



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

Schlussbericht Nr. 2301 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den schweren Vorfall des Helikopters
AgustaWestland AW109SP, HB-ZRU,

vom 22. Juni 2014

Cortaccio, Gemeinde Brissago/TI

Causes

L'incident grave est dû au fait que pendant une descente rapide avec une augmentation progressive de la vitesse dans un virage à droite, la course de la pédale du contrôle de l'axe de lacet est devenue insuffisante. Cette situation, associée à une correction inadéquate au niveau des commandes de direction, a provoqué une perte momentanée du contrôle de l'hélicoptère. Par la suite la vitesse maximale admissible du rotor a été dépassée.

Le fait que l'hélicoptère a été exploité à la limite, ou peut-être au-delà de la limite de l'enveloppe de vol certifiée (*flight envelope*), a joué un rôle dans l'incident grave.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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.

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

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

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 Zeitpunkt des schweren Vorfalls der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entspricht. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung	6
Untersuchung	6
Kurzdarstellung	6
Ursachen	7
Sicherheitsempfehlungen	7
1 Sachverhalt	8
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	8
1.1.1 Allgemeines	8
1.1.2 Vorgeschichte	8
1.1.3 Flugverlauf bis zum schweren Vorfall	8
1.1.4 Flugverlauf nach dem schweren Vorfall	10
1.1.5 Ort und Zeit des schweren Vorfalls	11
1.2 Personenschäden	11
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	11
1.4 Drittschaden	11
1.5 Angaben zu Personen	12
1.5.1 Pilot	12
1.5.1.1 Allgemeines	12
1.5.1.2 Flugerfahrung auf Helikoptern	12
1.5.1.3 Funktion	12
1.5.2 Helicopter Emergency Medical Services Crew Member	12
1.5.3 Arzt	12
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	13
1.6.1 Allgemeine Angaben	13
1.6.2 Limitationen	13
1.6.2.1 Allgemeines	13
1.6.2.2 Geschwindigkeit	14
1.6.2.3 Rotordrehzahl	14
1.6.3 Anzeigen und Warnungen	14
1.6.4 Anzeige und Auswertung einer Überschreitung	17
1.6.5 Notverfahren und Verfahren bei Funktionsstörungen	17
1.6.5.1 Allgemeines	17
1.6.5.2 Hohe Rotordrehzahl	17
1.6.5.3 Heckrotorausfall	17
1.6.5.4 Ausfall der Heckrotorsteuerung	18
1.7 Meteorologische Angaben	18
1.7.1 Allgemeine Wetterlage	18
1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des schweren Vorfalls	18
1.7.3 Astronomische Angaben	19
1.7.4 Wetter gemäss Augenzeugenberichten	19
1.7.5 Webcamaufnahme	19
1.8 Navigationshilfen	20
1.9 Kommunikation	20
1.10 Angaben zum Flughafen	20
1.11 Flugschreiber	20
1.11.1 Allgemeines	20
1.11.2 Electronic Flight Instrument System	20
1.11.3 Data Acquisition Unit	21
1.11.4 Floice	22

1.12	Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	22
1.13	Medizinische und pathologische Feststellungen	22
1.14	Feuer	22
1.15	Überlebensaspekte	22
1.16	Versuche und Forschungsergebnisse	22
1.16.1	Power on und power off.....	22
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	23
1.17.1	Schweizerische Rettungsflugwacht	23
1.17.1.1	Allgemeines	23
1.17.1.2	Verfahrensvorgaben	23
1.17.1.2.1	Allgemeines	23
1.17.1.2.2	Aufgaben der Besatzungsmitglieder	23
1.17.1.2.3	Kommunikation.....	24
1.17.1.2.4	Verfahren bei Problemen oder Notsituationen	24
1.17.1.2.5	Meldung von Unfällen und schweren Vorfällen	25
1.17.2	AgustaWestland.....	26
1.18	Zusätzliche Angaben	26
1.18.1	Angaben des Piloten	26
1.18.2	Angaben des Herstellers	26
1.18.3	Meldung des schweren Vorfalls.....	27
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	27
2	Analyse	28
2.1	Technische Aspekte	28
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	28
2.2.1	Flugverlauf bis zum schweren Vorfall.....	28
2.2.2	Flugverlauf nach dem schweren Vorfall	30
2.2.3	Meldung des schweren Vorfalls.....	31
3	Schlussfolgerungen	33
3.1	Befunde	33
3.1.1	Technische Aspekte	33
3.1.2	Pilot.....	33
3.1.3	Flugverlauf	33
3.1.4	Betriebliche Aspekte	34
3.1.5	Rahmenbedingungen	34
3.2	Ursachen	34
4	Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen	35
4.1	Sicherheitsempfehlungen	35
4.2	Sicherheitshinweise	35
4.3	Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen	35
Anlage 1:	Übersicht des Flugweges mit ausgewählten Ereignissen	36
Anlage 2:	Auszug der EFIS-Daten (grafisch)	37
Anlage 3:	Auszug der DAU-Daten (grafisch)	38

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
Eintragszeichen	HB-ZRU
Ort	Cortaccio, Gemeinde Brissago/TI
Datum und Zeit	22. Juni 2014, 20:37 Uhr

Untersuchung

Der schwere Vorfall ereignete sich am 22. Juni 2014 um 20:37 Uhr. Die Meldung traf am 7. Juli 2014 um 18:10 Uhr bei der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle ein, worauf noch gleichentags eine Untersuchung eröffnet wurde.

Die Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle informierte Italien als Herstellerstaat über den schweren Vorfall. Italien ernannte einen bevollmächtigten Vertreter, der an der Untersuchung mitwirkte.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) veröffentlicht.

Kurzdarstellung

Im Rahmen einer Suchaktion nach einer vermissten Person wurden in einer ersten Phase mit dem Rettungshelikopter AgustaWestland AW109SP, eingetragen als HB-ZRU, Mitglieder der Rettungskolonie für die terrestrische Suche ins betroffene Gebiet geflogen. Nach einem ersten Flug von Brissago zum Absetzpunkt südöstlich des Gipfels des Gridone hob der Pilot allein an Bord wieder ab, um weitere Personen in Brissago aufzunehmen.

Während des steilen Absinkens in einer Rechtskurve in Richtung Brissago mit rasch zunehmender Geschwindigkeit bemerkte der Pilot, dass die Nase des Helikopters nach links drehte, und er versuchte, diese Drehung mit Hilfe des rechten Pedals zu stoppen. Dabei stellte er fest, dass das rechte Pedal bereits am Anschlag war. In der Folge versuchte der Pilot, mittels mehr Querlage nach rechts die Drehung nach rechts zu unterstützen. Der Helikopter nahm dabei eine Querlage von über 70° nach rechts ein. Angesichts dieses Kontrollverlustes sah der Pilot keinen anderen Ausweg, als das Steuer für die zyklische Blattverstellung (*cyclic*) nach hinten zu ziehen. In der Folge machte der Helikopter unter erhöhtem Lastvielfachen eine bruske Rechtskurve und der maximal zulässige Wert für die Rotordrehzahl wurde überschritten.

Der Flugauftrag wurde anschliessend zu Ende geflogen.

Ursachen

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass während eines steilen Sinkfluges mit rasch zunehmender Geschwindigkeit in einer Rechtskurve der Pedalweg für die Richtungskontrolle um die Hochachse nicht mehr ausreichte, was in Kombination mit einer unzweckmässigen Steuerkorrektur dazu führte, dass die Kontrolle über den Helikopter vorübergehend verloren ging. In der Folge wurde die maximal zulässige Rotordrehzahl überschritten.

Zum schweren Vorfall beigetragen hat die Tatsache, dass der Helikopter nahe oder möglicherweise ausserhalb der zertifizierten Flugbereichsgrenze (*flight envelope*) geflogen wurde.

Sicherheitsempfehlungen

Mit diesem Schlussbericht werden keine Sicherheitsempfehlungen ausgesprochen.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

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

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln (*visual flight rules* – VFR) durchgeführt. Es handelte sich um einen Flug im Rahmen einer Suchaktion.

1.1.2 Vorgeschichte

Die Besatzung der Einsatzbasis Tessin der Schweizerischen Rettungsflugwacht (Rega), bestehend aus einem Piloten, einem *helicopter emergency medical services crew member* (HCM) und einem Arzt, leistete am Sonntag, 22. Juni 2014, ihren Dienst auf der Basis auf dem Flugplatz Locarno (LSZL). Tagsüber wurden drei Einsätze mit dem Einsatzhelikopter AW109SP, eingetragen als HB-ZRU, geflogen, die ohne spezielle Vorkommnisse verliefen.

Um ca. 19 Uhr begaben sich die Besatzungsmitglieder nach Hause, um ihren Piktettdienst über Nacht von zuhause aus zu leisten. Wenig später wurde die Besatzung voralarmiert und über einen möglichen Flug im Rahmen einer Suchaktion nach einer vermissten Person informiert. Nach Abklärungen mit der Polizei und der Rettungskolonie Alpine Rettung Schweiz (ARS) wurde die Besatzung um ca. 20 Uhr definitiv alarmiert und für den angekündigten Suchflug aufgeboten. Alle drei Besatzungsmitglieder begaben sich daher wieder auf die Basis und machten den Helikopter für den Flug bereit.

1.1.3 Flugverlauf bis zum schweren Vorfall

Um 20:22 Uhr startete die Besatzung mit der HB-ZRU ab dem Flugplatz Locarno und flog in Richtung Brissago, um in einer ersten Phase des Fluges mehrere Mitglieder der Rettungskolonie für die terrestrische Suche ins Suchgebiet zu fliegen.

Um 20:27 Uhr landete der Helikopter auf dem Fussballfeld in Brissago, das sich auf rund 200 m/M direkt am Ufer des Lago Maggiore befindet (vgl. Punkt 4 in Abbildung 1). Bei laufenden Triebwerken verliess der Arzt den Helikopter und drei Mitglieder der Rettungskolonie stiegen in den Helikopter ein. Zwei weitere Mitglieder blieben in Brissago, um in einem zweiten Flug ins Suchgebiet geflogen zu werden.

Um 20:28 Uhr startete der Helikopter und flog ins Suchgebiet, das sich rund um den Gipfel des Gridone erstreckte. Nach einer Rekognoszierungsvolte landete die HB-ZRU kurz vor 20:36 Uhr auf der Krete südöstlich des Gipfels des Gridone auf rund 2140 m/M (vgl. Punkt 1 in Abbildung 1). Eine vollständige Landung war aufgrund des Geländes nicht möglich. Im Schwebeflug mit teilweise angestütztem Fahrwerk verliessen der HCM und die drei Mitglieder der Rettungskolonie den Helikopter.

Kurz nach 20:36 Uhr hob der Pilot, nun alleine an Bord, wieder ab, um nach Brissago zurückzufliegen und dort den Arzt sowie die weiteren Mitglieder der Rettungskolonie aufzunehmen. Mit einem markanten „*nose down*“-Manöver liess der Pilot den Helikopter in einen steilen Sinkflug mit rasch zunehmender Geschwindigkeit übergehen und sank dem Gelände folgend in Richtung Brissago ab (vgl. Abbildung 1 und Anlagen). Nach dem Start ab der Krete wurde die Steuer für die kollektive Blattverstellung (*collective*) sukzessive gesenkt.

Nach Schilderung des Piloten nahm er beim Vorbeiflug beim „Rifugio Al Legn“ (vgl. Punkt 2 in Abbildung 1) anhand einer Fahne wahr, dass deutlicher Nordwind herrschte, und er plante, entlang der Geländeflanke die Höhe bis Brissago abzubauen. Entsprechend sei er in einer leichten Rechtskurve gesunken und habe das Optimum für den Sinkflug gesucht.

Während dieser Rechtskurve bemerkte der Pilot, dass die Sinkrate etwas hoch war und der rechte Fuss gegen den Anschlag kam. Die Nase des Helikopters begann nach links zu drehen, worauf der Pilot versuchte, diese Drehung mit Hilfe des rechten Pedals zu stoppen. Dabei stellte er fest, dass das rechte Pedal bereits am Anschlag war. In der Folge versuchte der Pilot, mittels mehr Querlage nach rechts die Drehung nach rechts zu unterstützen. Der Helikopter nahm dabei nach Aussage des Piloten eine gefühlte Querlage von 70° bis 80° nach rechts ein und er habe das Gefühl gehabt, er wäre ohne Türe aus dem Helikopter gefallen. Der Helikopter habe sich wie nicht mehr steuerbar angefühlt. In dieser Lage sah der Pilot keinen anderen Ausweg, als das Steuer für die zyklische Blattverstellung (*cyclic*) nach hinten zu ziehen. Es sei ihm klar gewesen, dass dieses Manöver die Rotordrehzahl stark erhöhen würde. Nach dieser Steuereingabe und mit dem rechten Pedal am Anschlag machte der Helikopter nach Aussage des Piloten eine bruske Rechtskurve unter erhöhter g-Last¹ (vgl. Punkt 3 in Abbildung 1). Bis zu diesem Zeitpunkt habe er den *collective* nicht bewusst zu Hilfe genommen. Als Folge dieses brusken Manövers habe die Geschwindigkeit um etwa 20 kt abgenommen, die akustische Warnung für eine hohe Rotordrehzahl sei erklingen und er habe auf der Anzeige für die Rotordrehzahl einen Wert von 112 % abgelesen. Um einen weiteren Anstieg der Rotordrehzahl zu verhindern, habe er sofort den *collective* erhöht.

Im Anschluss an diese Ereignisse hatte der Pilot die HB-ZRU wieder unter Kontrolle und er vergewisserte sich, dass der Helikopter über alle Steuerelemente – *collective*, *cyclic* und Pedale – vollumfänglich steuerbar war. Da er noch nie eine solche Fluglage erlebt hatte, habe er an eine Störung des Heckrotors gedacht. Der Heckrotor habe zum Glück aber wieder einwandfrei funktioniert.

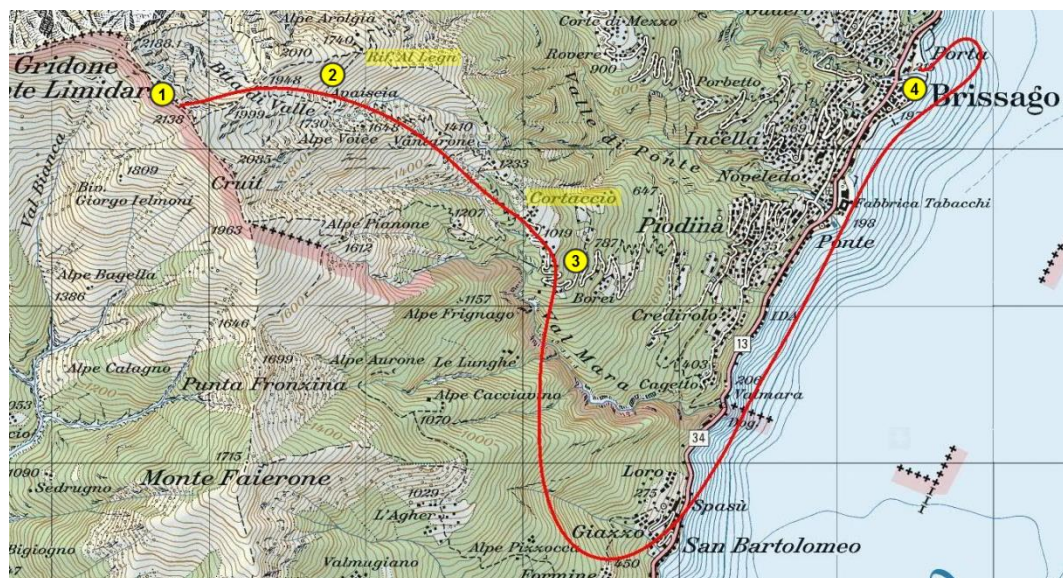


Abbildung 1: Flugweg vom Absetzpunkt südöstlich des Gipfels des Gridone (1) nach Brissago (4). Gelb unterlegt das „Rifugio Al Legn“ (2) und der Weiler Cortaccio, in dessen Nähe sich der schwere Vorfall ereignete (3); vgl. auch Anlage 1.

¹ g: Erdbeschleunigung, 9.81 m/s²

1.1.4 Flugverlauf nach dem schweren Vorfall

Im Anflug auf Brissago besprach der Pilot am Funk mit dem Arzt, dass sich eines der verbliebenen zwei Mitglieder der Rettungskolonne auf den vorderen linken Sitz setzen und der Arzt zusammen mit dem anderen hinten in die Kabine einsteigen solle. Im Anschluss sollte eine weitere Person, die das Suchgebiet gut kannte, beim Weiler Cortaccio abgeholt werden.

Nach der Landung in Brissago kurz vor 20:40 Uhr liess der Pilot den Rotor auf voller Drehzahl laufen und die Personen stiegen wie besprochen in den Helikopter ein. Der Pilot informierte den Arzt über den Zwischenfall und teilte ihm mit, dass er eine Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl mit einem Maximum von 112 % wahrgenommen habe. Der Pilot gab nach dem schweren Vorfall an, aus seiner Erfahrung als Fluglehrer gewusst zu haben, dass eine solche Überschreitung keine Instandstellungsarbeiten verlange, da solche erst über 115 % notwendig werden. Daher habe er entschieden, den Einsatz weiterzuführen.

Auf dem Flug zurück zum Absetzpunkt auf der Krete südöstlich des Gridone wurde beim Weiler Cortaccio eine Zwischenlandung eingelegt, um eine weitere Person für die Suchaktion aufzunehmen. Zurück auf der Krete besprach der Pilot den Zwischenfall auch mit dem HCM. Mit dessen Einverständnis habe er entschieden, den anschliessenden Suchflug wie geplant durchzuführen.

Mit dem HCM, dem Arzt und der Person aus Cortaccio an Bord startete der Pilot um 20:47 Uhr erneut ab der Krete, um aus der Luft das Gelände nach der vermissten Person abzusuchen. Aufgrund der verbleibenden Treibstoffmenge und der einsetzenden Dämmerung wurde der Suchflug nach rund 30 Minuten Flugzeit beendet und der Pilot landete um 21:25 Uhr beim „Rifugio al Legn“, um die Person aus Cortaccio aussteigen zu lassen. Dabei reduzierte der Pilot die Leistung der Triebwerke in den Leerlauf, worauf auf dem Bildschirm eine *exceedance*-Meldung erschien (vgl. Kapitel 1.6.4). Der Pilot entschied sich, nicht ins *maintenance menu* zu wechseln, um den genauen Wert der Überschreitung (*exceedance*) abzulesen, da er sich einer *exceedance* ja bewusst gewesen und bereits über 30 Minuten geflogen sei. Zudem wäre der Ort beim „Rifugio Al Legn“ nach seiner Einschätzung für die erforderlichen Instandstellungsarbeiten am Helikopter nicht geeignet gewesen, falls die *exceedance* höher ausgefallen wäre als die von ihm wahrgenommenen 112 %. Danach flog die Besatzung zurück nach Locarno, wo sie um 21:33 Uhr landete.

Nach der Landung konsultierte der Pilot das *maintenance menu*, in dem eine Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl mit einem maximalen Wert von 120 % angezeigt wurde. In der Folge wurde die HB-ZRU aus dem Flugbetrieb genommen und die erforderlichen Instandstellungsarbeiten wurden durch das Flugbetriebsunternehmen eingeleitet (vgl. Kapitel 1.3). Der Pilot verfasste noch gleichentags eine interne Notiz sowie einen internen Bericht (*air safety report* – ASR), in denen er u. a. den Kontrollverlust und die Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl beschrieb.

Der schwere Vorfall wurde dem Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am Folgetag durch das Flugbetriebsunternehmen mittels ASR gemeldet. Eine Meldung an die SUST erfolgte am 7. Juli 2014.

1.1.5 Ort und Zeit des schweren Vorfalls

Ort	Cortaccio, Gemeinde Brissago/TI
Datum und Zeit	22. Juni 2014, 20:37 Uhr
Beleuchtungsverhältnisse	Tag
Koordinaten	696 170 / 107 350 (Swiss Grid 1903) N 46° 06' 39" / E 008° 40' 57" (WGS 84)
Höhe	rund 1300 m/M, rund 4300 ft AMSL ²

1.2 Personenschäden

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

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Am Helikopter wurden als Folge der Rotordrehzahlüberschreitung umfangreiche Instandstellungsarbeiten erforderlich.

Der Hersteller erliess am 25. Juni 2014 einen zugeschnittenen Inspektionsplan, während dessen Durchführung u. a. die folgenden Punkte erhoben wurden:

- Der Heckrotorkopf und die Heckrotorblätter mussten ersetzt werden³.
- Der Hauptrotorkopf und die Hauptrotorblätter mussten zur Inspektion dem Hersteller übersandt werden.
- Verschiedene Komponenten des gesamten Antriebsstrangs mussten einer detaillierten Inspektion unterzogen und gewisse Teile anschliessend ausgetauscht werden.

1.4 Drittschaden

Es entstand kein Drittschaden.

² AMSL: *above mean sea level*, Höhe über dem mittleren Meeresspiegel

³ Am 12. Mai 2015 wurde der Inspektionsplan dahingehend angepasst, dass der Heckrotorkopf und die Heckrotorblätter ebenfalls zur Inspektion an den Hersteller zu übersenden seien.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Pilot

1.5.1.1 Allgemeines

Person	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1976
Lizenz	Verkehrspilotenlizenz für Helikopter (<i>airline transport pilot licence helicopter – ATPL(H)</i>) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>)

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Pilot seinen Dienst ausgeruht und gesund antrat. Es liegen keine Hinweise vor, dass zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls Ermüdung eine Rolle spielte.

Der Pilot leistete vom 20. bis 22. Juni 2014 Dienst auf der Einsatzbasis Tessin. Ab dem 23. Juni 2014 hatte er für zwei Wochen Ferien.

1.5.1.2 Flugerfahrung auf Helikoptern

Gesamthaft	4768 h
Davon auf dem Vorfallmuster	2097 h
Während der letzten 90 Tage	45 h
Davon auf dem Vorfallmuster	35 h

1.5.1.3 Funktion

Der Pilot hatte neben seiner Tätigkeit als Einsatzpilot die Zusatzfunktion des *lead pilot* der gesamten AW109SP-Flotte der Rega inne. Er war dem Verantwortlichen des Flugbetriebs (*flight operation manager – FOM*⁴) unterstellt und als dessen Stellvertreter u. a. für die Bearbeitung aller fliegerischen, betrieblichen und ausbildungstechnischen Fragen der AW109SP-Flotte zuständig. Als Fachvorgesetzter der Instruktoren und Fluglehrer überwachte er die Standards der Besatzungsmitglieder im Sinne einer „*unité de doctrine*“ und war in die interne Aus- und Weiterbildung sowie in die Checkflüge der Piloten involviert.

1.5.2 Helicopter Emergency Medical Services Crew Member

Person	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1964
--------	--

Der HCM war ausgebildeter Rettungssanitäter und Luftfahrzeugmechaniker auf dem Muster AW109SP.

1.5.3 Arzt

Person	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1961
--------	--

⁴ In den Unterlagen der Rega wird der FOM auch mit Chefpilot bezeichnet.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1	Allgemeine Angaben	
	Eintragungszeichen	HB-ZRU
	Luftfahrzeugmuster	AW109SP
	Charakteristik	Zweimotoriger Rettungshelikopter mit dreirädrigem Fixfahrwerk in Bugradanordnung. Vollartikulierter, linksdrehender Hauptrotor mit vier Blättern, konventioneller Drehmomentausgleich 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 Einsinkschutz (<i>slump protection pads</i>)
	Betriebsstunden	1102 h TSN ⁵
	Höchstzulässige Masse	3175 kg
	Masse und Schwerpunkt	Die Masse zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls betrug rund 2680 kg. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>rotorcraft flight manual – RFM</i>) zulässigen Grenzen.
	Treibstoffvorrat	Der Treibstoffvorrat zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls betrug rund 245 kg, was einer Flugzeit von etwa 70 Minuten ohne Berücksichtigung von Reserven entspricht.
	Unterhalt	Die letzte geplante Unterhaltsarbeit fand am 19. Mai 2014 bei 1073 h TSN statt.
	Technische Einschränkungen	In der <i>hold item list</i> (HIL) war nichts eingetragen.
	Zulassungsbereich	VFR bei Tag und Nacht, IFR ⁶
1.6.2	Limitationen	
1.6.2.1	Allgemeines	Die Limitationen sind in <i>Section 2 Limitations</i> des Luftfahrzeugflughandbuchs (<i>rotorcraft flight manual – RFM</i>) festgehalten.

⁵ TSN: *time since new*, Betriebsstunden seit Herstellung

⁶ IFR: *instrument flight rules*, Instrumentenflugregeln

1.6.2.2 Geschwindigkeit

Das RFM gibt je nach Flugzustand die folgenden zulässigen Höchstgeschwindigkeiten (*never exceed speed* – v_{NE}) an:

- v_{NE} (*power on*) 155 KIAS⁷ (bis auf eine Dichtehöhe von 6000 ft)
- v_{NE} (OEI⁸/*power off*) 128 KIAS (bis auf eine Dichtehöhe von 6000 ft)

Diese Geschwindigkeitslimiten blieben auch mit der an der HB-ZRU installierten Ausrüstung (vgl. Kapitel 1.6.1) unverändert.

1.6.2.3 Rotordrehzahl

Das RFM gibt je nach Flugzustand die folgenden maximal zulässigen Rotordrehzahlen an:

- Maximum (*power on* (AEO⁹)) 102 %
- Maximum (*power on* (OEI)) 102 %
- Maximum (*power off*) 110 %

1.6.3 Anzeigen und Warnungen

Die HB-ZRU war mit einem *electronic flight instrument system* (EFIS) ausgestattet, das neben anderen Parametern die Fluglage, die Flughöhe, die Fluggeschwindigkeit und die Steig- bzw. Sinkrate auf dem Bildschirm für die primären Flugdaten (*primary flight display* – PFD) im Cockpit darstellt (vgl. Abbildung 2).



Abbildung 2: Darstellung der wesentlichen Flugparameter auf dem *primary flight display* (PFD) durch das EFIS (schematische Darstellung des Herstellers, zur Verfügung gestellt durch die Rega).

⁷ KIAS: *knots indicated airspeed*, angezeigte Geschwindigkeit in kt

⁸ OEI: *one engine inoperative*, ein Triebwerk ausser Betrieb

⁹ AEO: *all engine operative*, alle Triebwerke in Betrieb

Die zulässige Höchstgeschwindigkeit v_{NE} (*power on*) bzw. v_{NE} (*OEI/power off*) wird dabei rot im Geschwindigkeitsstreifen (*speed tape*) hinterlegt dargestellt, wobei für die Umschaltung auf den tieferen Wert für *OEI/power off* mindestens eine der folgenden Bedingungen erfüllt sein muss:

- Mindestens eines der beiden Triebwerke ausgefallen (ENG OUT Signal aktiv)
- Mindestens eines der beiden Triebwerke im Leerlauf (entsprechender Bedienhebel auf IDLE)
- Mindestens eines der beiden Triebwerke ausgeschaltet (entsprechender Bedienhebel auf OFF)
- Aufspaltung (*splitting*) der Anzeige zwischen der Rotordrehzahl (NR) und der Drehzahl der Arbeitsturbine (N2) bei mindestens einem der beiden Triebwerke (NR – N2-Triebwerk 1 $\geq 1\%$ oder NR – N2-Triebwerk 2 $\geq 1\%$)
- Tiefe *torque*¹⁰-Werte mindestens eines der beiden Triebwerke (TRQ 1 $\leq 2\%$ oder TRQ 2 $\leq 2\%$)

Mit der auf der HB-ZRU installierten Elektronik wurde nur im Flugzustand *power on* eine Warnung bei Überschreiten der zulässigen Höchstgeschwindigkeit v_{NE} (*power on*) ausgelöst.

Weiter werden auf einem anderen Bildschirm im Cockpit (*electronic display unit – EDU 1*) die wesentlichen Leistungsparameter der beiden Triebwerke (N1¹¹, N2, TOT¹², TRQ) sowie die Rotordrehzahl (NR) dargestellt (vgl. Abbildungen 3 und 4).

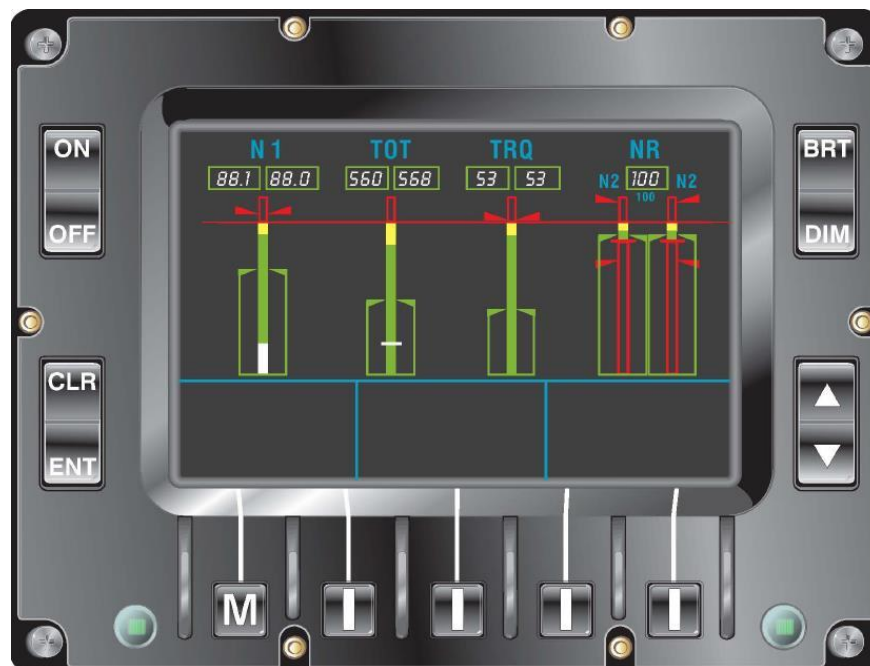


Abbildung 3: Schematische Darstellung des Herstellers zu den wesentlichen Leistungsparameter der beiden Triebwerke und der Rotordrehzahl auf dem EDU 1 bei AEO.

Die Darstellung dieser Parameter hängt dabei davon ab, in welchem Flugzustand (*AEO/OEI/power off*) sich der Helikopter befindet. Grundsätzlich ist das System im

¹⁰ *Torque* (TRQ), Drehmoment zwischen Triebwerk und Antriebsstrang

¹¹ N1: Drehzahl des Verdichters

¹² TOT: *turbine outlet temperature*, Triebwerksauslasstemperatur

Zustand AEO und schaltet nur bei Vorliegen spezieller Bedingungen in den Zustand OEI oder *power off*. Um während des Fluges in den Zustand *power off* zu wechseln, muss die Logik des Systems mindestens eine der folgenden Bedingungen registrieren:

- Beide Triebwerke ausgefallen
(beide ENG OUT Signale aktiv)
- Beide Triebwerke im Leerlauf
(entsprechende Bedienhebel beide auf IDLE)
- Aufspaltung (*splitting*) der Anzeige zwischen der Rotordrehzahl (NR) und der Drehzahl der Arbeitsturbine (N2) bei beiden Triebwerken
(NR – N2-Triebwerk 1 ≥ 1 % und NR – N2-Triebwerk 2 ≥ 1 %)
- Tiefe *torque*-Werte beider Triebwerke
(TRQ 1 ≤ 2 % und TRQ 2 ≤ 2 %)

Im Flugzustand AEO (vgl. Abbildung 3) wird die obere limitierende Marke der Rotordrehzahl bei 102 % dargestellt (Ende des grünen Bereichs). Wird dieser Wert überschritten, ertönt ab einem Wert von über 105 % (rote Linie) ein akustischer Warnton zusammen mit der Meldung „rotor high“, gleichzeitig wird die rote Warnschrift „rotor high“ im sogenannten *crew alerting system* (CAS), einem Fenster im unteren Bereich des EDU 1 (vgl. Abbildungen 3 und 4), dargestellt und das rote *master warning light* (MWL) im direkten Blickfeld des Piloten leuchtet auf.

Im Flugzustand *power off* (vgl. Abbildung 4) wird die obere limitierende Marke der Rotordrehzahl bei 110 % dargestellt (rote Linie). Wird dieser Wert überschritten, ertönt ein akustischer Warnton zusammen mit der Meldung „rotor high“, gleichzeitig wird die rote Warnschrift „rotor high“ im CAS dargestellt und das rote MWL leuchtet auf.

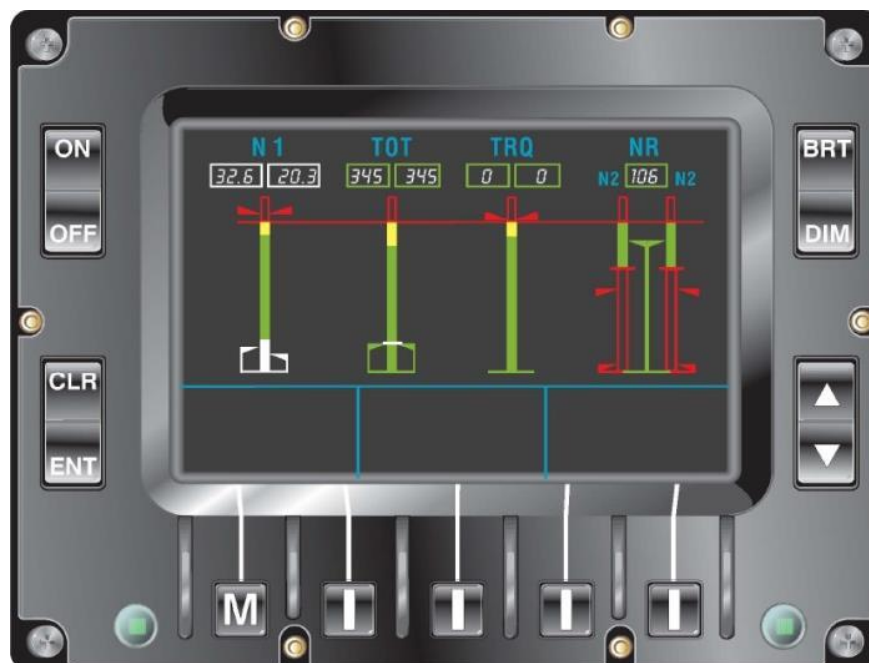


Abbildung 4: Schematische Darstellung des Herstellers zu den wesentlichen Leistungsparameter der beiden Triebwerke und der Rotordrehzahl auf dem EDU 1 bei *power off*.

1.6.4 Anzeige und Auswertung einer Überschreitung

Wird während des Fluges eine Limitation wie z. B. die maximal zulässige Rotordrehzahl überschritten, wird eine *exceedance*-Meldung generiert, die nur dann auf dem Bildschirm EDU 2 sichtbar wird, wenn sich der Helikopter im *ground state*¹³ befindet. Das EDU 2 ist direkt neben dem EDU 1 positioniert und dient der Anzeige verschiedener Triebwerkparameter und weiterer Daten.

Um die Aufzeichnungen über die Art, das genaue Mass und die Dauer der Überschreitung auszuwerten, muss auf dem EDU das *maintenance menu* angewählt werden. Dies ist nur im *ground state* möglich.

1.6.5 Notverfahren und Verfahren bei Funktionsstörungen

1.6.5.1 Allgemeines

Die Notverfahren und die Verfahren bei Funktionsstörungen sind in *Section 3 Emergency and Malfunction Procedures* des RFM festgehalten.

1.6.5.2 Hohe Rotordrehzahl

Bei Erscheinen der roten Warnschrift „*rotor high*“ zusammen mit dem akustischen Warnton und der Meldung „*rotor high*“ soll zunächst der Wert der Rotordrehzahl überprüft werden:

„*Check NR.*“

Falls die Drehzahl hoch sein sollte, gibt das RFM die folgende Massnahme vor:

„*Raise collective to decrease rotor speed.*“

1.6.5.3 Heckrotorausfall

Im Falle eines Heckrotorausfalls (*tail rotor drive failure*) unterscheidet das RFM grundsätzlich drei verschiedene Bereiche:

„[...] *The severity of the resulting undemanded yaw due to a tail rotor drive failure depends on the flight condition at the time of the failure. Three cases are to be distinguished:*

- *Tail rotor drive failure in hover.*
- *Tail rotor drive failure in forward flight, power-on.*
- *Tail rotor drive failure in forward flight, low power or power-off.*

However, in all three cases the following indications are present and determine a definite tail rotor drive failure:

- *Attempt to maintain flight condition may require unusual pedal position.*
- *Pedal input does not produce any sustained helicopter response.*
- *Possible noise and vibration from the aft fuselage area.*

[...]“

Für den Fall eines Heckrotorausfalls im Vorwärtsflug bei tiefem *power setting* oder *power off* hält das RFM Folgendes fest: [Hervorhebung im Original]

¹³ *Ground state* bedeutet, dass sich der Helikopter am Boden befindet und die Rotordrehzahl unter 80 % liegt, d. h. in der Praxis, dass die Bedienhebel der beiden Triebwerke in die Position *idle* (Leerlauf) oder *off* (aus) gebracht werden müssen.

„Depending on speed and torque applied, loss of thrust on the tail rotor may cause either left or right yaw rate.

Two cases are thus possible:

- 1. Development of left yaw, typically coupled with a left roll.*
- 2. Development of right yaw, typically coupled with a right roll and a pitch down attitude.*

Note

In a low power descent or in autorotation, a tail rotor drive failure could cause the helicopter to yaw left because of the aerodynamics forces produced by the vertical fin.“

Im Falle eines *left yaw* gibt das RFM die folgenden Massnahmen vor:

„Gradually raise collective to regain directional control.

Maintain or carefully reduce airspeed.

[...]“

1.6.5.4 Ausfall der Heckrotorsteuerung

Die Anzeichen für einen Ausfall der Heckrotorsteuerung (*tail rotor control failure*) sind gemäss RFM wie folgt gegeben:

„The indications of a tail rotor control failure are:

- Undemanded yaw to the left or to the right.*
- Loss of yaw control: Pedals are free but ineffective or partially effective.*

[...]“

Wieder unterscheidet das RFM, ob der Ausfall im Schwebeflug (*hover*) oder im Vorwärtsflug (*forward flight*) auftritt. Für den Fall eines Ausfalls im Vorwärtsflug gibt das RFM bei *left yaw* die folgende Massnahme vor:

„Gradually raise collective and/or reduce speed to regain directional control.

[...]“

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Eine flache Tiefdruckzone erstreckte sich von der Iberischen Halbinsel über die Alpen nach Südosteuropa.

1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des schweren Vorfalles

Die Tessiner Alpen befanden sich im Einflussbereich einer Konvergenzzone. Diese begünstigte die Entwicklung von Quellwolken. In der Umgebung des Gridone fiel Regen mit geringer Intensität. Die Sicht zum Lago Maggiore und nach Locarno betrug mindestens 10 km. Der mittlere Wind war schwach, jedoch mit Böen durchsetzt, die bis zu 15 kt auffrischten.

Wolken	3/8 um 5000 ft AGL ¹⁴ (Locarno Monti) 5/8 um 10 000 ft AGL (Locarno Monti)
Wetter	Regen geringer Intensität
Sicht	10 km oder mehr
Wind	variabel, 3 kt, mit Böen bis 15 kt
Temperatur/Taupunkt	11 °C / 10 °C
Luftdruck (QNH)	1019 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ¹⁵ -Standardatmosphäre)
Gefahren	Keine

1.7.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimet: 298°	Höhe: 6°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	
Sonnenuntergang	21:29 Uhr	
Ende der bürgerlichen Abenddämmerung	22:09 Uhr	

1.7.4 Wetter gemäss Augenzeugenberichten

Der Pilot schilderte, die Wetterverhältnisse seien nach mehreren Gewittern wieder gut gewesen. Es habe ein Wind aus nordöstlicher Richtung mit einer Stärke von 10 kt geherrscht und es habe leicht geregnet. Der Landeplatz auf der Krete sei leichten Turbulenzen ausgesetzt gewesen.

1.7.5 Webcamaufnahme



Abbildung 5: Webcam Locarno, 22. Juni 2014, 20:45 Uhr. Blickrichtung Südwest.

¹⁴ AGL: *above ground level*, über Grund

¹⁵ ICAO: *International Civil Aviation Organization*

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen

1.9 Kommunikation

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

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und den weiteren Besatzungsmitgliedern wickelte sich ohne Schwierigkeiten ab. Die Gespräche wurden nicht aufgezeichnet.

1.10 Angaben zum Flughafen

Nicht betroffen

1.11 Flugschreiber

1.11.1 Allgemeines

Die HB-ZRU 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 aber verschiedene Aufzeichnungsgeräte an Bord des Helikopters, die eine grosse Zahl an Flug- und Triebwerkparametern aufzeichneten. Die während des Vorfalles aufgezeichneten Daten dieser Geräte wurden vom Flugbetriebsunternehmen gesichert und der SUST, nach der Meldung des Zwischenfalls, zur Verfügung gestellt.

Wo noch möglich, wurde durch die SUST zusätzlich eine separate und unabhängige Datensicherung vorgenommen.

1.11.2 Electronic Flight Instrument System

Das *electronic flight instrument system* (EFIS) an Bord der HB-ZRU (vgl. Kapitel 1.6.3) zeichnete in einem Intervall von 1 s verschiedene Flugparameter auf, darunter Datum und Zeit, die GPS-Position, die korrigierte GPS-Höhe, den Lagewinkel um die Querachse (*pitch*), den Lagewinkel um die Längsachse (*bank*), die angezeigte Fluggeschwindigkeit (*indicated airspeed – IAS*), die angezeigte Steig- bzw. Sinkrate (*vertical speed indicator – VSI*) und die vertikale Beschleunigung.

Ein Auszug der Daten vom Vorfalles ab dem Start von der Krete südöstlich des Gipfels des Gridone bis kurz nach dem schweren Vorfalles ist in Anlage 2 dargestellt. Die Daten zeigen unter anderem Folgendes:

- Kurz nach dem Start ab der Krete wurde der Sinkflug mit einem Manöver mit einer maximalen „nose down“-Lage von 49° eingeleitet.
- Die IAS nahm kontinuierlich zu und erreichte um 20:36:51 Uhr einen maximalen Wert von 138 kt.
- Die Sinkrate nahm ebenfalls kontinuierlich zu und erreichte fast zum gleichen Zeitpunkt einen maximalen Wert von 5600 ft/min.
- Die Querlage nach rechts erreichte um 20:37:02 Uhr einen maximalen Wert von 78°.
- Die vertikale Beschleunigung stieg kurz danach auf einen maximalen Wert von 2.2 g.

Aus diesen Daten wurde mittels einer speziellen Software eine 3-D-Animation des Fluges inklusive Einbettung in ein 3-D-Geländemodell erstellt. Diese Animation ist auf der Website der SUST aufgeschaltet.



Abbildung 6: Momentaufnahme der 3-D-Animation auf Basis der EFIS-Daten um 20:37:02 Uhr bei maximaler Querlage (*bank*) von 78°

1.11.3 Data Acquisition Unit

Weiter war die HB-ZRU mit einer sogenannten *data acquisition unit* (DAU) ausgestattet, die auf zwei unabhängigen Kanälen (*channel A* und *channel B*) verschiedene Flug- und Triebwerkparameter in einem Intervall von 1 s aufzeichnete. Die DAU ist mit den beiden Bildschirmen EDU 1 und EDU 2 verbunden (vgl. Kapitel 1.6.3). Unter den aufgezeichneten Parametern finden sich neben vielen anderen die Rotordrehzahl (NR), die Drehzahl der Arbeitsturbine (N2) für Triebwerk 1 (E1) und Triebwerk 2 (E2), die Position des kollektiven Blattverstellhebels (*collective lever position* – CLP) gemäss dem Signal für E1 bzw. E2 sowie die *torque*-Werte für E1 und E2. Weiter wird eine allfällige Überschreitung einer Limitation (vgl. Kapitel 1.6.4) im sogenannten *exceedance log* gespeichert. Grenzwertüberschreitungen betreffend die zulässige Höchstgeschwindigkeit (*never exceed speed* – V_{NE}) konnten bei der in der HB-ZRU installierten DAU aufgrund ihrer Auslegung grundsätzlich nicht aufgezeichnet werden.

Für den Vorfalflug waren alle relevanten Daten vorhanden. Beide Kanäle zeigten praktisch dieselben Daten. Aufgrund einer relativen Zeitmessung der DAU mussten die Daten zunächst für beide Kanäle in zeitlicher Hinsicht mit den EFIS-Daten abgeglichen werden, was unter Verwendung charakteristischer Ereignisse mit guter Genauigkeit¹⁶ möglich war.

Ein Auszug der Daten des Kanals A für den Vorfalflug vom Start ab der Krete bis kurz nach dem schweren Vorfall ist in Anlage 3 dargestellt. Die Daten zeigen unter anderem Folgendes:

¹⁶ Die Genauigkeit des Abgleichs liegt im Bereich von Sekunden.

- Nach dem Start ab der Krete wurde der *collective* sukzessive gesenkt und befand sich bei Beginn der Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl in einer sehr tiefen Position.
- Nach dem Start ab der Krete nahmen die *torque*-Werte beider Triebwerke sukzessive ab und befanden sich ab etwa 20:37:02 Uhr im Bereich von 2 % oder weniger.
- Die Rotordrehzahl erreichte um etwa 20:37:06 Uhr einen maximalen Wert von 119 %.

Das *exceedance log* für den Vorfalflug zeigte auf beiden Kanälen einen registrierten maximalen Wert für die Rotordrehzahl von 120 %¹⁷. Die Dauer der Überschreitung („*rotor high*“) wurde in Kanal A mit 3 s und in Kanal B mit 4 s festgehalten.

1.11.4 Floice

Die HB-ZRU war mit einem Kollisionswarngerät Floice ausgerüstet. Dieses zeichnete unter anderem den Flugweg anhand der GPS-Positionen in einem Intervall von 2 s auf.

Die Daten für den Vorfalflug zeigen gute Übereinstimmung mit den EFIS- und den Radardaten, wobei die Höhen unkorrigierten GPS-Höhen entsprechen und daher korrigiert werden mussten.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

Nicht betroffen

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Nicht betroffen

1.14 Feuer

Nicht betroffen

1.15 Überlebensaspekte

Nicht betroffen

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Power on und power off

Zur Abklärung der genauen Definition der Bereiche *power on* und *power off* bei Helikoptern wurden verschiedene Behörden und Helikopterhersteller angeschrieben. Insbesondere wurde dabei die Frage aufgeworfen, ob eine Definition nur mittels Flug- oder Triebwerkparametern möglich ist, und falls ja, wie eine solche aussieht.

Die eingegangenen Antworten zeigten, dass grundsätzlich Einigkeit über die begriffliche Definition herrscht, dass nämlich *power on* einen Zustand beschreibt, bei dem das Triebwerk den Rotor antreibt, wohingegen *power off* einen Zustand beschreibt, bei dem der Rotor aerodynamisch von der von unten nach oben durch den Rotor strömenden Luft angetrieben wird, unabhängig davon, ob das Triebwerk in Betrieb ist oder nicht. Mehrfach wurde diesbezüglich auf das *Helicopter Flying*

¹⁷ Das *exceedance log* hat aufgrund einer grösseren *sampling*-Rate eine höhere Auflösung als die registrierten DAU-Daten und ist massgebend für die Bestimmung der notwendigen Instandstellungsarbeiten.

Handbook der amerikanischen Flugaufsichtsbehörde (*Federal Aviation Administration – FAA*) verwiesen, das festhält:

„Power-on limitations apply anytime the engine is turning the rotor [...] Power-off limitations apply anytime the engine is not turning the rotor, such as when in an autorotation.

[...]

In a helicopter, an autorotative descent is a power-off manoeuvre in which the engine is disengaged from the main rotor system and the rotor blades are driven solely by the upward flow of air through the rotor. In other words, the engine is no longer supplying power to the main rotor.”

Hingegen zeigten die eingegangenen Antworten auch, dass technisch offenbar keine generell akzeptierten Definitionen für die Zertifizierung von Helikoptern bestehen. Eine Aufspaltung (*splitting*) der Anzeige zwischen der Rotordrehzahl (NR) und der Drehzahl der Arbeitsturbine (N2) wurde jedoch mehrfach als ein klares Indiz für einen „*power off*“-Zustand erwähnt. Eine weitere Möglichkeit, die einzeln angeführt wurde, besteht darin, *torque*-Werte unter einem bestimmten Schwellenwert als einen Indikator für *power off* zu verwenden, wobei hierbei die mässige Genauigkeit der Messsonden im Bereich tiefer *torque*-Werte als einschränkender Faktor dieser Methode angesehen wurde.

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.

Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls betrieb die Rega zwölf über die Schweiz verteilte Helikopterbasen, darunter eine auf dem Flugplatz Locarno im Tessin. Der Hauptsitz befindet sich am Flughafen Zürich.

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

Das Flugbetriebsunternehmen Schweizerische Luft-Ambulanz AG ist die Betreibergesellschaft der Luftfahrzeuge der Rega. Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls betrieb sie elf Helikopter vom Typ AgustaWestland AW109SP, sechs Helikopter vom Typ Eurocopter EC 145 sowie drei Ambulanzjets.

1.17.1.2 Verfahrensvorgaben

1.17.1.2.1 Allgemeines

Das Flugbetriebsunternehmen betreibt seine beiden Helikoptermuster AgustaWestland AW109SP und Eurocopter EC 145 nach den Vorgaben des Flugbetriebshandbuchs (*flight operation manual – FOM*). Zum Vorfallzeitpunkt war der Nachtrag Nr. 100 vom 22. Januar 2014 gültig. Die für den vorliegenden Fall relevanten Passagen daraus werden in den nachfolgenden Abschnitten beschrieben.

1.17.1.2.2 Aufgaben der Besatzungsmitglieder

Im Kapitel 3 „*Crew*“, Unterkapitel 3.2 „*Aufgaben*“, werden die Aufgaben der einzelnen Besatzungsmitglieder aufgelistet. Beim Piloten steht dort unter anderem:

„[...]“

- *sorgt für eine präzise und sichere Erfüllung des Einsatzes*
- [...]“
- *muss die Bedürfnisse der Crewmitglieder berücksichtigen, entscheidet aber letztinstanzlich*
- [...]“

Beim HCM finden sich unter anderem folgende Punkte:

„[...]“

- *erwirbt ein technisches Basisverständnis des entsprechenden Helikoptertypen bezüglich Anordnung von Systemen inkl. Emergency-Systemen*
- [...]“
- *macht den PIC auf Abweichungen von geplanten Parametern aufmerksam*
- [...]“
- *Unterstützt den Arzt bei med. Massnahmen und hilft Entscheidungen zu treffen“*

Beim Arzt steht unter anderem Folgendes:

„[...]“

- *Familiarisierung mit dem entsprechenden Helikoptertyp*
- [...]“

1.17.1.2.3 Kommunikation

Im Unterkapitel 3.3 „Kommunikation“ heisst es unter anderem:

„Innerhalb der Crew gilt es, miteinander den offenen, klaren Dialog zu pflegen.

In flugsicherheitsrelevanten Fragen und bei Problemlösungsprozessen sollten dabei die Grundsätze des CRM^[18] beachtet werden. Insbesondere soll mit ‚offenen Fragen‘ gearbeitet werden. Diese lassen im Gegensatz zu ‚geschlossenen‘ und Suggestivfragen eine effektive Lösungsfindung zu und dienen der Vermeidung von Missverständnissen.

Der Austausch von Informationen ist eine Hol- und Bringschuld für alle Besatzungsmitglieder.

[...]“

1.17.1.2.4 Verfahren bei Problemen oder Notsituationen

Im Kapitel 5 „Abnormale- und Notverfahren“ heisst es unter anderem:

„Bei Notverfahren ist eine gute Zusammenarbeit und gegenseitige Unterstützung Voraussetzung für einen reibungslosen Ablauf.

[...]“

Grundsätzlich gilt beim Auftreten von Pannen, Problemen oder Notsituationen für den PIC folgendes: [...] Der PIC identifiziert die Situation und kommuniziert diese

¹⁸ CRM: *crew resource management*. Aus der Erfahrung zahlreicher Unfälle, bei denen eine mangelhafte Zusammenarbeit im Cockpit ein kausaler Faktor war, wurde das CRM als Schulung für Flugbesatzungen entwickelt. CRM soll das Bewusstsein dafür schärfen, dass neben dem technischen Verständnis an Bord eines Luftfahrzeuges der zwischenmenschliche Bereich ein entscheidender Faktor für eine sichere Flugdurchführung ist.

inklusive der beabsichtigten Handlungen den anderen Besatzungsmitgliedern [...]“

1.17.1.2.5 Meldung von Unfällen und schweren Vorfällen

Im Kapitel 11 „*Handhabung, Meldung und Verhalten bei Vorfällen, Unfällen und Vorkommnissen*“ steht unter anderem das Folgende:

„Grundsätzlich dient die Meldung von sicherheitsrelevanten Vorfällen (occurrences) sowie von Unfällen im Flugbetrieb der Unfallverhütung.

[...]

Schwere Vorfälle und Unfälle, wie sie in diesem Kapitel beschrieben werden, sind zusätzlich zur internen Erfassung und Meldung sowohl dem BAZL als auch der SUST zu melden.

Die Weiterleitung von Vorfällen und Unfällen an die Behörden obliegt in der Regel (soweit in diesem Kapitel nicht anders beschrieben) GSQ [Leiter Sicherheit und Qualität] unter Beizug des FSO [flight safety officer].

[...]“

Im Unterkapitel 11.1 „*Definitionen*“ wird unter anderem festgehalten, welche Ereignisse als „Flugunfall“ und welche als „schwerer Vorfall“ einzustufen sind.

Bei „schwerer Vorfall“ wird eine Liste von Ereignissen aufgeführt, die weitgehend auf dem Anhang der massgebenden Verordnung (EU) Nr. 996/2010 beruht, jedoch u. a. den in dieser Liste enthaltenen Punkt des Kontrollverlustes nicht enthält.

Im Unterkapitel 11.2 werden die Vorfälle beschrieben, die dem BAZL gemeldet werden müssen. Dort findet sich unter anderem:

„Folgende Vorfälle im Zusammenhang mit dem Betrieb des Helikopters sind zu melden. [...]“

- *[...]*
- *Verlust der Kontrolle (auch teilweise oder vorübergehend), ungeachtet der Gründe.*
- *[...]*
- *Überschreiten der Drehzahl oder Fehlfunktion der Drehzahlregelung schnell drehender Komponenten (z. B. Rotor)*
- *[...]*
- *Schäden an einem lebenszeitbegrenzten Bauteil, die eine Ausserbetriebnahme des Teils vor Erreichen seiner vollen Lebensdauer zur Folge haben*
- *[...]“*

Im Unterkapitel 11.2 „*Meldung und Erfassung von Vorfällen*“ heisst es weiter:

„Bei Vorfällen im Flugbetrieb sind alle involvierten Personen [...] aufgefordert, diese zu melden. Dazu steht im Intranet das interne Meldesystem ‚Air Safety Report‘ (ASR) zur Verfügung. [...]“

Das Reporting-System wird sowohl zur Erfassung von Vorfällen und Unfällen (reaktiv) als auch zur Feststellung von Sicherheitsrisiken oder für Beiträge zur Erhöhung der Flugsicherheit („Safety Input“, proaktiv) genutzt.

Dieses Reporting-System wird nach folgenden Grundsätzen betrieben:

- *Probleme werden zum Zweck der Unfallverhütung offen gelegt*

- jeder soll vom anderen profitieren können (*shared experience*)

Ein ASR soll so schnell als machbar (innerhalb 24 Stunden) erfasst werden. Bei schweren Vorfällen, Unfällen oder rechtswidrigen Handlungen ist von allen Beteiligten unmittelbar nach dem Ereignis ein ASR zu erstellen.

Rega-intern ist es die Aufgabe des FSO, die ASR nach definierten Kriterien zu bearbeiten und auszuwerten. [...]"

Im Unterkapitel 11.3 „Notfallplan“ steht:

„[...] Tritt ein Unfall oder ein schwerer Vorfall eines oder mehrerer Luftfahrzeuge der Rega ein, so ist dies der HEZ [Helikopter-Einsatzzentrale] zu melden. Diese leitet die Meldung an die SUST weiter. [...]"

Neben einer telefonischen Meldung eines Vorfalls an die HEZ ist so schnell als praktikabel (innerhalb 24 Stunden) ein ASR zu verfassen. [...]"

1.17.2 AgustaWestland

Agusta war die Kurzbezeichnung für die im Jahr 1907 als Societa Costruzioni Aeronautiche Giovanni Agusta in Cascina Costa di Samarate (VA) in Italien vom Flugzeugpionier Giovanni Agusta gegründete Firma. Im Juli 2000 fusionierte Agusta mit der britischen Westland Helicopters zu AgustaWestland.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Angaben des Piloten

Der Pilot gab an, dass er ein vergleichbares Verhalten der AW109SP während eines steilen Sinkfluges mit rasch zunehmender Geschwindigkeit noch nie erlebt habe. Er habe noch nie zuvor die Erfahrung gemacht, dass der Pedalweg nicht ausreiche, um den Helikopter richtungsstabil zu halten.

Seit er Helikopter fliege, habe er versucht, die Konfiguration für einen optimalen Sinkflug im Sinne einer möglichst grossen Sinkrate zu finden. Er habe dabei die Erfahrung gemacht, dass dieses Optimum in einem Bereich zu liegen komme, wo eine Aufspaltung (*splitting*) der Anzeige zwischen der Rotordrehzahl (NR) und der Drehzahl der Arbeitsturbine (N2) erkennbar werde.

Weiter sagte der Pilot aus, während des gesamten Sinkfluges vor dem schweren Vorfall sei die angezeigte Geschwindigkeit auf dem Bildschirm im *speed tape* stets grün gewesen (vgl. Kapitel 1.6.3), d. h. die Geschwindigkeit habe gemäss dieser Darstellung stets unterhalb der zulässigen Höchstgeschwindigkeit v_{NE} gelegen.

1.18.2 Angaben des Herstellers

Dokumente des Herstellers der HB-ZRU zu Testflügen im Rahmen der Zertifizierung der AW109SP zeigen, dass in einem autorotativen Sinkflug mit einer Geschwindigkeit von bis zu 10 % über der zulässigen Höchstgeschwindigkeit v_{NE} (*power off*) eine Reserve im Pedalweg von immer mindestens 8 bis 10 % des gesamten Pedalweges verbleibt. Dies gilt bei geradem Flugweg ohne Querlage (*bank*) und Schieben (*side slip*).

Diese Dokumente zeigen auch, dass bei einem koordinierten Kurvenflug mit bis zu 30° Querlage in der Autorotation bei einer Geschwindigkeit im Bereich der zulässigen Höchstgeschwindigkeit v_{NE} (*power off*) ebenfalls eine Reserve im Pedalweg von immer mindestens 8 bis 10 % des gesamten Pedalweges verbleibt.

Nach Angaben des Cheftestpiloten wurde der Wert für die v_{NE} (*power off*) in erster Linie zur Reduzierung der Sinkrate in der Autorotation beim gegebenen Wert fest-

gelegt (vgl. Kapitel 1.6.2.2) und nicht aufgrund mangelnder Pedalreserve. Aus seiner Sicht stellt daher eine Überschreitung der v_{NE} (*power off*) um 10 bis 20 kt in Bezug auf die Kontrollierbarkeit des Helikopters keine besonders kritische Situation dar.

Allerdings unterstrich der Cheftestpilot den entscheidenden Einfluss von primär *bank* und sekundär *side slip* auf die verbleibende Pedalreserve, so dass bei Vorhandensein dieser Faktoren der Pedalweg für das Halten der Richtungskontrolle nicht mehr ausreichend sein kann. Um in einer solchen Situation die Richtungskontrolle zurückzugewinnen, genügt es nach Angabe des Cheftestpiloten, den *collective* leicht zu erhöhen.

Weiter vertrat der Hersteller im Rahmen der Untersuchung die Ansicht, dass die im vorliegenden Fall registrierte Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl mit einem maximalen Wert von 120 % die statische Festigkeit der dynamischen Komponenten des Rotors nicht bis zur Grenzlast überstiegen habe. Ungeachtet dessen ist der Hersteller der Meinung, dass nach einer erfolgten Grenzwertüberschreitung im Flug bei der nächsten Landung im *maintenance menu* die genauen Parameter der Überschreitung zu verifizieren seien (vgl. Kapitel 1.6.4).

1.18.3 Meldung des schweren Vorfalls

Der schwere Vorfall wurde dem BAZL am 23. Juni 2014, dem Folgetag des schweren Vorfalls, durch das Flugbetriebsunternehmen mittels ASR gemeldet. Eine Meldung an die SUST erfolgte vorerst nicht, da es sich nach Auffassung des Flugbetriebsunternehmens um keinen Flugunfall gehandelt habe, da das Luftfahrzeug nicht beschädigt und keine Personen verletzt worden seien.

Erst später, als klar wurde, dass gewisse Komponenten ausgebaut und kontrolliert werden müssen, und nachdem das BAZL das Flugbetriebsunternehmen darauf hingewiesen hatte, dass der Vorfall aus seiner Sicht der SUST gemeldet werden sollte, wurde die SUST am 7. Juli 2014 durch das Flugbetriebsunternehmen informiert.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Keine

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

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

Insbesondere kann eine Fehlfunktion am Heckrotor aufgrund der Tatsache, dass dieser nach dem schweren Vorfall wieder einwandfrei funktionierte und der Flugauftrag ohne weitere Zwischenfälle zu Ende geflogen werden konnte, ausgeschlossen werden.

Mit der in der HB-ZRU installierten Elektronik wurde dem Piloten je nach Flugzustand *power on* bzw. *OEI/power off* die jeweils gültige zulässige Höchstgeschwindigkeit (*never exceed speed* – v_{NE}) auf dem PFD im Cockpit rot dargestellt. Eine allfällige Überschreitung der zulässigen Höchstgeschwindigkeit v_{NE} (*power off*) hätte weder eine Warnung ausgelöst noch wäre sie im *exceedance log* aufgezeichnet worden.

Es gilt zu beachten, dass die EFIS- und die DAU-Daten nicht synchronisiert sind und die Synchronisation im vorliegenden Fall auf den Aussagen des Piloten und der möglichen Übereinstimmung der aufgezeichneten Parameter basiert. Die Genauigkeit der Synchronisation liegt im Bereich von Sekunden, was für die nun folgende detaillierte Analyse zu berücksichtigen ist.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Flugverlauf bis zum schweren Vorfall

Der Höhenunterschied zwischen dem Startplatz auf der Krete südöstlich des Gipfels des Gridone und dem Landeplatz bei Brissago beträgt rund 1900 m entsprechend rund 6200 ft, bei einer horizontalen Distanz von etwa 4700 m. Dies ergibt auf direktem Flugweg einen Winkel von knapp 40°.

Nach dem Start ab der Krete leitete der Pilot mit einem markanten „*nose down*“-Manöver den Sinkflug in Richtung Brissago ein. Kurzzeitig wurde dabei ein maximaler „*nose down*“-Wert von 49° erreicht. Dem Verlauf des Geländes folgend steuerte der Pilot den Helikopter in einen steilen Sinkflug mit rasch zunehmender Geschwindigkeit in mehr oder weniger direkter Linie in Richtung des Landeplatzes bei Brissago. Nach seiner Aussage suchte er das Optimum für den Sinkflug, d. h. er war bestrebt, den Höhenunterschied möglichst rasch und effizient abzubauen. Nach eigener Aussage hatte er die Erfahrung gemacht, dass dieses Optimum in einem Bereich liegt, wo ein *splitting* der Anzeige zwischen der Rotordrehzahl (NR) und der Drehzahl der Arbeitsturbine (N2) erkennbar wird, d.h. im Bereich des Übergangs von einem „*power on*“- zu einem „*power off*“-Flugzustand.

Die angezeigte Geschwindigkeit nahm kontinuierlich zu bis auf einen Wert von 138 KIAS; parallel dazu stieg die Sinkrate kontinuierlich und erreichte Extremwerte von über 5000 ft/min (vgl. Anlage 2). Gleichzeitig wurde die Stellung des *collective* sukzessive gesenkt, so dass die *torque*-Werte ebenfalls sukzessive abnahmen und schliesslich in einem Bereich nahe bei null lagen (vgl. Anlage 3).

Auch wenn technisch offenbar kein Industriestandard für *power on* und *power off* existiert (vgl. Kapitel 1.16.1), zeigen diese Werte eindeutig, dass der Helikopter mit einem zunehmend geringeren *power setting* geflogen wurde und nahe an einem autorotativen Zustand im Sinne des *Helicopter Flying Handbook* der FAA bzw. der Erklärungen verschiedener Helikopterhersteller war. Kurz vor der Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl waren die Bedingungen für das Umschalten der Darstellung auf dem PFD bzw. dem EDU 1 in den Zustand *power off* gemäss der in Kapitel 1.6.3 beschriebenen Logik als Folge der tiefen *torque*-Werte

gegeben, so dass zumindest rein technisch aufgrund der verwendeten Logik ein „power off“-Zustand vorlag. Ein *splitting* zwischen der Rotordrehzahl (NR) und den Drehzahlen der Arbeitsturbinen (N2), was ein eindeutiges Indiz für einen „power off“-Zustand wäre, kann den Daten in dieser Phase, d. h. vor der Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl, jedoch nicht entnommen werden.

Die angezeigte Geschwindigkeit lag zwischen 20:36:47 Uhr und 20:36:56 Uhr über der zulässigen Höchstgeschwindigkeit (*never exceed speed* – v_{NE}) für *power off* von 128 kt (vgl. Anlage 2). Die *torque*-Werte lagen zu jenem Zeitpunkt noch über der Marke von 2 %, die das Umschalten der Darstellung auf dem PFD bzw. dem EDU 1 in den „power off“-Modus auslöst. In dieser Phase befand sich der Helikopter somit rein technisch gesehen in einem „power on“-Zustand. Allerdings ist ein direkter zeitlicher Vergleich der EFIS- mit den DAU-Daten aufgrund der fehlenden Synchronisation mit Unsicherheiten behaftet. Dazu kommt, dass der Übergang in einen „power off“-Zustand ein aerodynamischer Vorgang ist und daher fließend und nicht digital erfolgt, wie es die Logik suggeriert.

Mit der gewählten Flugtaktik, bei hohen Fluggeschwindigkeiten im Bereich des Übergangs von einem „power on“- zu einem „power off“-Flugzustand abzusinken, vergab sich der Pilot Sicherheitsreserven, da sich der Helikopter nahe oder möglicherweise sogar ausserhalb der Flugbereichsgrenze (*flight envelope*) befand. Die Beobachtung des Piloten, die angezeigte Geschwindigkeit sei stets grün gewesen, deutet darauf hin, dass rein technisch wahrscheinlich keine Überschreitung der zulässigen Höchstgeschwindigkeit v_{NE} (*power off*) stattfand. In mechanischer Hinsicht führt diese Taktik zu einer erhöhten Beanspruchung, da sich der Freilauf zwischen Triebwerk und Rotor ständig aus- und wieder einkuppelt.

Die im Rahmen der Zertifizierung nachgewiesene Reserve im Pedalweg (vgl. Kapitel 1.18.2) legt nahe, dass selbst eine allfällige geringfügige Überschreitung der zulässigen Höchstgeschwindigkeit alleine in Bezug auf die Kontrollierbarkeit des Helikopters keine kritische Situation darstellt.

Dass im vorliegenden Fall dennoch das rechte Pedal während des Sinkfluges an den Anschlag kam und in der Folge die Nase des Helikopters nach links zu drehen begann, ist wahrscheinlich auf die vorhandene Querlage nach rechts und möglicherweise auf ein leichtes Schieben zurückzuführen, was im Gegensatz zu den koordinierten Kurvenflügen im Rahmen der Zertifizierung steht. Auch weicht die hier vorliegende Flugdynamik mit einer raschen Annäherung an den Übergang zwischen einem „power on“- und einem „power off“-Zustand wesentlich von den Flügen im Rahmen der Zertifizierung ab, bei denen der Helikopter kontrolliert und bewusst in einen autorotativen Zustand überführt wurde.

Auch das Erreichen des maximalen Ausschlages des rechten Pedals stellt grundsätzlich noch keine kritische Situation dar. Bereits ein leichtes Erhöhen des *collective* vergrößert den Widerstand der Hauptrotorblätter und somit das Drehmoment zwischen Triebwerken und Antriebsstrang, wodurch die Nase des Helikopters entgegen den Drehsinn des Hauptrotors, im vorliegenden Fall also um die Hochachse nach rechts aus Sicht des Piloten, dreht. Im Weiteren bringen die dadurch erhöhten *torque*-Werte den Helikopter wieder weiter weg von einem „power off“-Zustand.

In dieser Phase der sich abzeichnenden Kontrollschwierigkeiten um die Hochachse entschied sich der Pilot, das Drehen der Nase nach links mit mehr Querlage nach rechts zu kompensieren. Dadurch wurde die Problematik des fehlenden Pedalweges verschärft, da die Querlage erhöht wurde und der Helikopter gleichzeitig zu schieben begann (*side slip*), ohne dass diese Steuereingaben wesentlichen Einfluss auf die Geschwindigkeit oder die Sinkrate hatten. In der Folge wurde die Querlage nach rechts bis auf einen Wert von fast 80° erhöht, ohne dass der Helikopter aufgrund des schiebenden Flugzustandes nach rechts drehte. Diese Werte

sowie die Feststellungen des Piloten zeigen, dass der Pilot in dieser Phase die Kontrolle über den Helikopter verloren hatte, was in erster Linie Anlass für die vorliegende Untersuchung war.

Bis zu diesem Zeitpunkt hatte der Pilot den *collective* nach seiner Aussage nicht bewusst zu Hilfe genommen, was von den DAU-Werten bestätigt wird (vgl. Anlage 3). Der *collective* wurde sukzessive gesenkt und kurz vor dem Anstieg der Rotordrehzahl nochmals markant gesenkt. Dies verschärfte die Problematik zusätzlich. Die Angaben des Testpiloten des Herstellers belegen, dass in Situationen sich abzeichnender Schwierigkeiten der Richtungskontrolle mit einer Tendenz, nach links zu drehen, diese Kontrolle durch leichtes Erhöhen des *collective* sofort wiedererlangt werden kann.

Auch wenn eine Störung am Heckrotor vorgelegen hätte, was der Pilot zunächst vermutete, hätte aufgrund der beobachteten Drehung der Nase nach links (*left yaw*) gemäss RFM in jedem Fall der *collective* erhöht werden sollen, aus den gleichen Gründen wie oben dargelegt.

Schliesslich entschloss sich der Pilot, die Vorwärtsgeschwindigkeit durch Zurückziehen des *cyclic* zu reduzieren. Der dadurch provozierte *flare*¹⁹ führte aufgrund der aerodynamischen Kräfte zu einem massiven Anstieg der Rotordrehzahl und zu einer Erhöhung der vertikalen Beschleunigung, wie sie auch in den Daten registriert wurden. Der *flare* führte allerdings auch dazu, dass die Geschwindigkeit und die Sinkrate abnahmen.

Die Auswertung der Daten in Anlage 3 zeigt, dass der Pilot in dieser Phase den *collective* geringfügig erhöhte, was einerseits einen weiteren Anstieg der Rotordrehzahl verhinderte und andererseits zur Rückgewinnung der Kontrolle über die Fluglage (*recovery action*) wesentlich beitrug.

Insgesamt erscheint es nicht nachvollziehbar, den Helikopter derart nahe an der Grenze oder je nach Betrachtungsweise sogar ausserhalb der zertifizierten *flight envelope* und zudem nahe am Gelände zu fliegen. Dadurch wurden Sicherheitsreserven vergeben. Die Einnahme einer derart extremen Fluglage trug zur Entstehung des schweren Vorfalls bei, da dadurch die Voraussetzung möglicher Kontrollschwierigkeiten um die Hochachse geschaffen wurde. Die Aussagen des Piloten deuten darauf hin, dass ihm die Annäherung an die Grenze der *flight envelope* nicht bewusst war. Dies ist gerade mit Blick auf die dem Piloten übertragene Zusatzfunktion als Fluglehrer (vgl. Kapitel 1.5.1.3) bemerkenswert, die u. a. beinhaltet, das Flugverhalten des Helikopters im gesamten Bereich der *flight envelope* auf sichere Art und Weise zu vermitteln.

Durch die unzuweckmässige Steuereingabe zu Beginn der sich abzeichnenden Kontrollschwierigkeiten ging die Kontrolle über den Helikopter vorübergehend verloren. Bei der *recovery action* kam es aufgrund der Steuereingabe am *cyclic* zur massiven Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl.

2.2.2 Flugverlauf nach dem schweren Vorfall

Der Pilot hatte im Verlauf dieser Ereignisse nach eigenen Angaben auf dem EDU 1 einen maximalen Wert der Rotordrehzahl von 112 % wahrgenommen, zudem erklang die akustische Warnung für „rotor high“. Der Pilot war sich also bewusst, dass eine Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl stattgefunden hatte.

¹⁹ *Flare*: Durch Zurückziehen des *cyclic* wird der Helikopter stärker angestellt (*pitch up*), so dass die effektive Luftströmung durch den Rotor eine grössere Komponente von unten nach oben aufweist.

Angesichts dieser Tatsache erscheint es unverständlich, dass bei der anschliessenden Landung in Brissago, die knapp drei Minuten nach dem Zwischenfall erfolgte, das *maintenance menu* nicht geoffnet wurde, um den genauen Wert der *exceedance* auszulesen.

Da die Drehzahl der Triebwerke bei der Landung in Brissago nicht reduziert wurde, erschien die *exceedance*-Meldung auf dem EDU 2 nicht. Diese erschien erst später bei der Landung beim „Rifugio Al Legn“, als die Triebwerke in den Leerlauf genommen wurden. Der Pilot wusste aber auch ohne diese Meldung, dass eine *exceedance* stattgefunden hatte.

Der Entscheid, den Flugauftrag wie geplant weiterzufuhren, im Wissen, dass eine Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl stattgefunden hatte, aber ohne deren genauen Wert zu kennen, war nicht sicherheitsbewusst. Dadurch wurden unnötige Risiken in Kauf genommen, da Höhe und Dauer der Überschreitung und damit das Ausmass möglicher Beschädigungen am Helikopter unbekannt waren.

Der Pilot informierte zwar den Arzt über die von ihm festgestellte Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl mit einem Maximalwert von 112 %, aber der Arzt hatte wohl kaum das technische Hintergrundwissen, um diese Information einordnen zu können. Er war somit auf die Beurteilung des Piloten angewiesen und stellte dessen Entscheid, den Flug fortzufuhren, nicht in Frage.

ähnlich verhielt es sich mit dem HCM, den der Pilot später auch informierte. Der HCM verfügte als ausgebildeter Luftfahrzeugmechaniker auf dem Muster AW109SP sicher über das nötige Hintergrundwissen, um die möglichen Auswirkungen einer Rotordrehzahlberschreitung abschätzen zu können. Dass er dem Entscheid des Piloten, trotz dieser Vorkommnisse und ohne das *maintenance menu* geoffnet zu haben, den Flug wie geplant fortzufuhren, ebenfalls zustimmte, zeigt ein wenig kritisches Verhalten gegenüber dem Piloten. Hier scheint es, als wäre nicht nach den Vorgaben im FOM (vgl. Kapitel 1.17.1.2), die auf den anerkannten Grundsätzen des CRM basieren, vorgegangen worden. Da die Gespräche zwischen den verschiedenen Besatzungsmitgliedern nicht aufgezeichnet wurden, ist es jedoch nicht möglich, diese Aspekte genauer zu analysieren.

In Anbetracht der Tatsache, dass der Pilot im Flug bei einer Grenzwertüberschreitung akustisch und optisch gewarnt wird, erscheint es vertretbar, eine entsprechende *exceedance*-Meldung erst im *ground state* auszugeben (vgl. Kapitel 1.6.4). Allerdings hätte eine unmittelbar ausgegebene und bleibend dargestellte Meldung im vorliegenden Fall möglicherweise einen Beitrag zu einer kritischeren Einschätzung der Lage durch die anderen Besatzungsmitglieder leisten können.

2.2.3 Meldung des schweren Vorfalles

Nach der Landung in Locarno wurde das wahre Ausmass der Überschreitung erkannt und die HB-ZRU wurde aus dem Flugbetrieb genommen. Dieser Entscheid war richtig. Der Pilot informierte das Flugbetriebsunternehmen noch gleichentags über den Zwischenfall und verfasste entsprechende interne Notizen und einen internen Bericht (*air safety report* – ASR). Diese Abläufe entsprachen dem internen Meldewesen, wie es für diese Art von Zwischenfällen im FOM der Rega vorgesehen war.

Das Flugbetriebsunternehmen leitete am Tag nach dem schweren Vorfall die notwendigen Instandstellungsarbeiten zur Wiederherstellung der Lufttugigkeit der HB-ZRU in die Wege und sicherte sämtliche vorhandenen Daten. Auch wurde eine Meldung des Zwischenfalls an das BAZL im Sinne einer *technical occurrence* gemacht. Dabei wurde dem vorübergehenden Kontrollverlust, der aus den Berichten des Piloten erkennbar war, offenbar zu wenig Bedeutung beigemessen, denn dies

hätte die Einstufung des Zwischenfalls als „schweren Vorfall“ und somit eine Meldung an die SUST bedingt. Nach Angaben der Rega stützte man sich bezüglich der Meldung auf die Angaben im FOM. Diese waren aber im Vergleich zu den gesetzlichen Grundlagen falsch oder zumindest unvollständig. Die notwendigen Arbeiten gemäss Inspektionsplan vom 25. Juni 2014 (vgl. Kapitel 1.3) wären zudem im Nachhinein ein Hinweis gewesen, dass es sich aufgrund der Beschädigungen ebenfalls um einen „schweren Vorfall“, wenn nicht gar um einen „Unfall“ im Sinne der international gültigen Definitionen handelte.

Eine Meldung des Zwischenfalls an die SUST erfolgte erst rund zwei Wochen nach dem schweren Vorfall, nachdem das BAZL das Flugbetriebsunternehmen darauf hingewiesen hatte, dass seiner Meinung nach der Zwischenfall auch an die SUST gemeldet werden sollte. Diese Einschätzung des BAZL war richtig. Es hätte jedoch nichts dagegen gesprochen, die ursprüngliche Meldung des Zwischenfalls direkt und verzugslos an die SUST weiterzuleiten und so eine unmittelbare Aufnahme der Untersuchungshandlungen zu ermöglichen. Einer raschen Meldung fällt bei der Sicherstellung vergänglicher Daten und Informationen eine zentrale Bedeutung zu, da ansonsten entscheidende Grundlagen für die Untersuchung verloren gehen können.

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 Zeitpunkt des schweren Vorfalls innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (*rotorcraft flight manual* – RFM) zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel, die den schweren Vorfall hätten verursachen oder beeinflussen können.

3.1.2 Pilot

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten während des Vorfallfluges vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Im Rahmen einer Suchaktion nach einer vermissten Person wurden in einer ersten Phase Mitglieder der Rettungskolonne für die terrestrische Suche ins betroffene Gebiet geflogen.
- Nach einem ersten Flug von Brissago zum Absetzpunkt südöstlich des Gipfels des Gridone hob der Pilot kurz nach 20:36 Uhr allein an Bord wieder ab, um weitere Personen in Brissago aufzunehmen.
- Mit einem markanten „nose down“-Manöver liess der Pilot den Helikopter in einen steilen Sinkflug mit rasch zunehmender Geschwindigkeit übergehen und sank dem Gelände folgend in einer Rechtskurve in Richtung Brissago ab.
- Während dieser Rechtskurve bemerkte der Pilot, dass die Sinkrate etwas hoch war und der rechte Fuss gegen den Anschlag kam.
- Die Vorwärtsgeschwindigkeit und die Sinkrate nahmen kontinuierlich zu.
- Das Steuer für die kollektive Blattverstellung (*collective*) wurde sukzessive gesenkt und die *torque*-Werte der beiden Triebwerke nahmen sukzessive ab.
- Die Nase des Helikopters begann nach links um die Hochachse zu drehen, worauf der Pilot versuchte, diese Drehung mit Hilfe des rechten Pedals zu stoppen.
- Dabei stellte er fest, dass das rechte Pedal bereits am Anschlag war.
- Etwa 15 s vor der Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl wurden eine maximale Vorwärtsgeschwindigkeit von 138 KIAS und eine maximale Sinkrate von 5600 ft/min registriert.
- In der Folge versuchte der Pilot, mittels mehr Querlage nach rechts die Drehung nach rechts zu unterstützen.
- Der Helikopter nahm dabei eine maximale Querlage von 78° nach rechts ein.
- Der Pilot zog das Steuer für die zyklische Blattverstellung (*cyclic*) nach hinten.

- Der Helikopter machte eine bruske Rechtskurve unter einem erhöhten Lastvielfachen von 2.2 g.
- Die maximal zulässige Rotordrehzahl wurde überschritten und erreichte einen maximalen Wert von 120 %.
- Unmittelbar vor dem Anstieg der Rotordrehzahl wurde der *collective* noch mehr gesenkt.
- Der Pilot nahm die akustische Warnung für eine hohe Rotordrehzahl wahr und las auf der Anzeige für die Rotordrehzahl einen Wert von 112 % ab. Um einen weiteren Anstieg der Rotordrehzahl zu verhindern, erhöhte er sofort den *collective*.
- Im Anschluss an diese Ereignisse hatte der Pilot den Helikopter wieder unter Kontrolle und sämtliche Steuer waren uneingeschränkt funktionstüchtig.
- Der Pilot entschied sich, den Flugauftrag wie geplant weiterzuführen, ohne im *maintenance menu* das genaue Ausmass der Überschreitung auszulesen.
- Die beiden anderen Besatzungsmitglieder akzeptierten den Entscheid des Piloten, den Flugauftrag wie geplant weiterzuführen.

3.1.4 Betriebliche Aspekte

- Das RFM des Helikopters gibt bis 6000 ft Dichtehöhe eine zulässige Höchstgeschwindigkeit (*never exceed speed – V_{NE}*) von 155 KIAS bei *power on* und eine solche von 128 KIAS bei *power off* vor.
- Es gibt offenbar keinen Industriestandard für die technische Definition der Bereiche *power on* und *power off* bei Helikoptern.
- Der Hersteller des Helikopters verwendet für die Darstellung des Zustands *power off* auf dem PFD bzw. dem EDU 1 eine Logik, die nur auf Flug- und Triebwerkparametern beruht und zum Zeitpunkt der Überschreitung der maximal zulässigen Rotordrehzahl erfüllt war.
- Das RFM des Helikopters gibt bei einem unkontrollierten Drehen der Nase des Helikopters nach links (*left yaw*) vor, den *collective* zu erhöhen.

3.1.5 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den Verlauf des schweren Vorfalls.

3.2 Ursachen

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass während eines steilen Sinkfluges mit rasch zunehmender Geschwindigkeit in einer Rechtskurve der Pedalweg für die Richtungskontrolle um die Hochachse nicht mehr ausreichte, was in Kombination mit einer unzuweckmässigen Steuerkorrektur dazu führte, dass die Kontrolle über den Helikopter vorübergehend verloren ging. In der Folge wurde die maximal zulässige Rotordrehzahl überschritten.

Zum schweren Vorfall beigetragen hat die Tatsache, dass der Helikopter nahe oder möglicherweise ausserhalb der zertifizierten Flugbereichsgrenze (*flight envelope*) geflogen wurde.

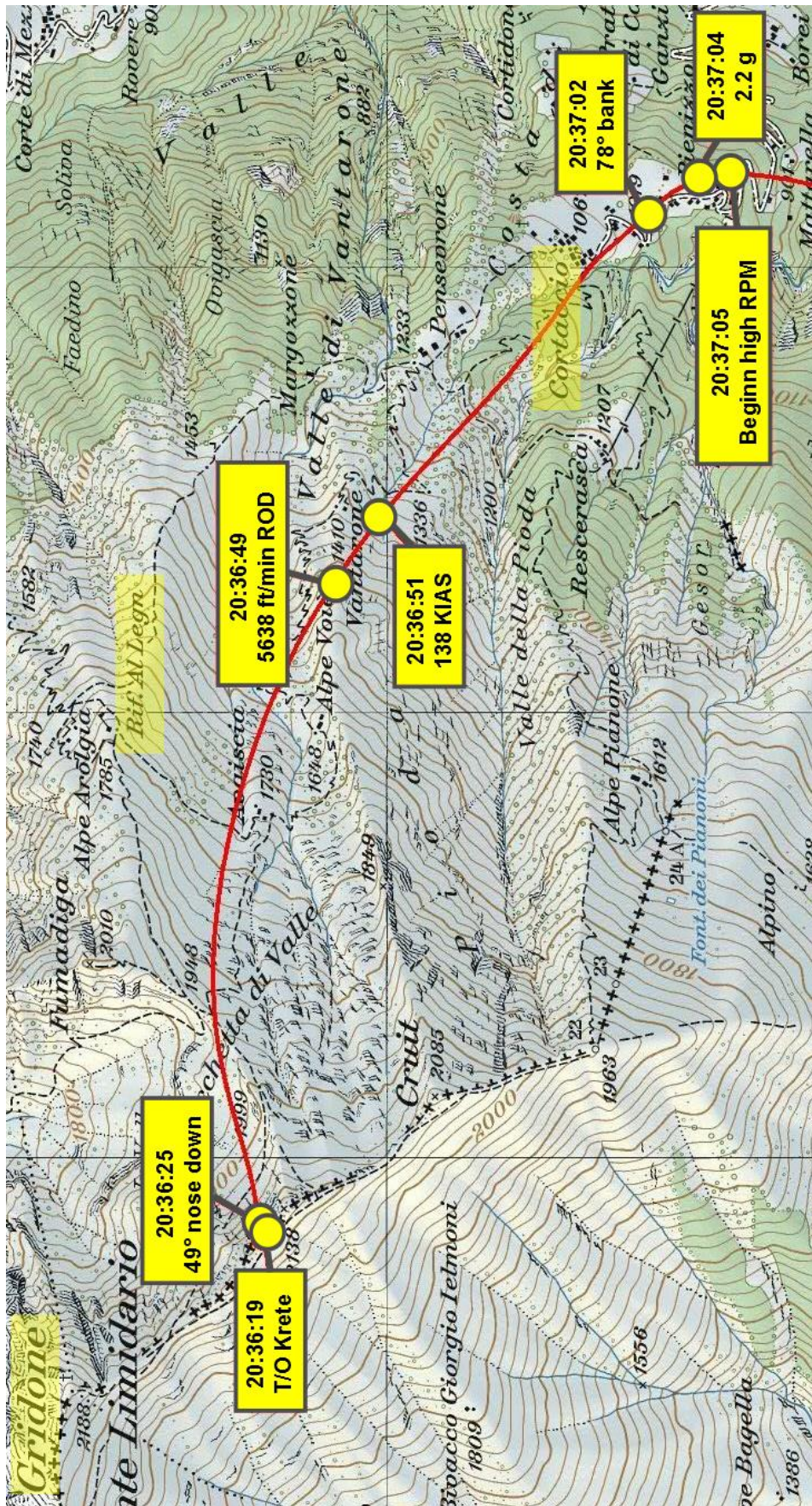
- 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen**
- 4.1 Sicherheitsempfehlungen**
Keine
- 4.2 Sicherheitshinweise**
Keine
- 4.3 Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen**
Keine

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

Bern, 8. Juni 2017

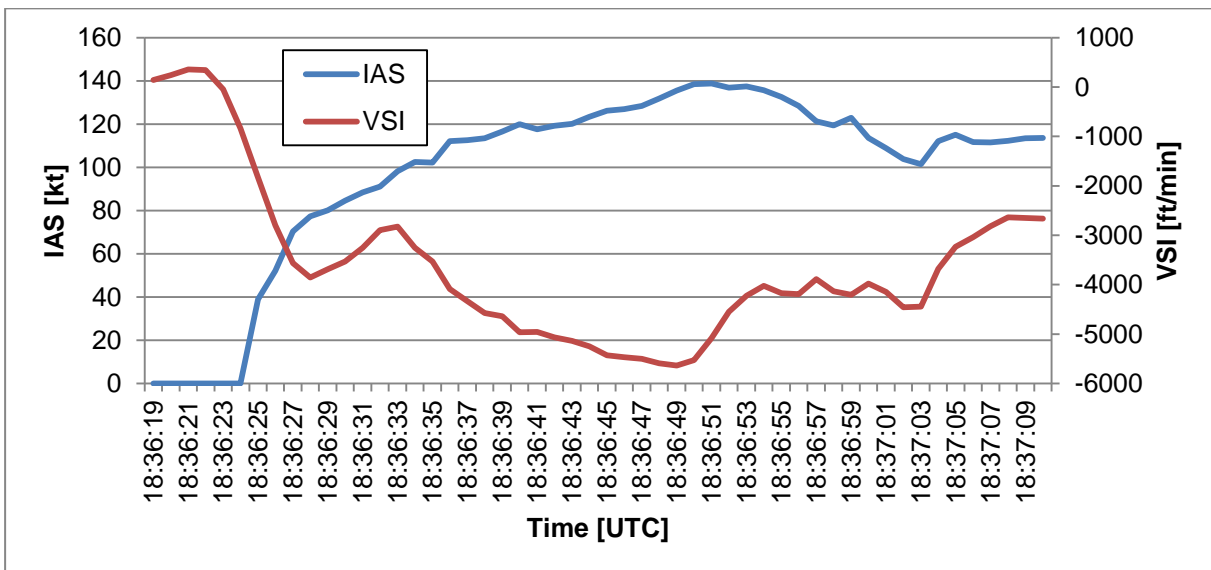
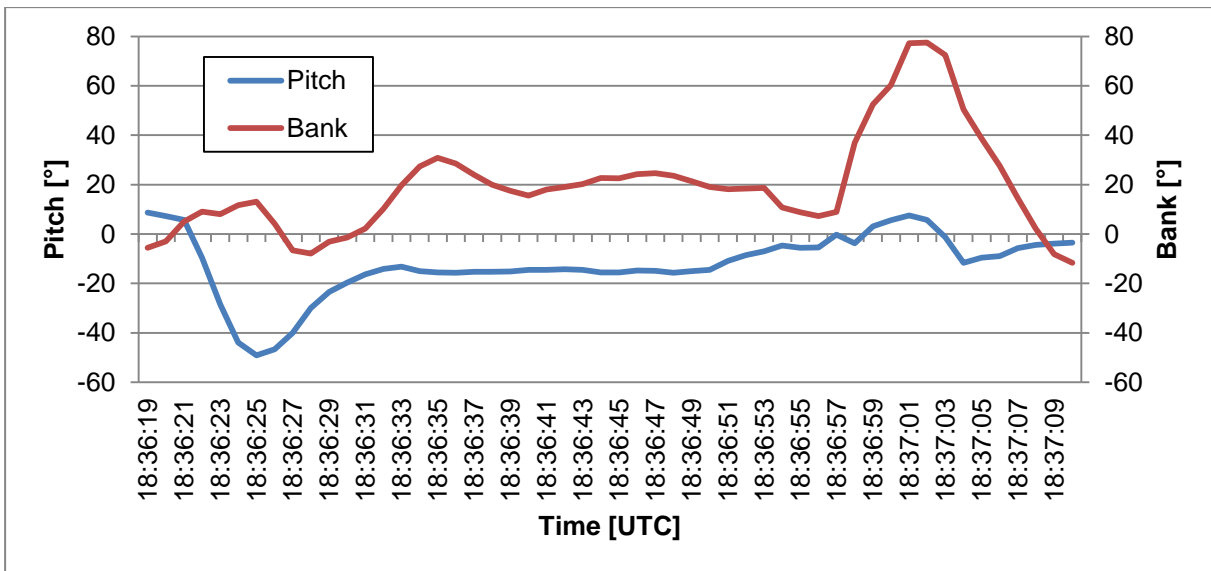
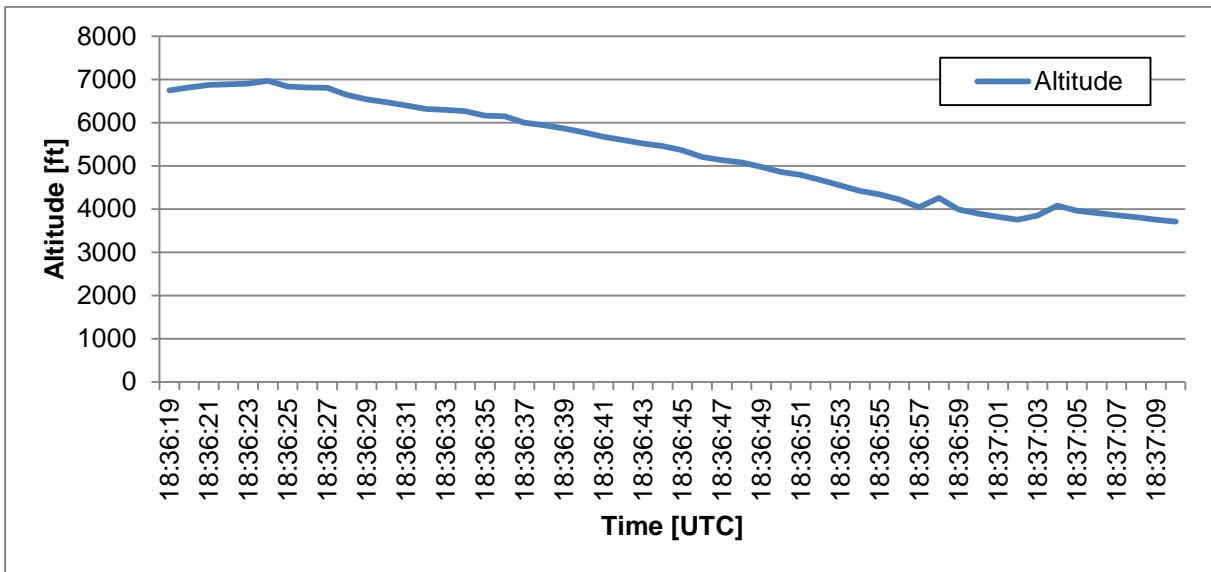
Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

Anlage 1: Übersicht des Flugweges mit ausgewählten Ereignissen

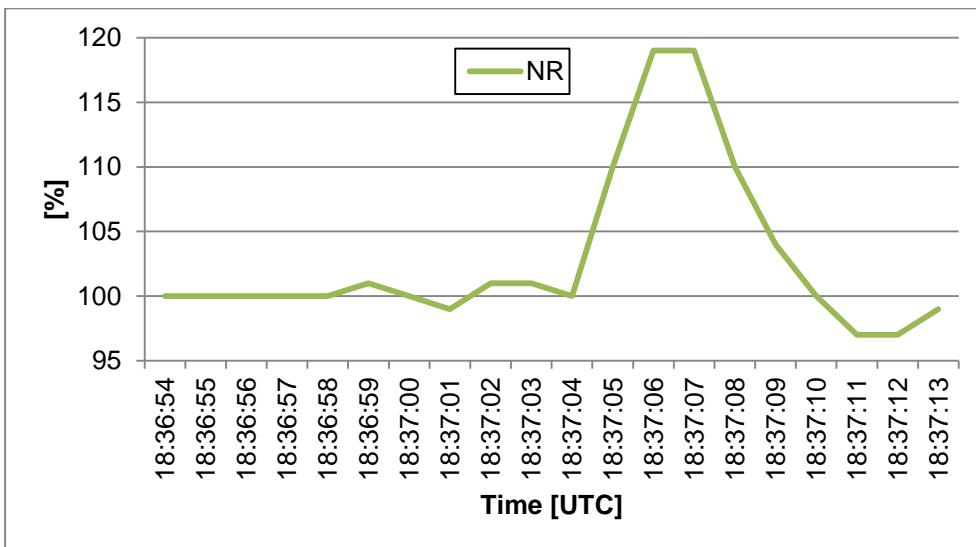
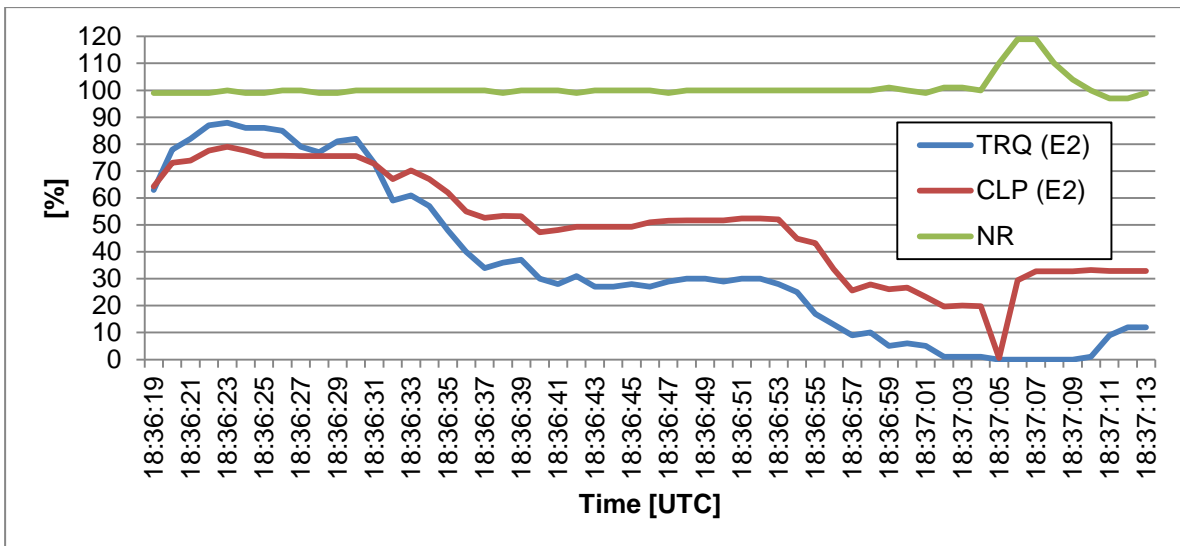
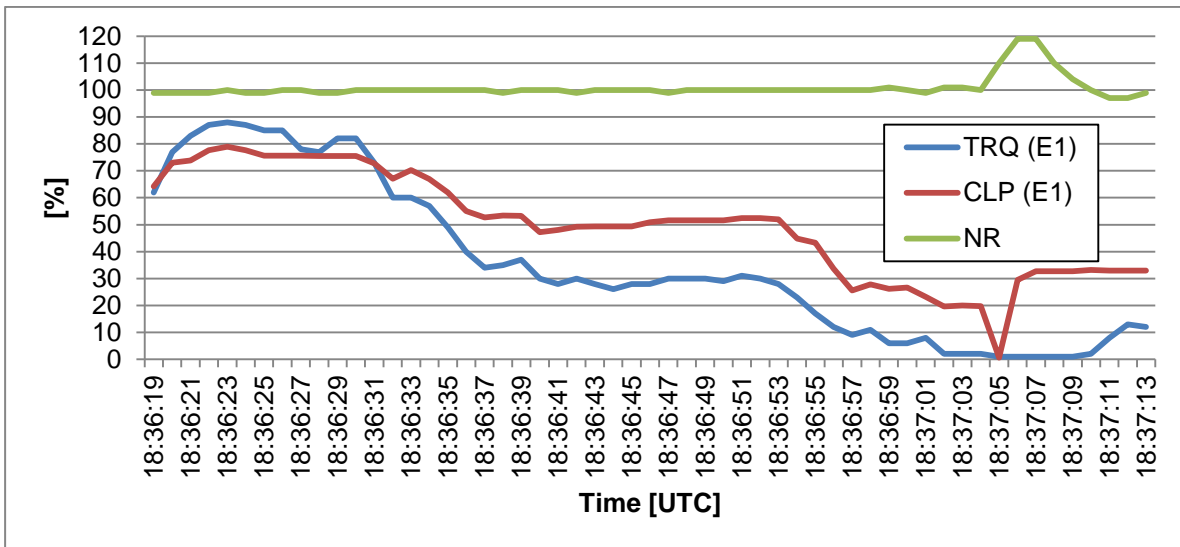


Bemerkungen: Zeitstempel in Lokalzeit

Anlage 2: Auszug der EFIS-Daten (grafisch)



Anlage 3: Auszug der DAU-Daten (grafisch)



Bemerkungen: Die Zeiten in UTC wurden durch Abgleich mit den EFIS-Daten bestimmt. Die Genauigkeit des Abgleichs liegt im Bereich von Sekunden.