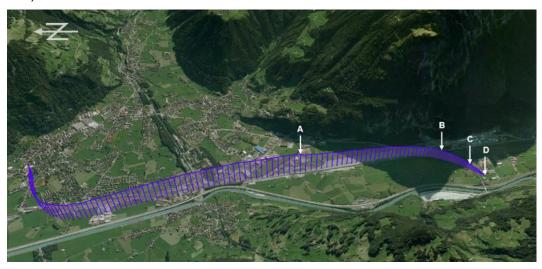


Abbildung 1: Flugweg vom Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Kantonsspitals Altdorf zur Rega-Basis Erstfeld, dargestellt in *Google Earth*.

Weiter der Eisenbahnlinie folgend erreichte der Helikopter nach einem leichten Sinkflug den Punkt B auf rund 2000 ft AMSL mit einer IAS von 60 kt, wo der Pilot wie üblich in den Endanflug zur Rega-Basis eindrehte. An diesem Punkt betrug die horizontale Distanz zur Basis ungefähr 600 m, was somit einem Anflugwinkel von rund 14 Grad entsprach. Im Tal wehte ein leichter bis mittlerer wechselhafter Nordwind (vgl. Anlage 2).



Abbildung 2: Aufnahme aus einem Flugsimulator, die den rekonstruierten Blickwinkel des Piloten im Bereich von Punkt B im Anflug zur Rega-Basis (roter Pfeil) zeigt.

Der Pilot nahm wahr, dass sein Anflugwinkel steiler war als bei seinen bisherigen Anflügen zur Basis. Er äusserte sich hierzu über das bordeigene Kommunikationssystem (intercom). Die anderen Besatzungsmitglieder bemerkten den unüblich steilen Anflug aufgrund ihrer Erfahrung ebenfalls. Der Pilot visierte jeweils in dieser Phase des Anfluges die grosse Wiese vor der Basis an und drehte in der letzten Phase nach rechts zur Basis ein, um auf dem Hartbelagplatz frontal zum Hangar zu landen. Nach Angabe des Piloten hing der Windsack bei der Basis (vgl. Kapitel 1.10.2) zu diesem Zeitpunkt nach unten.

Auf einer Höhe von rund 1820 ft AMSL (rund 90 m AGL¹), einer IAS von 34 kt, einer aufgezeichneten Geschwindigkeit gegenüber dem Boden (ground speed – GS) von 42 kt und einer Sinkgeschwindigkeit (rate of descent) von 1064 ft/min korrigierte der Pilot die Anflugachse minimal nach links (vgl. Punkt C). Zu diesem Zeitpunkt nahm er nichts Aussergewöhnliches wahr. Auch der HCM konnte mit Ausnahme des steilen Anfluges nichts Anormales feststellen. Der Pilot zog den kollektiven Blattverstellhebel (collective) kontinuierlich nach oben, um die Sinkgeschwindigkeit zu reduzieren (vgl. Anlage 1, Figur 6). Diese verminderte sich jedoch nicht. In dieser Phase erhöhte sich aufgrund des Übergangs vom Vorwärts- zum Schwebeflug (transition) der Leistungsbedarf des Helikopters. Der Helikopter befand sich zu diesem Zeitpunkt bei Punkt D auf einer Höhe von rund 1770 ft (rund 75 m AGL). Die Aufzeichnungen zeigen anschliessend kurzzeitig eine geringe Reduktion des collective sowie eine Verringerung des Lagewinkels um die Querachse des Helikopters.

Wenige Sekunden später (vgl. Anlage 1, Tabelle 1, Punkt E) betrug die IAS 21 kt. Unter 20 kt wird bei diesem System keine Vorwärtsgeschwindigkeit mehr angezeigt. Die GS lag im Bereich von 20 kt. Der Lagewinkel des Helikopters um die Querachse war im Bereich von 12 Grad. Der *collective pitch* lag dabei um 10 % höher als bei der vorherigen Reduktion. Der Pilot nahm in der letzten Phase des Anfluges ein Vibrieren wahr, der HCM bezeichnete dieses als ein Rattern. Der Pilot erinnerte sich nach dem Unfall weder an die Vorwärts- noch an die Sinkgeschwindigkeit während des Endanfluges. Er erhöhte bis zum Aufprall den *collective* kontinuierlich bis auf einen Wert von über 60 % und reduzierte den Lagewinkel des Helikopters um die Querachse um etwa 3 Grad. Die Sinkgeschwindigkeit erhöhte sich in den letzten Sekunden vor dem Aufschlag von 1100 ft/min auf über 1300 ft/min und liess sich nicht mehr kontrollieren. In dieser Phase stellte der Pilot fest, dass sich ein Aufprall nicht mehr vermeiden liess, und er äusserte sich durch einen Ausruf über die Bordverständigungsanlage.

Um 14:18:25 Uhr schlug der Helikopter rund 30 m südlich des Landeplatzes der Rega-Basis auf der Wiese auf (vgl. Anlage 1, Tabelle 1, Punkt F). Dabei hatte der Helikopter eine GS von 12 kt, eine Sinkgeschwindigkeit von 1353 ft/min und eine Querlage nach links von rund 4 Grad. Der Lagewinkel des Helikopters um die Querachse reduzierte sich unmittelbar vor dem Aufschlag von etwa 7 Grad auf 4 Grad. Anschliessend stellte der Pilot die Triebwerke ab, bremste die Rotoren mittels Rotorbremse bis zum Stillstand und schaltete das elektrische Bordnetz aus.

Der Arzt, der keine Verletzungen erlitten hatte, verliess als Erster den Helikopter. Unmittelbar danach eilten Personen der Rega-Basis sowie der Swiss Helicopter AG herbei und leisteten der Besatzung Erste Hilfe. Der erheblich verletzte Pilot wurde mittels eines Rega-Helikopters ins Universitätsspital Zürich geflogen. Der HCM und der Praktikant wurden mit erheblichen Verletzungen zusammen mit dem Arzt mittels Ambulanz zur Kontrolluntersuchung in verschiedene Spitäler gefahren.

_

¹ AGL: above ground level, Höhe über dem Boden

1.1.4 Ort und Zeit des Unfalls

Unfallort Rega-Basis Erstfeld, Gemeinde Erstfeld/UR

Datum und Zeit 26. Februar 2015, 14:18 Uhr

Beleuchtungsverhältnisse Tag

Koordinaten 691 564 / 187 674 (Swiss Grid 1903)

N 046° 50′ 02.07" / E 008° 38′ 19.89" (WGS 84)

Höhe 1522 ft AMSL (464 m/M)

1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	2	1	3	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	1	0	1	Nicht zutreffend
Gesamthaft	3	1	4	0

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde stark beschädigt.

1.4 Drittschaden

Es entstand geringer Flurschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Besatzung

1.5.1.1 Pilot

1.5.1.1.1 Allgemeines

Person Schweizer Staatsangehöriger,

Jahrgang 1972

Lizenz Berufspilotenlizenz für Helikopter (Com-

mercial Pilot License Helicopters – CPL(H)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Sa*fety Agency – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL).

Flugerfahrung Gesamthaft 7991 h

Davon auf dem Unfallmuster 42 h

Während der letzten 90 Tage 82 h

Davon auf dem Unfallmuster 42 h

Instruktionstätigkeit 5359 h

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Pilot seinen Dienst ausgeruht und gesund antrat.

1.5.1.1.2 Fliegerischer Werdegang

Der Pilot erlangte im Jahr 1995 die Privatpilotenlizenz, zwei Jahre später die Berufspilotenlizenz auf Helikoptern. Die Fluglehrerzulassung erhielt der Pilot im Jahr 2001 mit einer Gesamtstundenzahl von 877 Stunden.

In den darauf folgenden zwei Jahren absolvierte er die Erweiterungen zum Fluglehrer im Gebirge (FI MOU) und für die Berufspilotenausbildung (CPL(H)). Zu diesem Zeitpunkt hatte er eine Gesamtflugerfahrung von 1810 Stunden.

In den darauf folgenden Jahren war der Pilot vorwiegend als Fluglehrer tätig. Zusätzlich erlangte er die Berechtigung als fliegerischer Sachverständiger *(examiner)* des BAZL.

Im Jahr 2010 trat er die Arbeitsstelle bei der Rega als Pilot an und wurde mit einer Gesamtflugerfahrung von rund 6300 Stunden auf das zweimotorige Helikoptermuster Eurocopter EC145 umgeschult. Im Jahr 2011 absolvierte der Pilot die Unterlastausbildung *External Cargo Sling* (ECS) 1 und danach die Ausbildung zum Einsatz mit der Rettungswinde. 2014 folgte die Unterlastausbildung ECS 2. Auf dem Helikoptermuster EC145 flog er gesamthaft rund 1220 Stunden.

Der Pilot hatte die Berechtigung zur Ausbildung von Fluglehrern (FII).

1.5.1.1.3 Umschulung auf das Helikoptermuster AW109SP

In der Zeit vom 12. Januar 2015 bis 6. Februar 2015 absolvierte der Pilot einen Rega-internen Umschulungskurs auf das Helikoptermuster AW109SP.

Am 15. Januar 2015 wurde im dritten Flug die Lektion Nr. 6 "Vortex" durchgeführt (vgl. auch Kapitel 1.18.1). Die Übungen sind im "Rega Standardisation Manual 02, Type Rating AW109SP, 5.6 Lektion 6 System Familiarisation (Flight 3), 6.5 Vortex", folgendermassen beschrieben:

Procedure	Technique	Avoid	Additional hints for the student
6.5 Vortex 6.5.1Low speed with high rate of descend 6.5.2 Vortex ring state Vortex recovering	Vortex Step 1 Early recognition of beginning vortex ring state (Vortex boundary) Vortex Step 2 Recognition of and recovery from vortex ring state Start procedure at a safe height (minimum 3000 ft GND) Start a climb with about 30-35 TRQ [torque] Reduce gently speed until Heli start to pick up ROD [rate of descent]	Stabilised Vortex ring state Do not enter in Vortex during demonstration of step 1 Avoid backward flight (tail wind)	 Purpose: demonstration of the flight characteristics of a beginning (incipient) vortex ring state. i.e. it is not intended or necessary to get the helicopter in stabilised vortex condition! The vortex ring (also known as "settling with power") Indication are unsteadiness, strong roll and/or pitch attitude movement

Gemäss Angabe des Fluglehrers wurde zum Beenden (recovery) des "Vortex" die vom Hersteller vorgesehene Methode geübt: Durch Senken des collective wird der Wirbelringzustand unterbrochen und der Helikopter wird in Bewegungsrichtung nach vorne und nach unten aus dem Wirbelringzustand heraus geflogen.

Ebenfalls wurden die verschiedenen Anflugverfahren, insbesondere solche der performance class (PC) 1 und 2 (vgl. Kapitel 1.17.1.2) mit den dazugehörenden Richt- und Grenzwerten unter anderem auch bezüglich Sinkrate (rate of descent – ROD) trainiert. Der Pilot musste dabei vorgegebene Sinkraten anhand der entsprechenden Anzeige einhalten. Normale sowie Steilanflüge sind im "Rega Standardisation Manual 02, Type Rating AW109SP, 5.4 Lektion 4 General Handling (Flight 1), 4.6 Traffic circuit", in Bezug auf die vertikale Sinkgeschwindigkeit wie folgt beschrieben:

Procedure	Technique	Avoid	Additional hints for the student
4.6.3 Normal approach	 () Descend through the [landing decision point] LDP (25 kt / 80 ft) Call out when passing LDP ("decision") After passing the LDP, ROD should be not be more than 	()	After passing the LDP, ROD should not be more than 300 – 500 ft/min ()
	500 ft /min. Reduce speed ()		

Procedure	Technique	Avoid	Additional hints for the student
4.6.5 Steep approach	() • Descend vertically with ROD 300 ft/min or less ()	ROD of more than 300 ft/min during the verti- cal part (risk of vortex ring con- dition)	• keep descend on collective (power) under control ()

1.5.1.1.4 Basiseinführung Erstfeld und erste Einsätze

Am 12. und 13. Februar 2015 absolvierte der Pilot die Basiseinführung in Erstfeld mit einem erfahrenen Piloten und übte dabei begleitete Einsatztätigkeiten aus. Am 12. Februar leistete der Pilot drei Einsätze mit einer totalen Blockzeit von rund sechs Stunden, am 13. Februar fünf Einsätze mit einer totalen Blockzeit von rund zwei Stunden. Das Protokoll des einführenden Piloten attestierte dem Piloten gute Gebietskenntnisse und eine gute allgemeine fliegerische Leistung bei richtiger Prioritätensetzung.

Am 16. und 17. Februar 2015 hatte der Pilot Pikettdienst auf der Basis Erstfeld.

Vom 20. bis zum 22. Februar 2015 flog der Pilot zwei Einsätze mit einer totalen Blockzeit von rund 2 Stunden.

Am 24. und 25. Februar 2015 leistete der Pilot Pikettdienst, wobei es am 24. Februar zu keinem Einsatz kam. Am 25. Februar 2015 leistete der Pilot drei Einsätze über einen Zeitraum von 10 Uhr bis 17 Uhr mit einer totalen Blockzeit von rund zwei Stunden über den ganzen Tag verteilt.

1.5.1.2 Helicopter Emergency Medical Services Crew Member

> Person Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1963

Der Helicopter Emergency Medical Services Crew Member (HCM) war ausgebildeter Rettungssanitäter und lizenzierter Luftfahrzeugmechaniker. Er konnte eine

langjährige Einsatzerfahrung ab der Basis Erstfeld ausweisen.

1.5.1.3 Arzt

> Person Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1969

1.5.2 **Passagier**

> Person Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1964

Der Passagier war ein Rega-interner Mitarbeiter und absolvierte während eines Tages ein Praktikum auf der Rega-Basis Erstfeld.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Allgemeine Angaben

> Eintragungszeichen **HB-ZRV** AW109SP Luftfahrzeugmuster

Charakteristik Zweimotoriger Rettungshelikopter mit dreirädri-

gem Fixfahrwerk in Bugradanordnung. Vollartikulierter, linksdrehender Hauptrotor mit vier Blättern, konventioneller Drehmomentaus-

gleich mit freiliegendem Heckrotor.

Hersteller AgustaWestland, Cascina Costa di Samarate,

Italien

Eigentümer Schweizerische Luft-Ambulanz AG.

Postfach 1414, 8058 Zürich

Halter Schweizerische Luft-Ambulanz AG,

Postfach 1414, 8058 Zürich

Ausrüstung Elektrisch verstellbarer Spiegel

Rettungswinde

Schneeeinsinkschutz (snow ski)

Betriebsstunden 1772:07 h (TSN)²

Höchstzulässige Masse 3175 kg

Masse und Schwerpunkt Die Masse zum Unfallzeitpunkt betrug rund

2880 kg.

Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (Rotorcraft Flight Manual – RFM)

zulässigen Grenzen.

Flugpetrol Jet A-1; der Treibstoff entsprach Treibstoff

den geforderten Spezifikationen

² TSN: time since new, Betriebsstunden seit der Herstellung

Unterhalt Die letzte geplante Unterhaltsarbeit fand am

16. Januar 2015 bei 1729:08 Betriebsstunden

statt.

Technische Einschränkungen In der hold item list (HIL) waren keine techni-

schen Beanstandungen eingetragen.

Zulassungsbereich VFR bei Tag und Nacht, (night vision) NVIS,

Instrumentenflugregeln (IFR)

1.6.2 Auszug aus dem Luftfahrzeugflughandbuch

1.6.2.1 Allgemeines

Im Luftfahrzeugflughandbuch (*Rotorcraft Flight Manual* – RFM) des Helikopters AW109SP werden in den jeweiligen Kapiteln die Anflug- und Notverfahren beschrieben.

In der Folge werden einige dieser Verfahren mit den einzuhaltenden Flugparametern aufgeführt, um deren Ähnlichkeiten und Unterschiede zu illustrieren.

1.6.2.2 Approach and Landing, Section 4, Normal Procedures

"VERTICAL LANDING

CAUTION

While conducting a slope landing, care must be taken to avoid the tail making contact with the ground.

1: Landing path: Reduce the airspeed gradually and at 70 ft AGL flare and apply collective to pass 30 KIAS³ at 30 ft AGL. Bring the helicopter to a hover at 3 ft AGL. Descend vertically to the ground. After ground contact, lower the collective to the minimum pitch or as necessary if taxiing is required.

(...)"

1.6.2.3 Flight handling characteristics, Section 4, Normal Procedures

"STEEP APPROACHES AND VERTICAL DESCENT MANOEUVRES

Low speed steep approaches (up to 20 kt) and vertical descent manoeuvres should be performed with a rate of descent not exceeding 900 ft/min."

Diese Angaben befinden sich ebenfalls in dem vom Hersteller herausgegebenen Quick Reference Handbook (QRH).

Im Verlaufe der Untersuchung stellte sich heraus, dass der Pilot sich nur unvollständig an die vom Hersteller definierten Grenzwerte für einen Steilanflug erinnern konnte.

1.6.2.4 Operations in accordance with JAR-OPS 3 Performance Class General, Section5.2, Additional Not-Approved Performance Data

"GENERAL

This information is provided to assist the operators to utilize the CAT 4 A Procedures and Performance (Supplement 9.1-1 for weights up to 3175 kg), when operations are conducted in accordance with the Performance Class 1 (PC1), 2 (PC2) and 2

³ KIAS: *knots indicated airspeed*, angezeigte Geschwindigkeit in Knoten

⁴ CAT: category, Kategorie

enhanced (PC2e) as defined in JAR - OPS 3 - Commercial Air transportation (Helicopters)."

Die Flugleistungsklassen werden im Kapitel 1.17 in Bezug auf Richtlinien des Betreibers für Anflüge beschrieben.

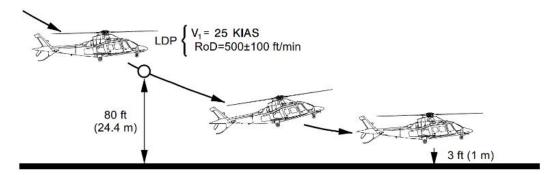
1.6.2.5 CAT A Operations, Supplement 9.1-1

"PART A CLEAR AREA PROCEDURES

LANDING DECISION POINT (LDP)

RUNWAY LENGTH

The minimum demonstrated runway length for take-off and landing is 250 m (820 ft).



PART B SHORT FIELD PROCEDURE

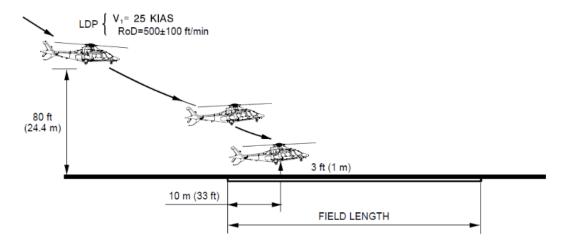
LANDING DECISION POINT (LDP)

RUNWAY SIZE

The minimum demonstrated runway size for take-off and landing is 100 m (328 ft) long and 10 m (33 ft) wide.

-

⁵ ALS: *above landing site,* Höhe über dem Landeplatz

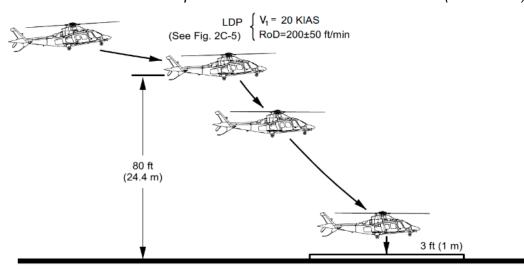


PART C GROUND LEVEL AND ELEVATED HELIPORT

LANDING DECISION POINT (LDP)

GROUND LEVEL AND ELEVATED HELIPORT/HELIDECK SIZE

Minimum demonstrated heliport/helideck size15 m x 15 m (50 ft x 50 ft)"



1.6.3 Anzeigen und Warnungen

Die HB-ZRV war mit einem *electronic flight instrument system* (EFIS) ausgestattet, das neben anderen Parametern die Fluglage, die Flughöhe, die Vorwärtsgeschwindigkeit und die Steig- bzw. Sinkrate auf einem Bildschirm im Cockpit darstellt (vgl. Abbildung 3). Zusätzlich war ein integriertes Audio-/Video-Warnsystem vorhanden, das Parameter überwacht und den Piloten bei definierten Parametern akustisch oder visuell warnt.



Abbildung 3: Darstellung der wesentlichen Flugparameter auf dem EFIS (schematische Darstellung des Herstellers). Vorwärtsgeschwindigkeit IAS ①, Fluglage ②, Flughöhe ③, Steig- bzw. Sinkrate ④.

Es existiert keine Warnvorrichtung, die vor einem zu schnellen Absinken des Helikopters in Bodennähe warnt.

1.6.4 Ausgewählte Systeme und Ausrüstungen

1.6.4.1 Fahrwerk

1.6.4.1.1 Allgemeines

Das Helikoptermuster AW109SP ist mit zwei Hauptfahrwerken (*main landing gear* – MLG) und einem Bugfahrwerk (*nose landing gear* – NLG) ausgestattet. Das Hauptfahrwerk besteht aus einem rechten und einem linken Fahrwerkbein, die symmetrisch an der Helikopterzelle montiert sind. Die Hauptfahrwerke sind mit je einem Rad und einer hydraulischen Radbremse bestückt.

Das Bugfahrwerk ist ebenfalls mit einem Rad versehen, besitzt jedoch keine Radbremse. Das Fahrwerk ist frei schwenkbar, selbstzentrierend und hat eine dynamische Stabilität. Es kann mit dem Bugradverriegelungsbolzen arretiert werden.

Pro Fahrwerk ist ein öl-pneumatischer Stossdämpfer integriert, für den Hydrauliköl und Stickstoff verwendet werden. Bei der Helikopterflotte der Rega ist das Fahrwerk so konstruiert, dass es nicht eingefahren werden kann. Nur der Trainingshelikopter mit der Immatrikulation HB-ZRP verfügt über ein Einziehfahrwerk.

Der Stossdämpfer beinhaltet einen einstufigen Kolben, der die Öl- und die Stickstoffkammern voneinander trennt. Die Ölkammer befindet sich im Gehäuse (casing) und die Stickstoffkammer in der Stossdämpfer-Schubstange (shock absorber sliding rod). Durch eine bewegliche Verbindung, bestehend aus einem unteren und einem oberen Verbindungsglied (upper – lower torque link) zwischen dem Gehäuse und der Stossdämpfer-Schubstange können diese zueinander beweglichen Komponenten nicht verdrehen. Ebenso ist dadurch ein vollständiges Ausfahren der Schubstange aus dem Gehäuse nicht möglich.

1.6.4.1.2 Funktionsprinzip des Stossdämpfers

Die Stossdämpfer sind so konstruiert, dass diese Stösse aufnehmen, die vorwiegend während des Bodenbetriebs des Helikopters auftreten. Durch eine kombinierte Wirkung des Hydrauliköls in den Kammern A/B und Stickstoff in der Kammer C wird die Energie des Stosses absorbiert (vgl. Abbildung. 4). Während der Kompression wird die Schubstange nach oben gedrückt, wobei das Volumen der Kammer A verringert und dadurch das Volumen in der Kammer B erhöht wird. Das Hydrauliköl wird durch die Öffnungen des Dosierungsventils (metering valve) gepresst, das sich zwischen den Kammern A und B befindet, was eine Reduktion der Geschwindigkeit der Aufwärtsbewegung der Schubstange zur Folge hat. Dadurch nimmt das Volumen der Kammer B zu, wobei sich der Trennkolben nach unten bewegt, da sich das Volumen der Stickstoffkammer C reduziert, worauf sich der Gasdruck erhöht.

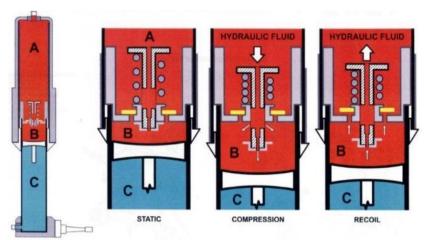


Abbildung 4: Funktionsprinzip eines öl-pneumatischen Stossdämpfers.

Während des Rückstosses expandiert das Gas in der Stickstoffkammer C, so dass der Trennkolben nach oben bewegt wird und dadurch das Hydrauliköl von der Kammer B in die Kammer A gepresst wird. In dieser Phase fliesst das Hydrauliköl durch die Öffnungen der Zylinderlaufbuchse (sleeve).

Das Dosierungsventil (*metering valve*) begrenzt die Fliessrate des Hydrauliköls, so dass die Geschwindigkeit des Wiederausfahrens der Schubstange reduziert wird, um am Boden mögliche übermässige Schwingungen des Helikopters zu verhindern.

1.6.4.2 Aufschlaghemmende Sitze

1.6.4.2.1 Allgemeines

Die Cockpit- wie auch die Passagiersitze wurden speziell für das Helikoptermuster AW109SP entwickelt. Aufgrund der niedrigen Cockpithöhe dieses Helikopters ist der Bauraum bzw. Deformationsweg eines Sitzes sehr begrenzt. Diese Cockpitsitze sind die einzigen zertifizierten und auf dem Markt erhältlichen *crashworthy seats* für dieses Helikoptermuster.

1.6.4.2.2 Sitzanordnung im Rega-Helikopter AW109SP

Die Sitzanordnung in allen Rega-Helikoptern AW109SP ist wie in Abbildung 5 dargestellt. Der Arztsitz ist um die Hochachse in beide Richtungen drehbar und war zum Unfallzeitpunkt in der Position mit der Rückenlehne in Flugrichtung. Der Passagier (Praktikant) sass auf dem Passagiersitz Nr. 1.

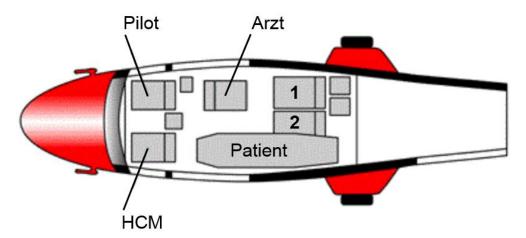


Abbildung 5: Sitzanordnung im Rega-Helikopter AW109SP (Abbildung zur Verfügung gestellt durch die Rega).

1.6.4.2.3 Zertifizierung der Sitze

Die im Helikopter AW109SP eingebauten Sitze wurden zum Zeitpunkt der Zertifizierung einem dynamischen Test unterzogen, bei dem eine Landung mit starkem Aufschlag (crash landing) simuliert wurde (vgl. Abbildung 7). Der Test wird jeweils am isolierten Sitz auf einem Schlitten durchgeführt, der aus der vorgegebenen Geschwindigkeit von mindestens 9.14 m/s kontrolliert gebremst wird, so dass ein Verzögerungszeitverlauf (crashpuls) entsteht (vgl. Abbildung 6). Die Verzögerung muss dabei um 30° von der Vertikalen nach vorne ausgelenkt werden, sprich, der Crash wird mit einer Vorwärts- und Abwärtskomponente simuliert. Auf dem Sitz wird ein normierter Dummy platziert, der ungefähr 78 kg wiegt und eine Körpergrösse von etwa 1.75 m aufweist. Beim Test darf die axiale Belastung der Lendenwirbelsäule (lumbar load) die definierte Kraft von 6672 N nicht überschreiten.

Alle im Helikopter AW109SP eingebauten Sitze bestanden diesen Test.

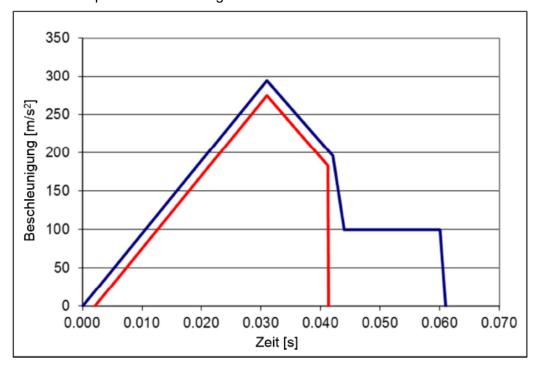


Abbildung 6: Impuls zur Simulation eines Aufschlags *(crashpuls)* gemäss den Testvorschriften: 30 g nach 31 ms, mit einer Geschwindigkeitsänderung von mindestens 9.14 m/s. Der rot eingezeichnete Bereich darf nicht geschnitten werden.



Abbildung 7: Beispiel eines durch die AGU Zürich (Arbeitsgruppe für Unfallmechanik) durchgeführten Tests. Um den vorgeschriebenen Kräftevektor von 30° zu erreichen, wird der Sitz auf dem Schlitten in gezeigter Position montiert.

1.6.4.2.4 Funktionsprinzip

In den *crashworthy seats* ist links und rechts je ein Deformationselement eingebaut, damit die bei einem heftigen Aufschlag des Helikopters entstehenden Kräfte gedämpft werden und nicht vollumfänglich auf den menschlichen Körper übergehen. Bei den beiden Cockpitsitzen und dem Arztsitz befinden sich diese Elemente in den Holmen der Rückenlehne. Bei den beiden Passagiersitzen befinden sich diese im Unterbau auf Höhe der Sitzfläche, da die Helikopterzelle als Rückenlehne dient. Das Deformationselement besteht aus einem vorgeformten Metallband, das zwischen zwei Führungsplatten montiert ist (vgl. Abbildung 8). Wird die obere Führungsplatte verschoben, deformiert sich das Band. Da die Platten das Metallband führen, bleibt der Biegeradius und somit die für die Verschiebung erforderliche Kraft konstant.



Abbildung 8: Funktionsprinzip eines Deformationselementes. Blau eingefärbt das Metallband.

Die Cockpit- und die Passagiersitze haben an der Vorderkante der Sitzfläche einen Drehpunkt und sind an der Hinterkante über die Deformationselemente an die Lehnenstruktur resp. den Sitzunterbau gekoppelt (vgl. Abbildung 9). Beim Arztsitz wird der gesamte Sitz inklusive Lehne linear nach unten verschoben (vgl. Abbildung 10).



Abbildung 9: Sitzfläche mit Drehpunkt an der Vorderkante. Die Hinterkante ist mit den in der Lehnenstruktur montierten Deformationselementen gekoppelt.



Abbildung 10: Sitzfläche inklusive Lehne an die Deformationselemente gekoppelt.

1.6.4.3 Automatischer Notsender

Die HB-ZRV war mit einem automatischen Notsender (*emergency locator trans-mitter* – ELT) des Musters ARTEX C406-N HM ausgerüstet.

Dieser Notsender wurde für Helikopterinstallationen entwickelt und verfügt nebst dem primären Beschleunigungssensor (*g-switch*) über ein zusätzliches 5-Achseng-Switch-Modul. Dieses ermöglicht es, dass der ELT in einer der sechs orthogonalen Achsen aktiviert werden kann.

Die Aktivierung erfolgt entweder automatisch durch einen der Sensoren oder manuell durch einen Schalter im Cockpit.

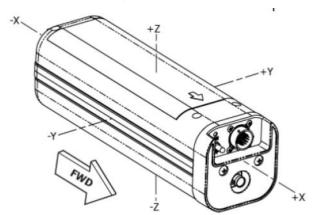


Abbildung 11: Notsender des Musters ARTEX C406-N HM mit den eingezeichneten orthogonalen Achsen

Bei einer Aktivierung des ELT sendet dieser einen standardisierten abschwellenden Ton (swept tone) auf den Frequenzen 121.5 MHz und 243.0 MHz (SAR⁶-Frequenz). Zusätzlich schaltet der Sender alle 50 Sekunden für 520 Millisekunden ein

⁶ SAR: search and rescue, Suche und Rettung

und sendet auf der Frequenz 406 MHz eine codierte digitale Nachricht zum SAR-Satellitensystem.

Der ELT wird durch eine eigene Lithium-Mangandioxid-Batterie (12 V) betrieben und ist beim Helikoptermuster AW109SP im hinteren Teil des Heckauslegers (tail-boom) montiert.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz befand sich in einer flachen Sattellage. Ein Kurzwellenrücken erstreckte sich von Südwestfrankreich nach Dänemark. Massive Divergenz über Ostfrankreich führte in den Alpen zu wolkenlosem Wetter.

1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des Unfalls

Wetter wolkenlos
Sicht 25 km

Wind 360 Grad, 4 kt, Böen bis 8 kt

Temperatur/Taupunkt 8 °C / -4 °C

Luftdruck (QNH) 1018 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, be-

rechnet mit den Werten der ICAO7-Standardat-

mosphäre)

Gefahren keine

1.7.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand Azimut: 209° Höhe: 30°

Beleuchtungsverhältnisse Tag

1.7.4 Wetter gemäss Beobachtung des Piloten

Der Pilot gab an, dass das Wetter den ganzen Tag gut gewesen sei (*ceiling and visibility okay* – CAVOK). Beim Anflug zur Rega-Basis habe er gesehen, dass der Windsack hing.

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen

1.9 Kommunikation

Die Kommunikation an Bord des Helikopters erfolgte über das *intercom*. Diese Gespräche wurden nicht aufgezeichnet.

1.10 Angaben zur Rega-Basis Erstfeld

1.10.1 Allgemeines

Die Rega-Basis Erstfeld liegt nördlich der Ortschaft Erstfeld und zählt zu einer von insgesamt acht Gebirgsbasen der Rega. Die Basis verfügt auf der östlichen Seite über zwei mögliche Helikopterlandeplätze. Auf der westlichen Seite unmittelbar neben der Basis verlaufen parallel zueinander drei Hochspannungsleitungen in der Süd-Nord-Achse. Die zur Basis am nächsten gelegene Leitung zweigt auf Höhe

⁷ ICAO: International Civil Aviation Organisation

der Basis in nordöstliche Richtung ab und verläuft auf der anderen Talseite parallel zur Eisenbahnlinie Richtung Norden weiter. Etwa 75 m östlich der Rega-Basis befindet sich die Basis der Swiss Helicopter AG. Zwischen diesen beiden Basen liegt weitläufiges Wiesland auf dem sich zum Unfallzeitpunkt keine Hindernisse befanden.



Abbildung 12: Rega-Basis (rot eingekreist) und die neben der Basis verlaufenden Hochspannungsleitungen (blau), eingetragen in der Luftfahrthinderniskarte. (Basiskarte reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo (JA150149)).

1.10.2 Windsack

In der Wiese im Bereich des rechten Landeplatzes war freistehend ein an einer Stange befestigter Windsack angebracht. Dieser sollte dem Piloten aus der Luft wie auch vom Boden aus Anhaltspunkte über Windrichtung und Windstärke in Bodennähe geben.

Bei Nordwind befand sich der Windsack im Windschatten einer Strassenböschung. Je nach Windverhältnissen wurde die Windsackanzeige durch das Basisgebäude westlich des Windsacks beeinflusst.



Abbildung 13: Standort des Windsacks (weiss eingekreist) bei der Rega-Basis. Im Hintergrund sind die Hochspannungsleitungen ersichtlich.

Kurz nach dem Unfall der HB-ZRV meldete ein Pilot der Rega mittels eines *Air Safety Report* (ASR), dass bei schwacher bis mittlerer Windstärke aus Norden der Windsack aufgrund seines Standortes keine zuverlässigen Informationen angab. Der ASR wurde durch die Rega an das BAZL weitergeleitet.

Aufgrund des *Air Safety Report* und nach Absprache mit dem BAZL wurde im Juni 2015 der Windsack auf dem Dach der Rega-Basis montiert.

1.10.3 An- und Abflugverfahren

Für An- und Abflüge existierte keine offizielle Sichtanflugkarte (*visual approach chart* – VAC) des Helikopterflugfeldes Erstfeld (LSXE). Vor längerer Zeit wurde von der Firma Swiss Helicopter AG eine An-/Abflugkarte geschaffen, die auch der Rega zur Verfügung stand (vgl. Abbildung 14). Auf allen Routen wird eine maximale Anfluggeschwindigkeit von 100 kt vorgegeben.

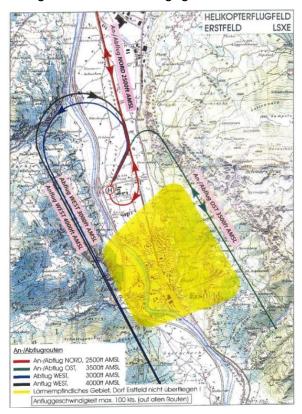


Abbildung 14: An-/ Abflugkarte des Helikopterflugfeldes Erstfeld (LSXE)

1.11 Flugschreiber

1.11.1 Allgemeines

Die HB-ZRV war nicht mit einem Flugdatenschreiber (*flight data recorder* – FDR) und einem Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät (*cockpit voice recorder* – CVR) ausgerüstet. Diese waren nicht vorgeschrieben.

Es befanden sich jedoch verschiedene Aufzeichnungsgeräte an Bord des Helikopters, die eine grosse Zahl an Flug- und Triebwerkparametern aufzeichneten. Die Daten dieser Geräte wurden nach dem Unfall gesichert.

1.11.2 Electronic Flight Instrument System

Das electronic flight instrument system (EFIS) an Bord der HB-ZRV (vgl. Kapitel 1.6.3) zeichnete in einem Intervall von 1 s verschiedene Flugparameter auf, da-

runter Datum und Uhrzeit, die GPS-Position, die korrigierte GPS-Höhe, den Lagewinkel um die Querachse (attitude), den Lagewinkel um die Längsachse (bank), die angezeigte Geschwindigkeit (indicated airspeed – IAS), die Geschwindigkeit über Grund (ground speed – GS) sowie die mittels Variometer (vertical speed indicator – VSI) angezeigte Steig- bzw. Sinkrate.

Ein paar ausgewählte Flugparameter des Unfallfluges sind in der Anlage 1 dargestellt.

1.11.3 Data Acquisition Unit

Die HB-ZRV war mit einer sogenannten data acquisition unit (DAU) ausgestattet, die auf zwei unabhängigen Kanälen (channel A und channel B) verschiedene Flugund Triebwerkparameter in einem Intervall von 1 s aufzeichnete. Unter den aufgezeichneten Parametern findet sich neben vielen anderen die Position des kollektiven Blattverstellhebels (collective lever position – CLP), vgl. Anlage 1.

Weiter wird eine allfällige Überschreitung einer Limitation im sogenannten exceedance log gespeichert. Das exceedance log beider Kanäle wies keine Limitations-überschreitungen für den Unfallflug auf.

1.11.4 Kollisionswarngerät

Die HB-ZRV war mit einem Kollisionswarngerät Floice ausgerüstet, das unter anderem den Flugweg aufzeichnete.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle befand sich rund 30 Meter südlich des Helikopterlandeplatzes der Rega-Basis Erstfeld auf einer angrenzenden Wiese.



Abbildung 15: Endlage der HB-ZRV

1.12.2 Aufprall

Gemäss Aufzeichnungen hatte der Helikopter unmittelbar vor dem Aufprall eine Geschwindigkeit gegenüber dem Boden (*ground speed* – GS) von 12 kt (6.17 m/s), eine Sinkgeschwindigkeit von 1353 ft/min (6.87 m/s), eine Querlage nach links von 4 Grad sowie einen Lagewinkel um die Querachse von 7 Grad (*nose up*), eine

Sekunde später einen solchen von 4 Grad (*nose up*), vgl. Abbildungen 16 und 17 sowie Anlage 1.

Die resultierende Aufprallgeschwindigkeit des Helikopters betrug somit rund 9.2 m/s und der Winkel zwischen der Aufprallrichtung und der Vertikalen betrug 42°.

Aufgrund der Spuren konnte eine Bodenberührung mit dem Hecksporn des Helikopters ausgeschlossen werden.

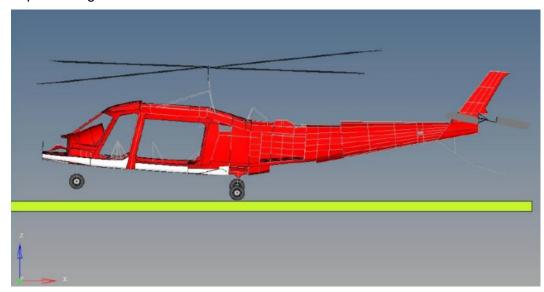


Abbildung 16: Simulierte Helikopterlage kurz vor dem Aufprall in Seitenansicht. Der Lagewinkel um die Querachse beträgt 4 Grad.

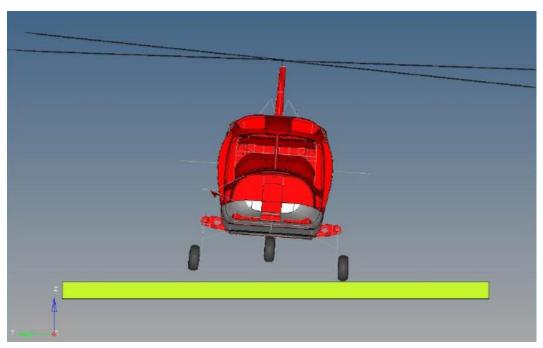


Abbildung 17: Simulierte Helikopterlage kurz vor dem Aufprall in Frontansicht. Die Querlage (bank) nach links beträgt rund 4 Grad.

1.12.3 Wrack

Die Beschädigungen am Helikopter zeigten deutlich, dass dieser mit einer hohen Sinkrate, einer leichten Querlage nach links und mit geringer Vorwärtsgeschwindigkeit auf dem Boden aufschlug.

An der Helikopterzelle konnten an verschiedenen Stellen starke Deformationen und Beschädigungen festgestellt werden, die auf der linken Seite grösser waren als auf der rechten Seite. Im Bereich der beiden Hauptfahrwerke (vgl. Abbildung 18) und des Bugfahrwerks war die Helikopterzelle massiv beschädigt. Der Unterboden des Helikopters zeigte über die ganze Länge Beschädigungen und die daran montierten Komponenten wie Antennen, Kamera usw. waren weggerissen oder zerstört. Beim Übergang der Kabine zum Heckausleger (tailboom) waren ebenfalls Deformationen in der Beplankung ersichtlich. Der hintere Teil des Heckauslegers war intakt.



Abbildung 18: Beschädigungen im Innern der Helikopterzelle im Bereich des linken Hauptfahrwerks.

Der vordere und der hintere Holm, an denen die Hauptfahrwerke befestigt waren, zeigten Gewaltbrüche auf und die Fahrwerke waren nach oben und hinten geknickt. Die Verstrebung, die das jeweilige Fahrwerk seitlich stabilisiert, zeigte bei beiden Fahrwerken ebenfalls Gewaltbrüche. Auch das Bugfahrwerk wurde stark beschädigt und ins Innere der Zelle gedrückt. Dadurch entstand in diesem Bereich grosser Schaden an der Zellenstruktur. Unter anderem wurde dadurch ein Umlenkhebel der Heckrotoransteuerung gebrochen, der sich in der Mittelkonsole im Cockpit befindet. Der Schneeeinsinkschutz am gesamten Fahrwerk war stark beschädigt.

Die linke vordere und die linke hintere Strebe des Hauptgetriebes (main gear box) waren stark verbogen. Die rechte vordere Strebe war leicht verbogen, während bei der rechten hinteren Strebe annähernd keine Verbiegung ersichtlich war.



Abbildung 19: Alle vier Streben nach dem Ausbau des Hauptgetriebes.

Die beiden Triebwerke wiesen äusserlich keine Beschädigungen auf. Das Brandschott (firewall) bei den Triebwerken zeigte keine Deformationen. Lediglich im Bereich der Durchführung der linken Hauptantriebswelle (main drive shaft) war das Brandschott etwas deformiert. Dies ist darauf zurückzuführen, dass das Hauptgetriebe durch den Aufprall des Helikopters auf der linken Seite leicht in die Zelle gedrückt wurde.

Alle festgestellten Beschädigungen liessen sich auf den Unfallverlauf zurückführen. Es wurden keine Hinweise für vorbestehende Beschädigungen gefunden.

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Von allen Besatzungsmitgliedern waren zum Unfallzeitpunkt keine unfallrelevanten Erkrankungen bekannt. Die harte Landung bewirkte eine starke Krafteinwirkung auf die Wirbelsäulen, die zu axialen Stauchungstraumata mit Impressionsfrakturen der unteren Wirbelkörper führte. Der Pilot, der HCM und der Passagier wurden nach dem Unfall hospitalisiert und mussten operativ versorgt werden. Alle drei konnten nach Abschluss der Behandlung mit einer ambulanten Behandlung aus den Spitälern entlassen werden. Der Arzt blieb unverletzt.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Allgemeines

Aufgrund der Unfallart und der dabei auf die Insassen einwirkenden Kräfte war der Unfall überlebbar. Das 5-Punkte-Rückhaltesystem wurde vom Piloten und vom HCM und die Bauch- und Schultergurten vom Arzt und vom Passagier getragen und hielten der Beanspruchung stand. Der Helikopter war mit *crashworthy seats* ausgerüstet. Die Insassen trugen Helme.

1.15.2 Suche und Rettung

Die HB-ZRV war mit einem automatischen Notsender (*emergency locator trans-mitter* – ELT) des Musters ARTEX C406-N HM ausgerüstet (vgl. Kapitel 1.6.4.3). Das Gerät war eingebaut und betriebsbereit. Es wurden nach dem Aufprall keine Signale ausgestrahlt.

Der ELT wurde einer vertieften Abklärung unterzogen (vgl. Kapitel 1.16.6).

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Flugphasen

Der Endanflug der HB-ZRV kann in drei Flugphasen unterteilt werden (vgl. Anlage 1):

Flugphase 1: In der Phase von 14:17:10 Uhr (Punkt A, gelb) bis 14:18:07 Uhr (Punkt C, grün) befand sich der Helikopter in einem Sinkflug. Die Fluggeschwindigkeit nahm dabei kontinuierlich ab (vgl. Anlage 1, Figuren 1 und 3), die kollektive Blattverstellung (collective pitch) wurde konstant bei etwa 15 % gehalten. Der Lagewinkel des Helikopters um die Querachse (attitude) nahm in dieser Phase von 3° auf 13° (nose up) zu (Figur 2).

Flugphase 2: In der Phase von 14:18:07 Uhr (Punkt C, grün) bis 14:18:15 Uhr (Punkt E, grau) wurde die Fluggeschwindigkeit weiter reduziert (Figur 4), dabei blieb die Sinkgeschwindigkeit konstant (Figur 5). Die *attitude* des Helikopters blieb

immer über 10° (Figur 7), der *collective pitch* wurde kontinuierlich erhöht (Figur 6) und die Flugbahn wurde steiler (Figur 8).

Flugphase 3: In der Phase nach 14:18:15 Uhr (Punkt E, grau), unter einer Fluggeschwindigkeit von 20 kt, wurde die Messung der wahren Fluggeschwindigkeit (*true airspeed* – TAS) unzuverlässig (Figur 4). Die Geschwindigkeit gegenüber dem Boden (*ground speed* – GS) lag in dieser Phase nie unter 9 kt. Die Sinkgeschwindigkeit (Figur 5) erhöhte sich in den letzten Sekunden des Fluges, während die *attitude* reduziert wurde (Figur 7). Der *collective pitch* wurde auf über 60 % erhöht (Figur 6). Die Flugbahn wurde steiler, zum Zeitpunkt des Aufpralls des Helikopters war diese grösser als 45 Grad gegenüber der Horizontalen (Figur 8).

1.16.2 Wirbelringzustand

In der Grafik (vgl. Abbildung 20), die auf den Angaben des Herstellers beruht, sind u. a. Vertikal- und Vorwärtsgeschwindigkeit der letzten 20 Sekunden des Fluges dargestellt. Der Helikopter wies zu diesem Zeitpunkt eine Masse von 2880 kg auf.

Die Grafik zeigt den Bereich des kritischen Wirbelringzustands bzw. den nach RFM zulässigen Betriebszustand in Abhängigkeit der Horizontalgeschwindigkeit (*Iongitudinal velocity*) und der Sinkgeschwindigkeit (*rate of descent*). Während der letzten 10 Sekunden des Fluges befand sich der Helikopter ausserhalb der im RFM zugelassenen Betriebsgrenzen.

Die Grenzen der Bereiche des Wirbelringzustands (*vortex ring state* – VRS) sind in der Grafik lediglich als Referenz eingezeichnet, da sie bezüglich der Rotorebene definiert sind. Wenn der Winkel zwischen der Rotorebene und dem Horizont klein ist, dann sind diese Grenzen auch für das Bezugssystem des Helikopters mit hinreichender Genauigkeit gültig.

Zum Unfallzeitpunkt wehte der Wind in Bodennähe aus nördlicher Richtung mit einer variablen Geschwindigkeit von ungefähr 4 kt, teils mit Böen bis 8 kt. Den in der Grafik dargestellten Berechnungen wurde eine Windgeschwindigkeit von 6 kt zugrunde gelegt. Weder ein Gegen- noch ein Rückenwind mit dieser Geschwindigkeit vermag die Situation bezüglich des VRS wesentlich zu ändern, so lange sich der Helikopter im oberen Rand der turbulenten Region befindet.

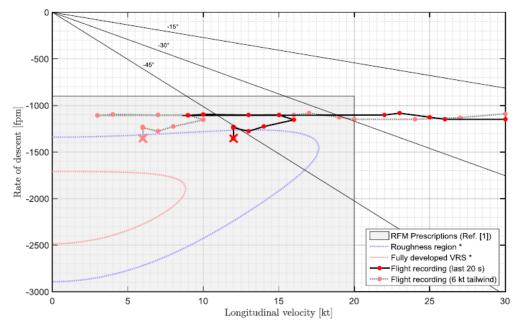


Abbildung 20: Darstellung der Gefahrenbereiche eines Wirbelringzustandes, im Bezugssystem des Helikopters.

1.16.2.1 Kräfte während des Aufpralls

Durch eine Simulation wurden die während des Aufpralls insbesondere auf die Insassen wirkenden Kräfte untersucht. Die Simulation der Beschleunigungs-Zeit-Verläufe der vier Sitzpositionen zeigt, dass die maximale resultierende Beschleunigung beim Cockpitsitz links (HCM) mit rund 280 m/s² erreicht wurde (vgl. Abbildung 21). Hierbei handelte es sich lediglich um eine Spitze mit einer Dauer von etwa 1 ms. Generell waren die resultierenden Beschleunigungen an allen vier Sitzpositionen ähnlich.

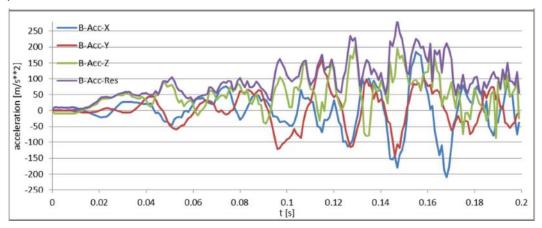


Abbildung 21: Beschleunigungs-Zeit-Verlauf aus der Simulation, am Beispiel des linken Cockpitsitzes (HCM).

Innerhalb der ersten 40 ms stieg die Beschleunigung auf etwa 100 m/s², die während einer Dauer von rund 100 ms gehalten wurde. Anschliessend stieg sie nochmals weiter bis auf etwa 150 m/s². Alle Kurven zeigen eine überlagerte Schwingung mit einer Periodendauer von 30 ms, die mit hoher Wahrscheinlichkeit auf die Deformation der Helikopterzelle zurückzuführen ist.

Die Simulation wurde für eine Zeitspanne von 200 ms durchgeführt. Nach dieser Zeit war die vertikale Geschwindigkeit (Z-Richtung) weitgehend abgebaut. Die in Abbildung 6 dargestellten Verläufe zeigen eine Geschwindigkeitsänderung in vertikaler Richtung zwischen 8.7 m/s (Passagiersitz) und 9.7 m/s (Pilotensitz). Die unterschiedlichen Beschleunigungswerte an den vier Sitzpositionen lassen sich durch den Lagewinkel um die Querachse des Helikopters erklären. Die Personen, die vorne im Cockpit sassen, erfuhren somit eine höhere Geschwindigkeitsänderung.

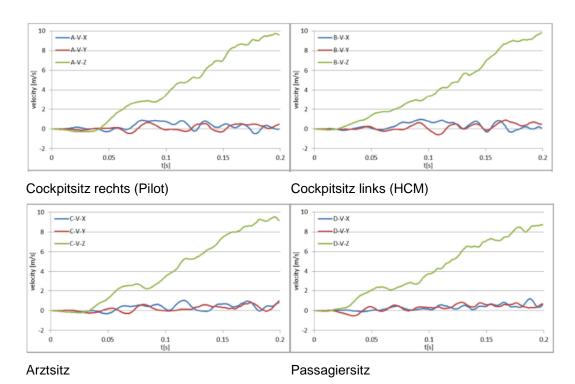


Abbildung 22: Durch Integration der Beschleunigungsverläufe gewonnene Geschwindigkeits-Zeit-Verläufe der vier Sitzpositionen.

Aus der Simulation kann geschlossen werden, dass in der Längs- und in der Querrichtung während der ersten 200 ms des Aufpralls praktisch keine Geschwindigkeit abgebaut wurde und der Abbau der Anfangsgeschwindigkeit in horizontaler Richtung von 6.17 m/s erst nachher begann. Dies stimmt mit dem Spurenbild des Aufpralls in der Wiese überein. Die Belastungen auf die Insassen erfolgten somit ausschliesslich in vertikaler Richtung. Die Geschwindigkeitsänderung in horizontaler Richtung dürfte für die Insassen von geringer Bedeutung gewesen sein.

In Abbildung 23 werden die Beschleunigung und der Geschwindigkeitsabbau in horizontaler und vertikaler Richtung aus der Simulation mit dem Testverfahren zur Zertifizierung der Sitze verglichen. Die Geschwindigkeitsänderung erfolgte in der Simulation ausschliesslich in der vertikalen Richtung, während beim Test die Verzögerung um 30° von der Vertikalen nach vorne ausgelenkt wurde. In der Simulation erreichte die Beschleunigung in vertikaler Richtung ebenfalls in kurzen Spitzen vergleichbare Grössen wie im Test, der Beschleunigungsprozess dauerte jedoch viel länger. Die mittlere Beschleunigung liegt demzufolge deutlich tiefer.

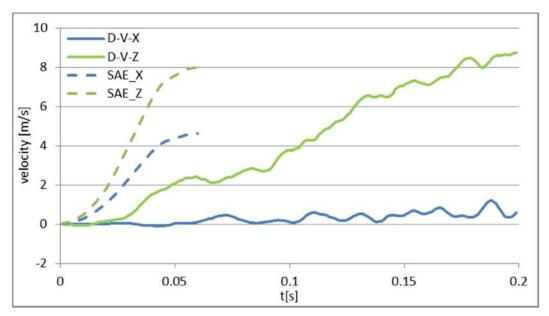


Abbildung 23: Vergleich der Geschwindigkeiten in horizontaler (x) und vertikaler (z) Richtung (durchgehender Strich) mit denjenigen der Tests zur Zertifizierung (gestrichelt) am Beispiel des Passagiersitzes.

1.16.3 Aufprallhemmende Sitze

1.16.3.1 Allgemeines

Die beiden Cockpitsitze sowie der Arzt- und der Passagiersitz wurden eingehend untersucht. Alle Sitze befanden sich in einem guten Zustand. Bei beiden Cockpitsitzen wiesen die Sitzpolster jeweils auf der der Tür zugewandten Seite Risse auf. Dies stellt eine normale Abnützung dar, die vom Ein- und Aussteigen herrührt.

1.16.3.2 Cockpitsitze

Bei den Cockpitsitzen konnten bei der Sitzschale und der Struktur des Unterbaus keine Beschädigungen festgestellt werden. Nach dem Ausbau der Deformationselemente konnte die Sitzschale beider Sitze um den Drehpunkt frei rotiert werden; demzufolge war dieser Mechanismus funktionstüchtig.

Beim rechten Cockpitsitz (Pilot) zeigte das linke Deformationselement eine minimale Verformung (< 1 mm), das rechte Element wies keine sichtbare Verformung auf. Am rechten Beckengurt konnten Belastungsspuren (verzogenes Gewebe) festgestellt werden, die auf eine Zugkraft nach vorne schliessen lassen. Diese Spuren werden oft nach grösseren Belastungen vorgefunden.

Beim linken Cockpitsitz (HCM) waren beide Deformationselemente um ungefähr 1 mm deformiert, das linke Element geringfügig stärker.

1.16.3.3 Arztsitz

Bei diesem Sitz konnte bereits nach dem Ausbau aus dem Helikopter festgestellt werden, dass eine asymmetrische Verformung stattgefunden hatte (vgl. Abbildung 24). Das in Flugrichtung gesehen linke Deformationselement wies eine Verformung von ungefähr 11 mm auf, während beim rechten Element keine Verformung sichtbar war.

Während der Verformung des Sitzes drückte der rechte Lehnenholm mit seinem oberen Ende in die Rückseite der Lehnenschale und beschädigte sie.

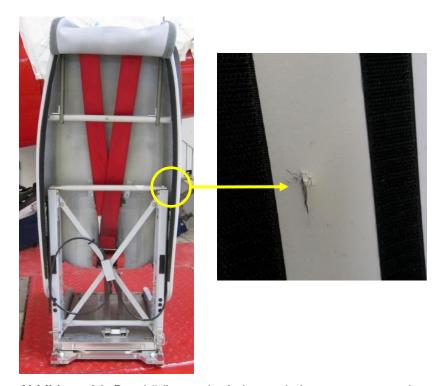


Abbildung 24: Beschädigung der Lehnenschale von vorne gesehen, nachdem die Sitzpolsterung entfernt wurde.

Bei diesem Sitz besteht die Möglichkeit, den ganzen Sitz aus Komfortgründen leicht nach hinten zu kippen. Gemäss Hersteller kann sich der Sitz jedoch nur über den gesamten Deformationsweg nach unten bewegen, wenn sich der Sitz in der aufrechten Position befindet.

Im Component Maintenance Manual des Sitzherstellers wird diesbezüglich Folgendes festgehalten:

"3 OPERATION

[...]

D. OPERATION OF THE RECLINE MECHANISM WITH ONE LEVER (Option)

<u>WARNING:</u> For take-off and landing seatbucket has to be tilted into upright position.

(1) Tilting into upright Position

Lean back, pull the lever (ref. Fig.2) backward, lean forward and release the lever. Push the lever forward if it is not in fully forward position.

(2) Recline

Lean forward, pull the lever (ref. Fig.2) backward, lean back and release the lever. Push the lever forward if it is not in fully forward position.

(...)"

Zusätzlich ist in den *Installation Requirements* des Sitzherstellers Folgendes zu lesen:

"3.5 Labels

(...)

3.5.3 Labels, Seats equipped with reclinable Seatpan

If a seat with reclinable seatbucket is installed a label or if necessary more than one label has to be fixed at a clearly visible place or places, stating "WARNING: For take-off and landing place backrest in upright position!"

(...)"

In der HB-ZRV war dieses Hinweisschild gut sichtbar im Innern der Helikopterzelle auf Augenhöhe des Arztes angebracht.

1.16.3.4 Passagiersitz Nr. 1

Bei der Sitzschale und der Struktur des Unterbaus konnten keine Beschädigungen festgestellt werden. Nach dem Ausbau der Deformationselemente konnte die Sitzschale um den Drehpunkt frei rotiert werden; dieser Mechanismus war demnach funktionstüchtig.

Das linke Deformationselement zeigte eine Verformung von ungefähr 15 mm, beim rechten Element war keine Deformation ersichtlich.



Abbildung 25: Deformationselemente des Passagiersitzes Nr. 1. Ersichtlich ist das stark deformierte Element der linken Seite des Sitzes (unteres Element im Bild).

1.16.4 Fahrwerk

1.16.4.1 Hauptfahrwerke

Bei der äusseren visuellen Überprüfung der beiden Hauptfahrwerke (*main landing gear* – MLG) konnten weder Undichtheiten des Systems durch ausgelaufenes Öl noch bedeutsame Deformationen oder Beschädigungen festgestellt werden.

An beiden Fahrwerken wurde der Stickstoffdruck des Federbeins (shock absorber) gemessen, der bei beiden Federbeinen in der Toleranz lag.

Ebenso wurde bei beiden Fahrwerken die Kompression des Federbeins (polytropic-curve) auf dem Prüfstand gemessen. Der Ist-Wert lag bei beiden Fahrwerken minimal über den vom Hersteller definierten Grenzwerten.

Anschliessend wurden die Fahrwerke zerlegt und die einzelnen Komponenten visuell untersucht. Dabei konnten keine signifikanten Abnutzungen oder Beschädigungen festgestellt werden.

Das Dosierungsventil (*metering valve*) wurde aus dem jeweiligen Hauptfahrwerk ausgebaut und mit dem Testverfahren des Herstellers auf dessen Funktion geprüft.

Die Prüfwerte des *metering valve* des linken Hauptfahrwerks lagen ein wenig ausserhalb der vom Hersteller definierten Grenzwerte.

Die Prüfwerte des *metering valve* des rechten Hauptfahrwerks lagen bedeutend unter den Grenzwerten. Das Ventil wurde anschliessend zerlegt und die entspannte Feder gemessen, deren Länge bei 18.2 bis 18.3 mm lag (vgl. Abbildung 26). Die gemessene Länge lag somit unterhalb der nominalen Produktionslänge von 18.6 mm.



Abbildung 26: Zerlegtes *metering valve* des rechten Hauptfahrwerks. Rot eingekreist die Feder.

1.16.4.2 Bugfahrwerk

Beim stark beschädigten Bugfahrwerk war im Federbein kein Stickstoff mehr vorhanden, da das Füllventil durch den Unfall zerstört worden war und der Stickstoff dabei ausgeströmt war. Aufgrund der beschädigten Befestigungspunkte des Fahrwerks war es nicht mehr möglich, dieses auf dem Prüfstand zur Überprüfung der Funktion zu montieren.

Anschliessend wurde der shock absorber zerlegt und die einzelnen Komponenten wurden visuell begutachtet. Dabei konnten weder Beschädigungen noch aussergewöhnliche Abnutzungen festgestellt werden.

1.16.5 Triebwerke

Die ausgelesenen Triebwerkparameter zeigten, dass bis zum Aufprallzeitpunkt des Helikopters beide Triebwerke einwandfrei funktionierten und Leistung abgaben (vgl. Kapitel 1.11.3 und Anlage 1, Figur 9).

Die beiden Triebwerke wurden aus der HB-ZRV ausgebaut und bei einem zertifizierten Unterhaltsbetrieb in Spanien überholt. Die vorgefundenen Beschädigungen sind auf den Unfallverlauf zurückzuführen. Zusätzlich wurden an diversen Komponenten übliche Abnützungsspuren festgestellt.

1.16.6 Automatischer Notsender

Der in der HB-ZRV installierte ELT wurde durch den Aufschlag des Helikopters nicht aktiviert und sendete somit keine Signale. Bei der Untersuchung des ELT wurde zuerst ein Selbsttest durchgeführt. Dabei wurden folgende zwei Fehlermeldungen angezeigt:

"No navigation data present":

Diese Fehlermeldung ist normal beim Testen eines ELT auf einer Prüfbank, da der Notsender nicht mit einem Navigationssystem verbunden ist und das Gerät somit keine GPS-Position erkennen kann. Der ELT funktioniert aber trotzdem.

"Battery problem":

Diese Fehlermeldung erscheint, wenn die Batterie oder der Batteriestromkreis defekt ist oder wenn der ELT über eine Stunde aktiviert ist und die Batterie nicht mehr genügend Leistung abgibt.

Im Weiteren konnten folgende Befunde gemacht werden:

• Die Signalleistung und die Frequenz (121.5 und 406 MHz) befanden sich innerhalb der vom Hersteller zulässigen Toleranzen.

- Alle sechs Beschleunigungssensoren (g-switches) funktionierten nicht.
- Das Batteriefach und die elektronischen Komponenten wiesen weder Feuchtigkeit noch Korrosion auf.
- Die gemessene Batteriespannung von 12.43 V entsprach der Norm für eine aufgeladene Batterie.

In der Zeit vom 27. Mai 2011 bis zum 27. Januar 2015 wurden bei der Rega 15 Fälle registriert, bei denen die Beschleunigungssensoren der Notsender des Musters ARTEX C406-N HM bei routinemässigen Kontrollen nicht funktionierten und repariert werden mussten.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Schweizerische Rettungsflugwacht

1.17.1.1 Allgemeines

Die Schweizerische Rettungsflugwacht (Rega) ist eine gemeinnützige Stiftung und wurde 1952 gegründet. Sie bezweckt, in Not geratenen und hilfsbedürftigen Menschen in Übereinstimmung mit den Grundsätzen des Roten Kreuzes zu helfen. Sie verfügt zu diesem Zweck über eine Flotte von Helikoptern und Ambulanzjets und stellt einen permanenten Alarmdienst sicher. Das Flugbetriebsunternehmen Schweizerische Luft-Ambulanz AG ist die Betreibergesellschaft der Luftfahrzeuge der Rega.

Zum Zeitpunkt des Unfalls betrieb die Rega zwölf über die Schweiz verteilte Helikopterbasen, darunter eine in Erstfeld. Der Hauptsitz befindet sich am Flughafen Zürich.

Die Standardbesatzung für einen Rettungseinsatz per Helikopter besteht aus einem Piloten, einem HCM und einem Arzt.

1.17.1.2 Verfahrensvorgaben gemäss OM A

Das Betriebshandbuch A (*Operations Manual* – OM A), Revision 00 vom 28. Oktober 2014, beinhaltet allgemeine (nicht typenspezifische) Richtlinien, Anweisungen und Verfahren, die für einen sicheren Flugbetrieb unter Einhaltung der Vorgaben nötig sind:

- "8 Betriebliche Verfahren
- 8.1.5 Darstellung und Anwendung von Betriebsmindestbedingungen für Landeplätze und Reiseflug
- 8.1.5.1 Allgemeine Anforderungen

Helikopter sind gemäss den Anforderungen der entsprechenden Flugleistungsklasse zu betreiben.

(...)

8.1.5.2 Flugleistungsklasse 1 (PC1)

8.1.5.2.4 Landung

(...)

Bei einem Ausfall des kritischen Triebwerks, der am oder vor dem Landeentscheidungspunkt erfolgt, muss es möglich sein, entweder zu landen und den Helikopter innerhalb der Endanflug- und Startfläche abzustellen oder durchzustarten und alle Hindernisse in der Flugbahn in einem vertikalen Abstand von 10.7 m (35ft) zu überfliegen.

Bei einem Ausfall des kritischen Triebwerks, der am oder nach dem Landeentscheidungspunkt festgestellt wird, muss es möglich sein:

- alle Hindernisse in der Anflugbahn zu überfliegen und
- innerhalb der FATO zu landen und den Helikopter abzustellen.

(...)

8.1.5.3 Flugleistungsklasse 2 (PC2)

8.1.5.3.4 Landung

(...)

Wenn das kritische Triebwerk an einem beliebigen Punkt der Anflugbahn ausfällt,

- kann ein Durchstarten durchgeführt werden, das die Anforderung gemäss A, Kap. 8.1.5.3.2. (Startflugbahn) erfüllt, oder
- kann der Helikopter, ausser bei Flugbetrieb gem. Exposure Time Concept (s. OM A, Kap. 8.1.5.6), eine sichere Notlandung ausführen.

(...)

8.4.2 Begriffe

8.4.2.20 Missed Approach (Fehlanflugverfahren)

Ein festgelegtes Verfahren, das zu befolgen ist, wenn der Instrumenten- oder Sichtanflug nicht fortgesetzt werden kann oder eine Landung aus irgendeinem Grund unmöglich ist.

Ein missed approach ist einzuleiten, wenn:

 es scheint, dass eine sichere Weiterführung des Anfluges ungewiss oder die Sicherheit gefährdet ist

 (\ldots)

Der Anflug nicht stabilisiert ist (…)

(...)"

1.17.1.3 Standardbetriebsverfahren gemäss OM B

Im Betriebshandbuch B (*Operations Manual* – OM B), Revision 00 vom 28. Oktober 2014, sind die Standardbetriebsverfahren (*Standard Operating Procedures* – SOP) des Helikoptermusters AW109SP festgelegt:

"2.9 Anflug nach Sichtflugregeln

Die maximale Sinkrate bei Geschwindigkeiten unter 20KIAS soll 600ft/min. nicht überschreiten. Um den Schutzbügel des Heckrotors nicht zu beschädigen, sind in Bodennähe nose-up-Lagen von mehr als 8° zu vermeiden (...)"

Im SOP AW109SP CCC VFR ist das Koordinationskonzept der Besatzung (*Crew Coordination Concept* – CCC) während der Einsatzflüge beschrieben. Zum Unfallzeitpunkt war die Revision 00 vom 28. Oktober 2014 gültig. Unter anderem sind folgende Abläufe in diesem SOP festgehalten:

- "3 Besatzung und weitere am Einsatz Beteiligte
- 3.2 Aufgaben und Qualifikation
- 3.2.1 Aufgaben

Die Besatzungsmitglieder sollen sich im Einsatz gegenseitig unterstützen. Die Arbeitsteilung ist einsatzabhängig zu optimieren. Die Arbeitsteilung im Cockpit bei Flügen mit zwei Piloten ist im SOP für die Zusammenarbeit der Flugbesatzungsmitglieder (MPH⁸ AW109SP) geregelt. Unabhängig von Aufgabenzuweisungen sind alle Besatzungsmitglieder verpflichtet, den Luftraum und die Helikoptersysteme, soweit einsehbar, zu überwachen und dem CDR⁹ Auffälligkeiten zu melden."

3.2.1.2 HCM

Der HCM:

(...)

- bedient und überwacht technische Systeme (s. einsatzspezifisches SOP)
- unterstützt den CDR im Rahmen seiner Kompetenzen bei Normal und Notverfahren
- navigiert und überwacht die Flugverfahren (SOP)
- macht den CDR auf Abweichungen von geplanten Parametern aufmerksam

(...)

- 5 Normalverfahren
- 5.1 Operationelle Verfahren
- 5.1.2.2.2 Deviation Call

Abweichungen von Sollwerten (SOP und/oder Briefing/Gefahren) verlangen einen deviation call.

(...)

- 5.3 Verfahren im Flug
- 5.3.3 Rekognoszierung

(...)

Vor jedem Anflug und jeder Landung ist ein approach briefing durchzuführen, damit die anderen Besatzungsmitglieder über den bevorstehenden Anflug inklusive Landung und allfällige Notverfahren informiert sind. Das approach briefing beinhaltet folgende Angaben:

- WAHiBeLLU¹⁰
- Performance
- Emergencies

_

⁸ MPH: multi pilot operation helicopter

⁹ CDR: commander, Kommandant

¹⁰ Dieses mnemotechnische Akronym kürzt die zu prüfenden Punkte vor einem Anflug ab: Wind, Anflugrichtung, Hindernisse, Beleuchtung, Leistung, Landefläche, Umwelt.

Decision

(...)

5.3.5 Gebrauch der Checklisten

Checklisten sind für jeden Helikoptertyp publiziert. Sie müssen in allen Phasen des Fluges angewandt werden. Um Missverständnisse zu vermeiden, ist die Sprache der Checklisten zu verwenden. Für call-outs (gem. jeweiligem SOP) kann die entsprechende Landessprache verwendet werden.

(...)

9 OPS SOP CCC AW109SP

Procedures & call-outs

Flight Phase	CDR		HCM		MCM, RSH
ENG start	ENG 1/2	⇒	ok		
(HCM outside)	Good start ENG 1, 2	\Rightarrow	ok		
Intercom Check	3, 4		1, 2		
(HCM inside)	♥			\Rightarrow	5, 6/7, 8
	Departure Briefing	⇒	ok		
Take-off	Decision		Decision		
	(according departure		ok		
	briefing)				
	Approach Briefing	₽	ok		
Approach/Landing	Decision		Decision		
	(according approach	⇒	ok		
	briefing)				

Abbildung 27: Checkliste der *call-outs* . Der rote Rahmen wurde durch die SUST eingezeichnet.

1.17.1.4 Betriebshandbuch gemäss OM D

Das Betriebshandbuch D (*Operations Manual* – OM D), Revision 00 vom 9. April 2014, beinhaltet das "*Training Manual* (TM), Einführung Pilot":

"1.5 Ausbildungsprogramm

1.5.2 Type Rating

Während dem Type Rating werden die theoretischen und praktischen Kenntnisse soweit vermittelt, dass die Lehrgangsteilnehmer einerseits die Bedingungen für die Erlangung der Musterberechtigung gem. Part-FCL erfüllen und andererseits in der Lage sind den Helikopter während den Normal- und Notverfahren sicher und innerhalb der technischen und gesetzlichen Limiten einzusetzen."

1.17.1.5 Checklist AW109SP Da Vinci Rega

1.17.1.5.1 Final Check

"(…)

3. Rate of descent / SpeedCheck

5. (...)

Final Check Completed

1.17.1.5.2 Performance Class 2 Operations with Exposure Time

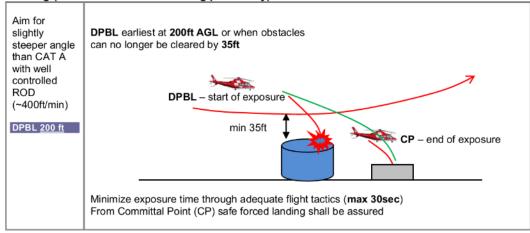
"Performance requirements for HEMS Operations:

Operating base on hospitalPC1 (currently Rega has no such base)

Operating basePC1, PC2 exceptionally allowed

(...)

Landing (without safe forced landing possibility)



(...)"

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Wirbelringzustand

Unter dem Begriff Wirbelringzustand (*vortex ring state* – VRS) wird bei Helikoptern ein aerodynamischer Effekt bezeichnet, der auftreten kann, wenn ein Helikopter in dem vom Hauptrotor erzeugten Abwind (*downwash*) sinkt. Es kann sich dann im Bereich der Hauptrotorblattspitzen ein Wirbelsystem ausbilden, bei dem nach unten beschleunigte Luft in einer Zirkulationsströmung von oben wieder angesaugt wird (vgl. Abbildung 28). Als Folge dieser veränderten Strömungsverhältnisse wird der durch den Rotor produzierte Auftrieb massiv reduziert und entsprechend die Sinkrate des Helikopters erhöht. Durch Ziehen am *collective* wird der Effekt verstärkt.

Die Zirkulationsströmung verursacht eine verwirbelte Anströmung des Rotorblattes und unregelmässige exzentrische Abströmungen vom Rotor. Der *cyclic* fühlt sich schwammig an und zeigt eine reduzierte Wirksamkeit. In der Regel wird das Phänomen von Vibrationen, ausgelöst durch Strömungsabrisse und kleinere Wirbelringe am inneren Teil des Rotorblattes im Bereich des Rotorkopfes, begleitet. Der Wirbelringzustand entsteht grundsätzlich bei einer Anströmung, die senkrecht zur Hauptrotorebene liegt.

Zur Entstehung dieses Zustands werden nach gängiger Auffassung drei Faktoren benötigt:

- Eine geringe horizontale Geschwindigkeit relativ zur umgebenden Luft. Die Horizontalgeschwindigkeit muss unter der Übergangsgeschwindigkeit (effective translational lift speed) sein.
- Eine hohe Sinkrate, wobei die aktuale kritische Sinkrate unter anderem von der Flugmasse und der Dichtehöhe abhängt. Die Sinkrate muss einen minimalen Anteil der induzierten Strömungsgeschwindigkeit übersteigen.
- 3. Das Rotorsystem muss von einer gewissen Triebwerkleistung angetrieben sein (20–100 %). Dies bedeutet, dass kein autorotativer Zustand besteht.

Der Zustand kann entweder durch Übergang in die Autorotation oder durch Aufnahme von horizontaler Geschwindigkeit beendet werden. Der vertikale Höhenbedarf beim Ausleiten (recovery) ist durch das deutliche Senken des collective und durch das mit dem cyclic unterstützte Abtauchen nach vorne unten gross.

Von einzelnen Herstellern vor allem leichter Helikopter wird eine wirksame alternative Methode zur raschen Überwindung eines VRS mit deutlich weniger Höhenverlust evaluiert. Dabei wird durch rasches Setzen von hoher Leistung mit gleichzeitiger Kompensation des zunehmenden Hauptrotordrehmomentes, sowie leichter Querlage in die dem Leistungspedal entgegengesetzte Richtung der Helikopter seitlich in die aufwärtsgerichtete Zirkulationsströmung und damit aus dem VRS heraus geschoben.

Es ist Sache des Herstellers, die für den jeweiligen Helikoptertyp wirksamen und sicheren fliegerischen Verfahren zu definieren. Dieses alternative Verfahren war für die AW109SP zum Zeitpunkt des Unfalles vom Hersteller nicht vorgesehen.

Der VRS stellt neben dem durch Triebwerksleistung angetriebenen Propellerzustand (propeller state) und dem autorotativen Windmühlenzustand (windmill state) einen weiteren Zustand des fliegenden Helikopters dar.

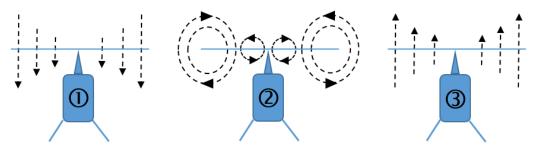


Abbildung 28: Propeller state ①, vortex ring state ②, windmill state ③

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Keine

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Allgemeines

Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.

2.1.2 Fahrwerk

Grundsätzlich ist die gesamte Fahrwerkstruktur des Helikopters AW109SP nicht für derart hohe Kräfte ausgelegt, wie sie bei diesem Unfall auftraten. Aufgrund der Untersuchungen der beiden Hauptfahrwerke wie auch des Bugfahrwerks kann geschlossen werden, dass diese bis zum Unfallzeitpunkt einwandfrei funktioniert hatten.

Die Prüfwerte der Federbeine beider Hauptfahrwerke lagen ausserhalb der vom Hersteller definierten Grenzwerte. Diese Wertabweichungen können mit hoher Wahrscheinlichkeit dem Unfallverlauf zugeordnet werden. Sie hatten keinen Einfluss auf das Aufnahmevermögen für Kräfte zum Unfallzeitpunkt.

2.1.3 Aufprallhemmende Sitze

2.1.3.1 Allgemeines

Es liegen keine Hinweise vor, dass ein Defekt, ein Herstellungsfehler oder ein Konstruktionsfehler an einem der untersuchten Sitze vorlag. Die Sitze wurden zur Zertifizierung nach den geltenden Bestimmungen getestet und erfüllten die Anforderungen.

2.1.3.2 Sitze

Die Cockpit- und die Passagiersitze haben an der Vorderkante der Sitzfläche einen Drehpunkt und sind an der Hinterkante über die Deformationselemente an die Lehnenstruktur resp. den Sitzunterbau gekoppelt (vgl. Kapitel 16). Dieses Funktionsprinzip ist jedoch von der Sitzposition des Insassen abhängig. Denn die für die Deformation notwendige Kraft wird in Abhängigkeit der Sitzposition in Längsrichtung nach dem Hebelgesetz verändert. Befindet sich das Becken etwas weiter vorne, so ist eine höhere Kraft notwendig, um die Sitzschale nach unten zu drücken. Im Alltag erscheint es eher schwierig, ständig eine in jeder Hinsicht korrekte Sitzposition beizubehalten.

Die Verletzungen der Cockpitcrew, bestehend aus Pilot und HCM sind auf die Tatsache zurückzuführen, dass sich die Dynamik des Aufschlages deutlich von derjenigen unterschied, für die das Schutzsystem ausgelegt ist. Welche Abweichungen (längere Crashdauer, abweichender Beschleunigungssektor, Sitzposition) im Detail zu einer Erhöhung oder Senkung des Verletzungsrisikos führen, ist hingegen nicht zuverlässig abzuschätzen.

Die vom Hersteller gewählte Bauweise des Deformationselementes erlaubt eine sehr einfache Modifikation der Kraft-Weg-Kennlinie. Man könnte diese über die variable Breite des Metallbandes verändern. Hier besteht die Möglichkeit, durch eine Anpassung der Deformationseigenschaften die dynamischen Effekte zu kompensieren.

Es ist fraglich, ob der Test zur Zertifizierung ausreichend realitätsnah ist, da er nur auf einem möglichen Szenario beruht. Zumindest im Hinblick auf den vorliegend untersuchten Unfall erscheint das Testszenario als ungenügend, da die auftretenden Kräfte hätten aufgenommen werden sollen.

2.1.3.3 Biomechanik

Die Verletzungen der Personen, die sich auf den Cockpitsitzen befanden, können einer axialen Belastung, d. h. einer Stauchung zugeordnet werden. Diese Verletzungen werden oft im Übergang zwischen Brust- und Lendenwirbelsäule aufgrund der Kurvatur beobachtet. Häufig ist ein Sturz auf das Gesäss die Ursache.

Aus der biomechanischen Forschung sind Toleranzkriterien für die axiale Belastung des Übergangs von der Brust- zur Lendenwirbelsäule (*lumbar load*) bekannt. Daraus wurde der Grenzwert von 6672 N für die im Test zulässige Belastung abgeleitet. Diese Toleranzkriterien werden normalerweise skaliert, so dass diese einer Person entsprechen, die dem fünfzigsten Perzentil¹¹ der Bevölkerung betreffend Körpergrösse und -gewicht entsprechen. Die für die Tests verwendeten Dummys besitzen diese Körpergrössen und -gewichte. Beim Unfall mit der HB-ZRV zogen sich drei Insassen erhebliche Verletzungen zu, obwohl alle Insassen betreffend Körpergrösse und Körpergewicht ziemlich genau dem fünfzigsten Perzentil entsprachen. Es muss somit davon ausgegangen werden, dass zumindest bei den beiden Personen im Cockpit, d.h. Pilot und HCM, während des Aufpralls Belastungen in den Wirbelsäulen auftraten, die oberhalb des Toleranzkriteriums lagen.

Betreffend die Testvorschriften dieser Sitze ist anzumerken, dass das Toleranzkriterium nicht mit einer definierten Einwirkungsdauer verbunden ist, sondern nur einen reinen Spitzenwert darstellt.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Flugverlauf

Am frühen Nachmittag des 26. Februar 2015 war die Besatzung der HB-ZRV unterwegs zu ihrer Heimbasis Erstfeld zur Vorbereitung des bereits vierten Einsatzes an diesem Tag. Die Besatzung fühlte sich nicht unter Druck. Die Crew hatte sich vor dem letzten Einsatz, einer für den Piloten anspruchsvollen Windenbergung im Gebirge, noch leicht verpflegt. Die bisherigen Einsätze, insbesondere die Gebirgsrettung, hatten mit Sicherheit seine volle Aufmerksamkeit und Konzentration gefordert.

Nach diesem erfolgreich durchgeführten Einsatz stellte ein bereits früher mehrfach durchgeführter Überflug vom Spital zur wenig entfernten Basis bei besten Wetterbedingungen keine besonderen Anforderungen an den Piloten. Er begann den Anflug und realisierte erst nach dem Eindrehen in den Endanflug zur Basis, dass das Bild des Anfluges, das sich ihm präsentierte, nicht mit früheren erlebten Eindrücken übereinstimmte (vgl. Abbildung 1, Punkt B). Er äusserte sich dementsprechend gegenüber seinen Besatzungsmitgliedern über die Bordverständigung. Auch der Arzt und der auf dieser Basis sehr erfahrene HCM bemerkten, dass der Anflugwinkel steiler als üblich war. Aus den aufgezeichneten Daten ist erkennbar, dass eine zu diesem Zeitpunkt noch einfach mögliche Korrektur des Anflugwinkels nicht vorgenommen wurde. Da sich der Pilot nach dem Unfall nicht mehr an die Flugparameter während des Anfluges erinnerte, kann davon ausgegangen werden, dass ihn die Situation zu diesem Zeitpunkt noch nicht beunruhigte. Weil ferner der aufgezeichnete laterale Flugweg exakt dem normalerweise geflogenen entsprach und sich die angezeigte Geschwindigkeit kontinuierlich verminderte, ohne dass sich die Sinkrate deutlich reduzierte, kann daraus geschlossen werden, dass der Pilot die Bedeutung der Sinkgeschwindigkeit in Verbindung mit der Vorwärtsgeschwindigkeit in dieser Phase nicht realisierte.

_

¹¹ Perzentil: Ist in der Statistik ein Mass für die Streuung einer statistischen Verteilung, die nach Rang oder Grösse der Einzelwerte sortiert ist.

Die Kombination einer kontinuierlichen Leistungserhöhung im Anflug und einer nicht abnehmenden Sinkgeschwindigkeit im Bereich der Übergangsgeschwindigkeit sind an sich für einen Helikopterpiloten untrügliche Zeichen eines sich möglicherweise aufbauenden Wirbelringzustandes. Eine generelle Abwindsituation kann im vorliegenden Fall ausgeschlossen werden. Die HB-ZRV befand sich in dieser Phase des Anfluges bereits auf einer Höhe von rund 90 m AGL bis 75 m AGL (vgl. Abbildung 1, Punkte C und D). Dem Piloten war die drohende Gefahr eines Wirbelringzustands in Bodennähe offensichtlich nicht bewusst.

Kurz danach, 13 Sekunden vor dem Aufprall, wurde gemäss Aufzeichnung (Anlage 1, Figur 6) die kollektive Blattverstellung leicht verringert und der Lagewinkel des Helikopters um die Querachse verkleinerte sich kurzzeitig um etwa 2°. Dies kann als Ansatz eines Rettungsversuchs oder als Beginn einer Flugwegkorrektur interpretiert werden. Die Sinkgeschwindigkeit blieb jedoch unverändert hoch.

Als der Helikopter unterhalb von ungefähr 50 m AGL die angezeigte Fluggeschwindigkeit von 20 kt unterschritt und die Sinkgeschwindigkeit weiterhin deutlich mehr als der vorgegebene Grenzwert des Herstellers von 900 ft/min betrug, spürte der Pilot nach einem letztmaligen Erhöhen der Anstellung des Helikopters und einem weiteren Erhöhen der Leistung Vibrationen, die wahrscheinlich Anzeichen des sich aufbauenden Wirbelringzustands waren. Er vermochte intuitiv die Lage des Helikopters für eine harte Landung vorzubereiten. Die Sinkrate erhöhte sich in der Folge trotz hoher Leistungssetzung bis zum Aufprall.

Der aufgezeichnete vertikale Flugweg zeigt deutlich auf, dass der Helikopter bis in die letzte Phase des für den Piloten spürbaren Vibrierens mit variierendem Lagewinkel um die Querachse zum üblichen Richtpunkt des Eindrehens vor der Rega-Basis gesteuert wurde (vgl. Anlage 1, Figur 8). Der unterschiedlich starke Rückenwind im Anflug erschwerte dieses Vorhaben des Piloten. Da der Pilot den Windsack bei der Basis als Referenz für die Windsituation verwendete, realisierte er nicht, dass sich zum ungewöhnlich steilen Anflugwinkel eine leichte, jedoch nicht ungefährliche Rückenwindsituation addierte. Ein zeitgerechter Durchstart wurde deshalb verpasst.

Für das Entscheidungsverhalten des Piloten sind folgende weitere Gründe denkbar:

- Eine gewisse Ermüdung nach drei anspruchsvollen Einsätzen.
- Geringe fliegerische Erfahrung auf diesem Helikoptermuster in Bezug auf Erkennen der Vortexgefahr und Rettung aus dem teilweise oder voll entwickelten Wirbelringzustand.
- Der Pilot wies nur unvollständige Kenntnis darüber auf, dass gemäss RFM bei einem langsamen Steilanflug eine Sinkgeschwindigkeit (rate of descent) von 900 ft/min nicht überschritten werden sollte, wenn die angezeigte Fluggeschwindigkeit (indicated airspeed – IAS) unter 20 kt fällt.

2.2.2 Anflugroute Erstfeld und Windsack

Die vom ortsansässigen Helikoptertransportunternehmen bezeichneten An- und Abflugrouten wurden vor allem aus Lärmschutzgründen eingeführt. Die Rega versuchte sich aus verständlichen Gründen ebenso daran zu halten und flog so oft wie möglich direkt aus Norden zur Basis. Dabei wurde zuerst steil mit ausreichender angezeigter Vorwärtsgeschwindigkeit abgesunken, um im zweiten Teil des Anfluges auf einem flacheren Anflugwinkel abbremsend und mit kontrollierter Sinkrate zum Eindrehpunkt vor dem Hangar zu gelangen (vgl. Kapitel 1.6.2). Bei Nordwind wurde der Endanflug aus Süden mit der Basis nördlich vor der lärmempfindlichen Zone gewählt (vgl. Kapitel 1.10.3).

Beide Anflugrichtungen lassen einen Anflug nach PC1 oder PC2 zu. Es lag im Entscheidungsspielraum jedes einzelnen Piloten, bei ungünstigen Bedingungen den Anflug von Süden her zu wählen. Voraussetzung für einen zeitgerechten Entscheid zugunsten eines sicheren Anfluges ist das frühzeitige bewusste Einschätzen der Verhältnisse. Wie oft Kompromisse zu Ungunsten eines sicheren Anfluges gegen den vorherrschenden Wind gemacht wurden, muss offen gelassen werden. Die voll ausgerüstete AW109SP der Rega lässt diesbezüglich weniger Kompromisse zu als der dem Piloten besser vertraute Airbus-Helikopter AS350B3 mit normaler Innenlast.

Der Windsack bei der Rega-Basis Erstfeld zeigte aufgrund seiner tiefen Position zwischen Strassenböschung und Basisgebäude nicht zuverlässig jeden Wind an. Das Versetzen des Windsackes an einen geeigneteren Ort einige Monate nach dem Unfall war eine sicherheitsbewusste Massnahme (vgl. Kapitel 4.3.1).

2.2.3 Erfahrung und Trainingsstand des Piloten

Die grosse Flugerfahrung des Piloten basierte hauptsächlich auf einigen tausend Stunden Fluglehrerarbeit, vielen Passagiertransporten, Prüfungsflügen für das BAZL und Rega-Einsätzen auf dem Helikoptermuster EC145. Die Unterlastausbildung (*External Cargo Sling* – ECS) absolvierte der Pilot erst in einer späteren Phase seiner Laufbahn als Voraussetzung für den Windeneinsatz. Seine fliegerische Auseinandersetzung mit dem Wirbelringzustand fand hauptsächlich mit Schülern auf Ausbildungsflügen in sicherer Höhe statt. Unterlastpiloten sind in ihrem Einsatz mit schweren Unterlasten vermehrt mit heiklen fliegerischen Situationen nahe dem Vortex in geringer Flughöhe konfrontiert. Insbesondere kommt dies bei Einsätzen im thermischen Hangaufwind zum Tragen. Diese Erfahrungen sensibilisieren den Unterlastpiloten in Bezug auf heikle Windsituationen, Früherkennung des Wirbelringzustands und trainieren ihn bezüglich einer zeitgerechten Rettung (*recovery*) daraus. Diese Art von Erfahrung und Training war beim verunfallten Piloten aufgrund seines Werdeganges eher weniger vorhanden.

Wenige Wochen vor dem Unfall wurde der Pilot anhand des Ausbildungssyllabus der Rega von einem erfahrenen Fluglehrer auf das für ihn noch unbekannte Helikoptermuster AW109SP umgeschult. Die im Syllabus beschriebenen Übungsteile wurden wie vorgesehen auf sicherer Höhe über Grund durchgeführt. Dabei wurde gemäss Fluglehrer die vom Hersteller vorgesehene *recovery* geübt. Durch Senken des *collective* wird der Wirbelringzustand unterbrochen und der Helikopter wird in Bewegungsrichtung nach vorne und nach unten aus dem Wirbelringzustand herausgeflogen.

Der detaillierte Inhalt der Übungen ist im *Standardisation Manual* der Rega beschrieben. Die Ausgestaltung der Übung wird dem jeweiligen Fluglehrer überlassen. Es wird dabei vorausgesetzt, dass der auszubildende Pilot ein allgemeines Verständnis des Wirbelringzustands hat.

Ebenfalls wurden die verschiedenen Anflugverfahren, insbesondere PC1 und PC2 mit den dazugehörenden Richt- und Grenzwerten unter anderem auch bezüglich Sinkrate trainiert. Der Pilot musste dabei vorgegebene Sinkraten anhand der Anzeige der Sinkgeschwindigkeit (rate of descent) einhalten. Welche Richt- oder Grenzwerte dabei im Vordergrund standen und mit welcher Konsequenz im Endanflug vor der Übergangsgeschwindigkeit die Entscheidung zur Landung oder zum Durchstart trainiert wurde, kann nicht abschliessend beantwortet werden.

Nach dem Umschulungskurs wurde der Pilot zusätzlich von einem erfahrenen Basispiloten auf der neuen Heimbasis an zwei Einsatztagen auf fünf Einsätzen begleitet. Der Anflug von Norden wurde dabei mit der AW109SP nach Einsätzen mehrmals durchgeführt.

Nach Abschluss der Umschulung und der begleiteten Einweisung auf die Basis Erstfeld hatte der Pilot eine noch geringe Erfahrung auf dem Helikoptermuster AW109SP.

2.2.4 Betriebsvorgaben

Der Pilot hatte verschiedene organisatorische, betriebliche, technische und fliegerische Vorgaben oder Richtlinien einzuhalten.

In Bezug auf fliegerische Elemente im Endanflug finden sich folgende Werte in den Betriebsvorgaben:

- 200 ft/min +/- 100 ft/min, 20 KIAS (PC1)
- 300 ft/min (Standardisation Manual)
- 400 ft/min (PC2)
- 500 ft/min +/- 100 ft/min, 25 KIAS (PC1)
- 600 ft/min 20 KIAS (SOP)
- 900 ft/min 20 KIAS (RFM, QRH)
- 30 ft AGL 30 KIAS (RFM, Section 4)
- 80 ft AGL 20 KIAS (PC1 DP)
- 80 ft AGL 25 KIAS (PC1 DP)

Diese Werte haben im jeweiligen Verfahren und Dokument ihre Bedeutung. Offensichtlich hatte sich der Pilot im vorliegenden Fall auf keinen Grenzwert und Entscheidungspunkt festgelegt. Dies wäre Inhalt des approach briefing (vgl. Kapitel 1.17.1.3), das der Planung jedes sicheren Anfluges dienen soll.

Der *final check* (vgl. Kapitel 1.17.1.5.1) dient unter anderem der Überprüfung der Sollwerte des beim *approach briefing* gewählten Anfluges und verlangt eine Entscheidung, ob eine sichere Landung gewährleistet oder ein Durchstart angezeigt ist.

Grundsätzlich gilt, dass einfache und klare Betriebsvorgaben besser gelernt, angewendet und durchgesetzt werden können. Eine hohe Regel- und Verfahrensdichte lässt hingegen oft einfache, jedoch überlebenswichtige fliegerische Grundregeln und Entscheidungskompetenzen vergessen.

Im vorliegenden Fall kannte der Pilot die wesentliche Vorgabe des Herstellers – höchstens 900 ft/min ROD beim Unterschreiten von 20 KIAS – für einen langsamen Steilanflug nur unvollständig. Diese mangelhaften Kenntnisse eines Grenzwertes, bei dessen Überschreitung aus physikalischen Gründen eine erhebliche Gefahr entstehen kann, stellen einen beitragenden Faktor zum vorliegend untersuchten Unfall dar. Dabei ist aber auch zu berücksichtigen, dass die zahlreichen Richt- und Grenzwerte, wie sie oben dargelegt sind, es dem Piloten erschweren, die wirklich relevanten Werte in Erinnerung zu behalten.

2.2.5 Zusammenarbeit im Cockpit

Im Betriebshandbuch OM B der Rega sind unter anderem die anzuwendenden Standardverfahren beschrieben. Sinnvollerweise wird darin auch der HCM, der im Cockpit neben dem Piloten sitzt, aufgefordert, Abweichungen von Sollwerten oder besprochenen Verfahren zeitgerecht und angepasst zu melden. Ein solcher Hinweis auf einen Eindruck oder eine Wahrnehmung kann ein zusätzliches Sicherheitsnetz darstellen, solange er vom Piloten als Unterstützung und nicht als zusätzliche Belastung oder Einschränkung wahrgenommen wird.

Im vorliegenden Fall entfaltete dieses Sicherheitsnetz keine Wirkung.

2.2.6 Instrumentierung und Warnsystem des Helikopters AW109SP

Die elektronische Bildanzeige (vgl. Kapitel 1.6.3) stellt dem Piloten die Sinkgeschwindigkeit des Helikopters in Form eines schmalen weissen Balkens auf dem Band der Höhenanzeige dar. Entsprechend dem Sinkgeschwindigkeitswert verändert sich die Länge dieser visuellen Anzeige.

In Anbetracht der Wichtigkeit dieser Anzeige zur Einhaltung des höchstzulässigen Wertes zur Vermeidung eines Wirbelringzustands im Endanflug stellt sich die Frage, ob dieser schmale weisse Balken, der vom Piloten nur visuell wahrgenommen werden kann, genügt. In einer Phase der Belastung der visuellen Wahrnehmung des Piloten nahe dem Gelände und der Hindernisse könnte eine akustische Warnung bei entsprechender gefährlicher Kombination von Sinkrate, angezeigter Vorwärtsgeschwindigkeit und Höhe über dem Gelände von grossem Nutzen sein. Eine zusätzliche akustische Warnung darf nicht zu einer Mehrbelastung für die Besatzung führen.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Helikopters befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (Rotorcraft Flight Manual RFM) zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Ein automatischer Notsender (*emergency locator transmitter* ELT) war eingebaut. Es wurden nach dem Aufprall keine Signale ausgestrahlt, weil alle sechs Beschleunigungssensoren (*g-switches*) nicht funktionsfähig waren.
- Es gibt keinen Hinweis, dass bei den *crashworthy seats* ein Defekt, ein Herstellungs- oder ein Konstruktionsfehler vorlag.
- Der Test zur Zertifizierung der Sitze beruht nur auf einem möglichen Szenario und ist deshalb nicht ausreichend realitätsnah.
- Bei beiden Cockpitsitzen wurde keines der Deformationselemente ausgelöst.
- Das linke Deformationselement des Arztsitzes (in Flugrichtung gesehen) sowie das linke Element des Passagiersitzes wurden ausgelöst.

3.1.2 Besatzung und Passagier

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Besatzung während des Fluges vor.
- Zusätzlich zur Besatzung war ein weiterer Mitarbeiter der Rega anwesend, der an diesem Tag ein Praktikum absolvierte, um Einblick in den Alltag der Besatzung zu erhalten.
- Das 5-Punkte-Rückhaltesystem wurde vom Piloten bzw. vom Rettungssanitäter (Helicopter Emergency Medical Services Crew Member HCM) und die Bauch- und Schultergurten vom Arzt bzw. vom Passagier getragen; diese hielten der Beanspruchung stand.
- Alle Luftfahrzeuginsassen trugen Helme.
- Vor 2010 hatte der Pilot einige Jahre bei der Firma Swiss Helicopter, unter anderem auch auf der Basis Erstfeld, gearbeitet, wobei er in dieser Zeit vor allem Fluglehrer- und Passagiertransporteinsätze durchführte.
- Im Jahr 2010 trat der Pilot die Arbeitsstelle bei der Rega als Pilot an und wurde mit einer Gesamtflugerfahrung von rund 6300 Stunden auf das zweimotorige Helikoptermuster Eurocopter EC145 umgeschult.
- In der Zeit vom 12. Januar 2015 bis 6. Februar 2015 absolvierte der Pilot einen Rega-internen Umschulungskurs auf das Helikoptermuster AW109SP.
- Am 12. und 13. Februar 2015 absolvierte der Pilot die Basiseinführung in Erstfeld mit einem erfahrenen Piloten und übte dabei begleitete Einsatztätigkeiten aus.

• In der Nacht vom 25. auf den 26. Februar 2015, in welcher der Pilot Bereitschaftsdienst leistete, fanden keine Einsätze statt. Vor dem Unfallflug wurden drei Einsätze geflogen.

 Der Arzt erlitt durch den Aufschlag keine Verletzungen. Die weiteren Besatzungsmittglieder sowie der Praktikant mussten mit erheblichen Verletzungen in Spitalpflege gebracht werden.

3.1.3 Flugverlauf

- Um 14:15 Uhr startete die HB-ZRV vom Dach des Kantonsspitals Altdorf zum Überflug zur Rega-Basis Erstfeld, um dort vor dem nächsten Einsatz bei laufenden Triebwerken aufzutanken.
- Der Flugweg führte zur Eisenbahnlinie westlich des Spitals und folgte dieser in südlicher Richtung.
- Weiter der Eisenbahnlinie folgend befand sich der Helikopter nach einem leichten Sinkflug auf rund 2000 ft AMSL mit einer IAS von 60 kt, wo der Pilot wie üblich in den Endanflug zur Rega-Basis eindrehte.
- Der Pilot nahm wahr, dass sein Anflugwinkel steiler war als seine bisherigen Anflüge zur Basis, und teilte dies den anderen Besatzungsmitgliedern mit.
- Auf einer Höhe von rund 1820 ft AMSL (rund 90 m AGL), einer IAS von 34 kt, einer aufgezeichneten Geschwindigkeit gegenüber dem Boden (ground speed GS) von 42 kt und einer Sinkgeschwindigkeit (rate of descent) von 1064 ft/min korrigierte der Pilot die Anflugachse minimal nach links.
- Der Pilot zog den kollektiven Blattverstellhebel (collective) kontinuierlich nach oben, um die Sinkgeschwindigkeit zu reduzieren. Diese verminderte sich jedoch nicht.
- Die Aufzeichnungen zeigen anschliessend kurzzeitig eine geringe Reduktion des collective sowie eine Verringerung des Lagewinkels um die Querachse des Helikopters (attitude).
- Rund 10 Sekunden vor dem Aufprall betrug die IAS 21 kt, und die Sinkgeschwindigkeit lag im Bereich von 1100 ft/min. Die GS lag im Bereich von 20 kt.
 Der Lagewinkel des Helikopters um die Querachse war im Bereich von 12 Grad. Der collective zeigte einen um 10 % höheren Wert als bei der vorherigen Reduktion.
- Der Pilot nahm in der letzten Phase des Anfluges ein Vibrieren wahr, der HCM bezeichnete dieses zusätzlich als ein Rattern.
- Der Pilot erhöhte bis zum Aufprall den collective kontinuierlich bis auf einen Wert von über 60 % und reduzierte den Lagewinkel um die Querachse um etwa 3 Grad
- Die Sinkgeschwindigkeit erhöhte sich in den letzten Sekunden vor dem Aufschlag von 1100 ft/min auf über 1300 ft/min und liess sich nicht mehr kontrollieren.
- Um 14:18:25 Uhr schlug der Helikopter rund 30 m südlich des Landeplatzes der Rega-Basis auf einer Wiese auf.

3.1.4 Rahmenbedingungen

 Gemäss Betriebshandbuch des Helikopters sollte bei einem langsamen Steilanflug eine Sinkgeschwindigkeit (rate of descent) von 900 ft/min nicht überschritten werden, wenn die angezeigte Fluggeschwindigkeit (indicated airspeed – IAS) unter 20 kt fällt, um die Entstehung eines Wirbelringzustands zu vermeiden.

- Der Parameter des Variometers (vertical speed indicator VSI) wird auf dem EFIS eher unauffällig dargestellt.
- Bei Nordwind befand sich der Windsack im Windschatten einer Strassenböschung. Je nach Windverhältnisse wurde die Windsackanzeige durch die Basis im westlichen Bereich beeinflusst.
- Der Anflug zur Rega-Basis fand bei variablem Rückenwind statt.
- In der Zeit vom 27. Mai 2011 bis zum 27. Januar 2015 wurden bei der Rega 15 Fälle registriert, bei denen die Beschleunigungssensoren der Notsender des Musters ARTEX C406-N HM bei routinemässigen Kontrollen nicht funktionierten und repariert werden mussten.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Helikopter während eines steilen Landeanfluges mit grosser Vertikal- und minimaler Vorwärtsgeschwindigkeit in geringer Höhe über Grund in den Bereich des Wirbelringzustands geriet, der Pilot die Kontrolle über die Sinkgeschwindigkeit verlor und der Helikopter schliesslich auf dem Boden aufschlug.

Die folgenden Faktoren wurden als kausal für den Unfall ermittelt:

- Der Pilot nahm die zu hohe Sinkgeschwindigkeit bei zu geringer Vorwärtsgeschwindigkeit während des Endanfluges nicht wahr.
- Der Pilot erkannte den sich entwickelnden Wirbelringzustand des Helikopters zu spät.

Die folgenden Faktoren haben zum Unfall beigetragen:

- geringe fliegerische Erfahrung des Piloten auf dem Unfallmuster;
- nicht der Windsituation angepasste Anflugtaktik;
- unzureichende Kenntnisse eines wesentlichen Grenzwertes.

Die folgenden Faktoren haben zwar nicht zur Entstehung des Unfalls beigetragen, wurden aber im Laufe der Untersuchung als risikoreich (*factors to risk*) erkannt:

- Nicht ausreichend realitätsnahes Testverfahren für aufschlaghemmende Sitze;
- Unzureichende Funktionsfähigkeit von Komponenten des verwendeten Notsendermusters.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Sicherheitsempfehlungen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization* – ICAO) sowie Artikel 17 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, die darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl sind jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

Die schweizerische Gesetzgebung sieht in der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (VSZV) bezüglich Sicherheitsempfehlungen folgende Regelung vor:

"Art. 48 Sicherheitsempfehlungen

- ¹ Die SUST richtet die Sicherheitsempfehlungen an das zuständige Bundesamt und setzt das zuständige Departement über die Empfehlungen in Kenntnis. Bei dringlichen Sicherheitsproblemen informiert sie umgehend das zuständige Departement. Sie kann zu den Umsetzungsberichten des Bundesamts zuhanden des zuständigen Departements Stellung nehmen.
- ² Die Bundesämter unterrichten die SUST und das zuständige Departement periodisch über die Umsetzung der Empfehlungen oder über die Gründe, weshalb sie auf Massnahmen verzichten.
- ³ Das zuständige Departement kann Aufträge zur Umsetzung von Empfehlungen an das zuständige Bundesamt richten."

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

Sicherheitshinweise

Als Reaktion auf während der Untersuchung festgestellte Sicherheitsdefizite kann die SUST Sicherheitshinweise veröffentlichen. Sicherheitshinweise werden formuliert, wenn eine Sicherheitsempfehlung nach der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 nicht angezeigt erscheint, formell nicht möglich ist oder wenn durch die freiere Form eines Sicherheitshinweises eine grössere Wirkung absehbar ist. Sicherheitshinweise der SUST haben ihre Rechtsgrundlage in Artikel 56 der VSZV:

"Art. 56 Informationen zur Unfallverhütung

Die SUST kann allgemeine sachdienliche Informationen zur Unfallverhütung veröffentlichen."

4.1 Sicherheitsempfehlungen

4.1.1 Kurzdarstellung

Um 14:15 Uhr startete der Rettungshelikopter AgustaWestland AW109SP, eingetragen als HB-ZRV, vom Dach des Kantonsspitals Altdorf zum Überflug zur Einsatzbasis der Schweizerischen Rettungsflugwacht (Rega) in Erstfeld. Während

des Anfluges zur Basis reduzierte der Pilot die Vorwärtsgeschwindigkeit des Helikopters bei gleichbleibender Sinkgeschwindigkeit. Der Pilot erhöhte den kollektiven Blattverstellhebel (collective) kontinuierlich, um die Sinkgeschwindigkeit zu reduzieren. Diese verminderte sich jedoch nicht. In der Phase des Übergangs vom Vorwärts- zum Schwebeflug (transition) erhöhte sich der Leistungsbedarf des Helikopters. Bei einer Vorwärtsgeschwindigkeit von weniger als 20 kt erhöhte sich die Sinkgeschwindigkeit in den letzten Sekunden vor dem Aufprall von 1100 ft/min auf über 1300 ft/min und liess sich nicht mehr kontrollieren. Um 14:18 Uhr schlug der Helikopter rund 30 m südlich des Landeplatzes der Rega-Basis auf einer Wiese auf. Drei der vier Insassen wurden verletzt und mussten in Spitalpflege gebracht werden.

4.1.2 Sicherheitsdefizit

Als ein kausaler Faktor für die Entstehung des Unfalls wurde ermittelt, dass der Pilot die zu hohe Sinkgeschwindigkeit während des Endanfluges zur Rega-Basis nicht bemerkte.

4.1.3 Sicherheitsempfehlung Nr. 525

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) und die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency* – EASA) sollten Massnahmen ergreifen, damit Besatzungen von Helikoptern durch eine akustische Warnung auf die Gefahr eines bevorstehenden oder sich entwickelnden Wirbelringzustands in Bodennähe aufmerksam gemacht werden.

4.1.4 Sicherheitsdefizit

Beim vorliegend untersuchten Unfall handelte es sich um einen Aufprall des Helikopters auf den Boden, der aufgrund der wirkenden Kräfte für die Luftfahrzeuginsassen grundsätzlich überlebbar war. Zur Vermeidung von Verletzungen war das Helikoptermuster mit aufschlaghemmenden Sitzen ausgerüstet.

Trotzdem kam es bei zwei Besatzungsmitgliedern und einem Passagier zu schweren Rückenverletzungen. Wie die Untersuchung gezeigt hat, lagen weder Defekte noch Herstellungs- oder Konstruktionsfehler an den aufschlaghemmenden Sitzen vor. Diese waren zur Zertifizierung nach den geltenden Bestimmungen getestet worden und erfüllen die Anforderungen der Zulassung.

Die Verletzungen der Luftfahrzeuginsassen sind darauf zurückzuführen, dass sich die Dynamik des Aufschlages deutlich von derjenigen unterschied, für die das Schutzsystem ausgelegt ist. Es ist deshalb fraglich, ob der Test zur Zertifizierung ausreichend realitätsnah ist, da er nur auf einem möglichen Szenario beruht. Zumindest im Hinblick auf den vorliegend untersuchten Unfall erscheint das Testszenario als ungenügend, da die auftretenden Kräfte durch die Sitze hätten aufgenommen werden sollen.

4.1.5 Sicherheitsempfehlung Nr. 530

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) und die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency* – EASA) sollten prüfen, ob die Testverfahren für aufschlaghemmende Sitze im Helikoptermuster AgustaWestland AW109SP den tatsächlich auftretenden Bedingungen bei einem grundsätzlich überlebbaren Aufprall entsprechen. Gegebenenfalls sollten die Prüf- und Zulassungsbedingungen so verbessert werden, dass die Sitze einen ausreichenden Schutz bei solchen Unfällen bieten.

4.1.6 Sicherheitsdefizit

In der Zeit vom 27. Mai 2011 bis zum 27. Januar 2015 wurden beim Flugbetriebsunternehmen 15 Fälle registriert, bei denen die Beschleunigungssensoren der Notsender des Musters ARTEX C406-N HM bei routinemässigen Kontrollen nicht funktionierten und deshalb repariert werden mussten.

Im vorliegend untersuchten Unfall funktionierte der eingebaute Notsender des gleichen Musters nicht, weil alle sechs Beschleunigungssensoren defekt waren.

4.1.7 Sicherheitsempfehlung Nr. 531

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) und die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency* – EASA) sollten zusammen mit den Herstellern des Helikoptermusters AgustaWestland AW109SP und des Notsenders ARTEX C406-N HM geeignete Massnahmen ergreifen, um die Funktionsfähigkeit des genannten Notsenders nach einem Unfall sicherzustellen.

4.2 Sicherheitshinweise

Keine

4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.3.1 Schweizerische Rettungsflugwacht

Auf der Rega-Basis Erstfeld wurde ein neuer Windsack montiert, der über das Dach hinausragt und somit frei von Hindernissen ist.

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

Bern, 8. Juni 2017

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

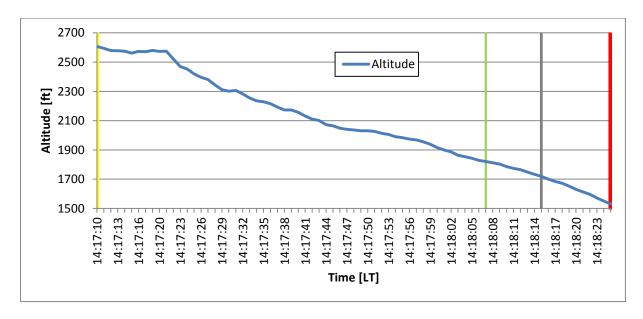
Anlagen

Anlage 1: Auszug der EFIS- und DAU-Daten

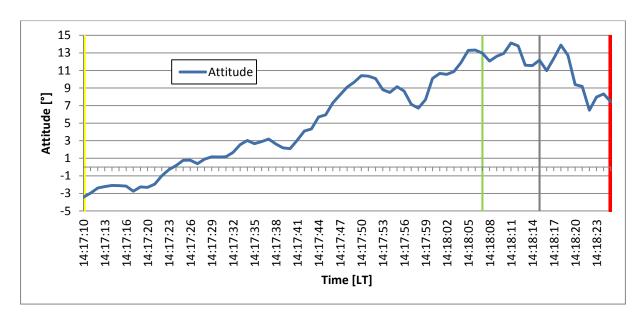
Die zeitliche Synchronisation der DAU- mit den EFIS-Daten erfolgte unter Vergleich charakteristischer Ereignisse zum Zeitpunkt des Aufpralls. Die Genauigkeit dieses Abgleichs liegt im Bereich von Sekunden. Sämtliche aufgeführten Zeiten entsprechen der vom EFIS aufgezeichneten Zeit.

	Time	Altitude	Altitude	Attitude	Bank	HDG	IAS	GS	VSI
	[LT]	[m]	[ft]	[°]	[°]	[°]	[kt]	[kt]	[ft/min]
Punkt A	14:17:10	795	2607	-3.4	-1.2	193.2	121.4	120.2	-30
Punkt B	14:17:53	611	2006	8.8	8.8	227.6	60.1	55.6	-899
Punkt C	14:18:07	555	1821	13.0	-0.2	235.7	34.3	42.4	-1064
Punkt D	14:18:11	541	1774	14.1	-2.1	234.7	27.1	29.7	-1149
Punkt E	14:18:15	524	1719	12.2	-1.5	232.1	21.0	21.6	-1103
Punkt F	14:18:25	466	1530	7.4	-4.3	237.6	0.0	12.3	-1353

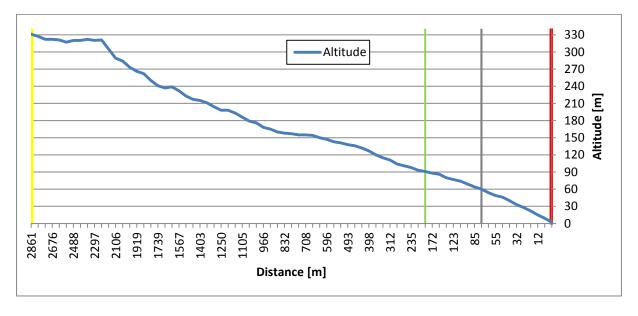
Tabelle 1: Ausgewählte Aufzeichnungspunkte des Flugverlaufs. Die Höhen wurden mit einer fixen Korrektur so angepasst, dass die Höhe des Unfallortes der tatsächlichen Geländehöhe entspricht.



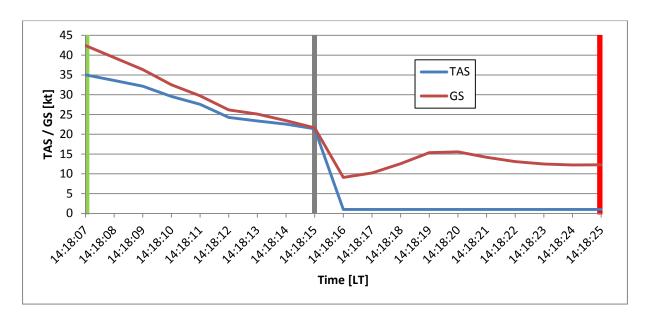
Figur 1: Verlauf der Höhe zwischen Punkt A und Punkt F. Die Höhen wurden mit einer fixen Korrektur so angepasst, dass die Höhe des Unfallortes der tatsächlichen Geländehöhe entspricht.



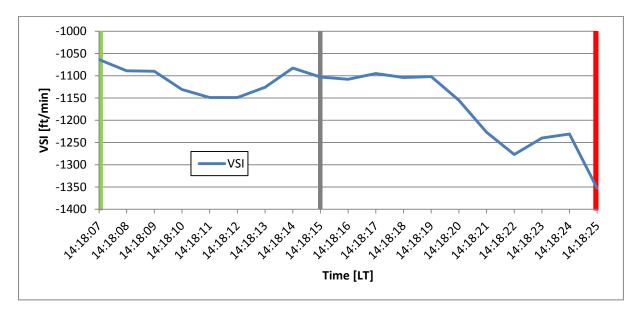
Figur 2: Verlauf der attitude zwischen Punkt A und Punkt F.



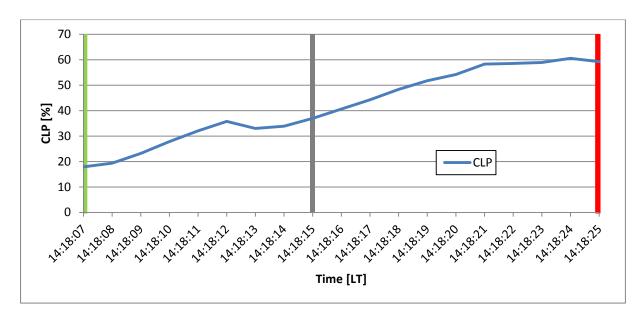
Figur 3: Verlauf der Höhe über der Unfallstelle in Abhängigkeit der Distanz zur Unfallstelle zwischen Punkt A und Punkt F.



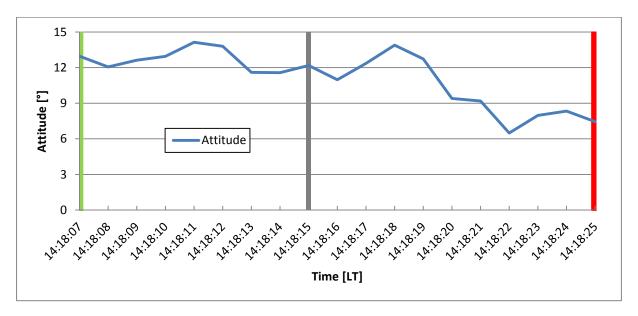
Figur 4: Verlauf der true air speed und der ground speed zwischen Punkt C und Punkt F.



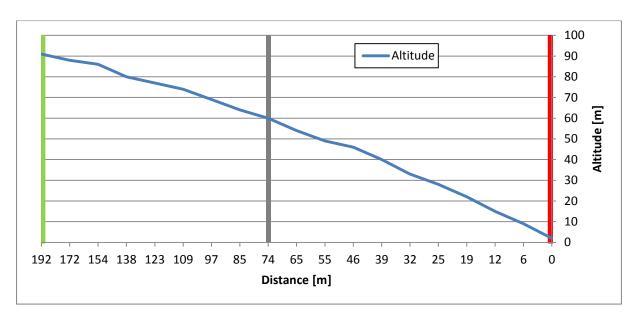
Figur 5: Verlauf der vertical speed zwischen Punkt C und Punkt F.



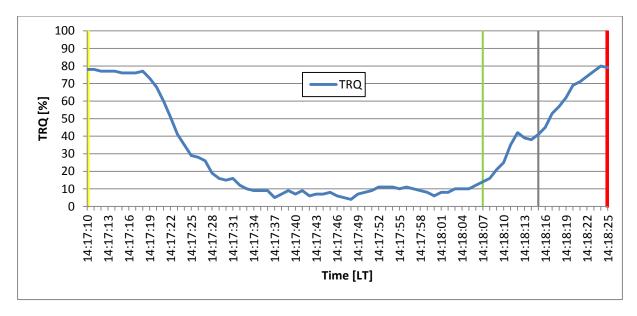
Figur 6: Verlauf der *collective lever position* gemäss Signal des Triebwerks 1 zwischen Punkt C und Punkt F. Die Daten gemäss Signal des Triebwerks 2 sind praktisch identisch.



Figur 7: Verlauf der attitude zwischen Punkt C und Punkt F..



Figur 8: Verlauf der Höhe über der Unfallstelle in Abhängigkeit der Distanz zur Unfallstelle zwischen Punkt C und Punkt F.



Figur 9: Verlauf der *torque* Werte des Triebwerks 1 zwischen Punkt A und Punkt F. Die Daten des Triebwerks 2 sind praktisch identisch.

Anlage 2: Windangaben

