



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle SUST
Service d'enquête suisse sur les accidents SESA
Servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni SISI
Swiss Accident Investigation Board SAIB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2122 der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Helikopters
Agusta A109K2, HB-XWJ

vom 23. Juni 2008

Helikopterlandeplatz auf dem Dach des
Spitals Samedan/GR

Cause

L'accident est dû à une mise en résonance de la plateforme durant l'atterrissage de l'hélicoptère. La construction de la plateforme n'était pas appropriée.

Une déficience du système de pilotage automatique pourrait avoir contribué à l'accident.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

Gemäss Art. 3.1 der 10. Ausgabe des Anhanges 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 Vorfalles die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

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 im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung	7
Untersuchung	7
Kurzdarstellung.....	7
Ursache	8
Sicherheitsempfehlungen	8
1 Sachverhalt	9
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	9
1.1.1 Allgemeines	9
1.1.2 Vorgeschichte	9
1.1.3 Flugverlauf.....	9
1.1.4 Unfallort.....	11
1.2 Personenschäden.....	11
1.2.1 Insassen.....	11
1.2.2 Staatsangehörigkeit der Insassen des Luftfahrzeuges	11
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	11
1.4 Drittschaden.....	12
1.5 Angaben zu Personen.....	12
1.5.1 Pilot.....	12
1.5.1.1 Flugerfahrung auf Helikopter	12
1.5.1.2 Besatzungszeiten.....	12
1.5.2 Rettungsflughelfer	13
1.5.3 Arzt	13
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	13
1.6.1 Allgemeine Angaben	13
1.6.2 Unterhalt	15
1.6.3 Zulassungsgrundlage des Helikopters A109K2	15
1.6.4 FAR Part 27.241 Ground resonance	15
1.6.5 Autopilot-System.....	16
1.6.5.1 Beschreibung.....	16
1.6.5.2 System Safety Analysis des Autopilot-Systems	16
1.6.5.3 Ergebnisse der Flugversuche.....	17
1.6.6 Grundbemerkungen zu Resonanzen am Helikopter System.....	17
1.6.7 Angaben des Herstellers zu den Eigenfrequenzen des Helikopters A109K2	18
1.7 Meteorologische Angaben	18
1.7.1 Allgemeines	18
1.7.2 Allgemeine Lage	18
1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort	19
1.7.4 Wetter in Samedan gemäss Synop-Meldung von 18:00 UTC.....	19
1.7.5 Flugwetterwarnung.....	19
1.7.6 Angaben zum Wind gemäss Augenzeugenberichten	19
1.7.7 Angaben zu den meteorologischen Verhältnissen an der Unfallstelle	19
1.8 Navigationshilfen	20
1.9 Kommunikation	20
1.10 Angaben zum Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Spitals Samedan	20
1.10.1 Allgemeines	20
1.10.2 Anzahl Landungen von A109K2 auf dem Spital Samedan	20
1.10.3 Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Spitals Samedan	20

1.10.3.1	Allgemeine Beschreibung.....	20
1.10.3.2	Konzept	20
1.10.3.3	Auslegung und Berechnungsgrundlagen	21
1.10.3.4	Unterhalt.....	21
1.10.3.5	Bewilligungen	21
1.10.3.6	Nachweis der Strukturfestigkeit nach ICAO.....	21
1.11	Flugschreiber	22
1.11.1	Flugdatenaufzeichnungsgerät	22
1.11.1.1	Zustand	22
1.11.1.2	Ergebnisse der Auswertung	22
1.11.2	Cockpit Voice Recorder.....	22
1.11.3	Weitere Aufzeichnungsgeräte	22
1.12	Angaben über die Unfallstelle und das Wrack	23
1.12.1	Unfallstelle	23
1.12.2	Angaben zum Wrack.....	23
1.12.2.1	Feststellungen am Helikopter an der Unfallstelle.....	23
1.12.2.2	Feststellungen am Autopiloten im eingebauten Zustand.....	24
1.12.2.3	Feststellungen am Fahrwerk.....	25
1.12.2.4	Feststellungen an der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes nach der Bergung	25
1.13	Medizinische und pathologische Feststellungen	27
1.14	Feuer	27
1.15	Überlebensaspekte.....	27
1.15.1	Allgemeines	27
1.15.2	Notsender	27
1.15.3	Rettungs- und Feuerwehrdienste.....	27
1.16	Versuche und Forschungsergebnisse.....	27
1.16.1	Allgemeines.....	27
1.16.2	Technische Untersuchungen	28
1.16.2.1	Röntgen-Untersuchungen an den vier Schwenkdämpfern.....	28
1.16.2.2	Untersuchungen der vier Schwenkdämpfer.....	29
1.16.2.3	Untersuchungen des Hydrauliköls der vier Schwenkdämpfer	30
1.16.2.4	Spurenkundliche Untersuchungen im Rotorbereich	31
1.16.2.5	Materialuntersuchung der vier Flat Hinge Pins vom Rotorkopf	31
1.16.2.6	Bruchflächenuntersuchung des Flat Hinge Pins	31
1.16.2.7	Untersuchung der drei übrigen Flat Hinge Pins	31
1.16.2.8	Röntgen-Untersuchungen an den drei linear actuator autopilot	31
1.16.2.9	Untersuchung der drei Autopilot-Actuator beim Hersteller	32
1.16.3	Unterhalt der Autopilot-Actuator	34
1.16.4	Untersuchungen der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan	35
1.16.4.1	Untersuchung des Schwingungsverhaltens.....	35
1.16.4.2	Überprüfung der Strukturfestigkeit nach den Normen der ICAO	35
1.16.4.3	Vergleichende Untersuchungen	35
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	36
1.17.1	Flugbetriebsunternehmen	36
1.18	Zusätzliche Angaben	36
1.18.1	Vorfall vom 8. Oktober 2009	36
1.18.2	Orientierungen an die REGA Piloten betreffend Bedienung des Autopiloten	37
1.18.2.1	Technical Note REGA vom 11. Januar 2002.....	37
1.18.2.2	Operational Instruction REGA vom 20. August 2003	37
1.18.3	Administratives Vorgehen in den Nachbarländern für die Zulassung von Helikopterlandeplätzen auf Spitälern	38
1.18.3.1	Frankreich	38
1.18.3.2	Deutschland.....	38
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken.....	38

2	Analyse.....	39
2.1	Technische Aspekte	39
2.1.1	Heliplattform des Helikopterlandeplatzes.....	39
2.1.2	Autopilot.....	39
2.2	Betriebliche Aspekte.....	39
2.2.1	Abbruch der Landung	39
2.3	Zusammenfassung	40
3	Schlussfolgerungen	41
3.1	Befunde	41
3.1.1	Technische Aspekte.....	41
3.1.2	Besatzung.....	41
3.1.3	Flugverlauf.....	42
3.1.4	Rahmenbedingungen.....	42
3.2	Ursache.....	42
4	Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen... 43	
4.1	Sicherheitsempfehlungen	43
4.1.1	Sicherheitsdefizit	43
4.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 440.....	44
	Anlagen	45
	Anlage 1: Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Spitals Samedan	45

Schlussbericht

Zusammenfassung

Eigentümer	Schweiz. Luft-Ambulanz AG, Postfach 1414, 8058 Flughafen Zürich
Halter	Schweiz. Luft-Ambulanz AG, Postfach 1414, 8058 Flughafen Zürich
Luftfahrzeugmuster	Helikopter Agusta A109K2
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragszeichen	HB-XWJ
Ort	Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Spitals Samedan, Gemeinde Samedan/GR
Datum und Zeit	23. Juni 2008, ca. 20:00 Uhr

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am 23. Juni 2008 um ca. 20:00 Uhr. Die Meldung traf um 20:15 Uhr ein. Die Untersuchung wurde am gleichen Tag durch das Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Graubünden eröffnet.

Kurzdarstellung

Am 23. Juni 2008 um 19:58 Uhr startete der Pilot mit dem Helikopter Agusta A109K2, mit dem Eintragszeichen HB-XWJ, in Begleitung von zwei weiteren Besatzungsmitgliedern, eines Rettungssanitäters und einem Notarzt, auf dem Flugplatz Samedan in Richtung Helikopterlandeplatz des Spitals Samedan. Der Pilot flog den Landeplatz mit einem Anflugwinkel von 4 bis 5° an, baute die Geschwindigkeit kontinuierlich ab und setzte dann um ca. 20:00 Uhr zur Landung an.

Beim Aufsetzen spürte der Pilot eine leichte Bodenresonanz. Gemäss seinen Aussagen entschied er sich, den „collective“-Hebel bestimmt, jedoch nicht brüsk, vollständig nach unten zu bewegen. Unverzüglich danach begann sich die Resonanz-Bewegung aufzuschaukeln und wurde immer stärker. Mit Mühe konnte der Pilot beide Leistungshebel, welche sich in der Mitte der Cockpitdecke über dem Piloten befinden, ergreifen und zurückziehen, um so die Triebwerke abzustellen.

Nach dem Aussteigen stellten der Pilot und die beiden weiteren Besatzungsmitglieder einen grossen Schaden am Helikopter und Schäden an der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes fest. Augenfällig waren ein zerstörtes Rotorblatt sowie das stark beschädigte Fahrwerk. Der Helikopter befand sich am äusseren Rand der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes und das Heck ragte ca. 1 m über die Gebäudefassade hinaus. Die Gitterroste der Heliplattform waren im Bereich der Landezone teilweise aus ihren Befestigungen herausgelöst und verschoben.

Der Pilot und die Insassen blieben unverletzt.

Ursache

Der Unfall ist auf eine Bodenresonanz bei der Landung des Helikopters auf der Heliplattform eines Helikopterlandeplatzes zurückzuführen, weil deren Konstruktion nicht fachgerecht ausgelegt worden war.

Der mangelhafte technische Zustand des Autopilot-Systems könnte zum Unfall beigetragen haben.

Sicherheitsempfehlungen

Im Rahmen der Untersuchung wurde eine Sicherheitsempfehlung ausgesprochen.

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der ICAO richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, welche darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl ist 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 Untersuchung von Flugunfällen und schweren Vorfällen (VFU) bezüglich der Umsetzung folgende Regelung vor:

„Art. 32 Sicherheitsempfehlungen

¹ Das UVEK richtet, gestützt auf die Sicherheitsempfehlungen in den Berichten der SUST sowie in den ausländischen Berichten, Umsetzungsaufträge oder Empfehlungen an das BAZL.

² Das BAZL informiert das UVEK periodisch über die Umsetzung der erteilten Aufträge oder Empfehlungen.

³ Das UVEK informiert die SUST mindestens zweimal jährlich über den Stand der Umsetzung beim BAZL.“

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen eines im Luftfahrzeug mitgeführten Datenaufzeichnungsgerätes (*health and usage monitoring system* – HUMS) sowie die Angaben eines Augenzeugen, des Piloten und den zwei weiteren Besatzungsmitgliedern des Flugbetriebsunternehmens verwendet.

Es handelte sich um einen gewerbsmässigen Flug, der nach Sichtflugregeln durchgeführt wurde.

1.1.2 Vorgeschichte

Die Einsatzbasis Engadin der Schweiz. Luft-Ambulanz AG erhielt am 23. Juni 2008 den Auftrag, einen Patienten vom Spital Samedan Oberengadin nach Chur zu überfliegen. Der Zeitpunkt der Patientenaufnahme war zwischen der Einsatzzentrale der REGA und dem Spital auf ca. 20:00 Uhr vereinbart worden.

Im Oberengadin herrschte zu diesem Zeitpunkt schönes und warmes Sommerwetter mit guter Sicht. Es herrschte ein konstanter Wind mit 10 bis 15 kt aus süd-südwestlicher Richtung (Malojawind).

Seit 2001 erfolgten die Helikopterlandungen für medizinische Transporte zum und vom Spital Oberengadin Samedan auf einer Heliplattform beim Helikopterlandeplatz, deren Abmessungen 9 x 9 m betragen. Die Heliplattform befand sich auf dem Dach des achtstöckigen Spitals. Nordwestlich des Helikopterlandeplatzes war ein Windsack auf dem Dach des Liftturms aufgestellt.

1.1.3 Flugverlauf

Um 19:58 Uhr startete der Pilot mit dem Helikopter in Begleitung von zwei weiteren Besatzungsmitgliedern, eines Rettungssanitäters und einer Ärztin, auf dem Flugplatz Samedan in Richtung Helikopterlandeplatz des Spitals Samedan. Er leitete nach dem Kontrollturm eine Linkskurve ein, folgte der Piste 03 und drehte nach etwa 1,5 km nach Nordosten, um in einer weiten Linkskurve den Helikopterlandeplatz des Spitals Samedan aus Richtung Nord zu erreichen. Der Pilot flog den Landeplatz mit einem Anflugwinkel von 4 bis 5° an, baute die Geschwindigkeit kontinuierlich ab und setzte dann um ca. 20:00 Uhr zur Landung an.

Der Pilot führte die Landung auf der Heliplattform mit Unterstützung des Stabilisierungssystems (*automatic flight control system* – AFCS) durch.

Die Radbremsen waren bereits vor dem Start blockiert worden. Gemäss den Aussagen des Piloten berührte der Helikopter die Heliplattform zuerst mit dem linken und fast gleichzeitig mit dem rechten Hauptfahrwerk. Er liess dann das Bugfahrwerk auf die Heliplattform nieder. In diesem Moment spürte er eine leichte Bodenresonanz. Gemäss seinen Aussagen entschied er sich, den „collective“-Hebel bestimmt, jedoch nicht brüsk, vollständig nach unten zu bewegen, um den Auftrieb der Rotorblätter abzubauen.

Unverzüglich danach begann sich die Resonanz-Bewegung aufzuschaukeln und wurde immer stärker. Die Bewegung erfolgte gleichzeitig um die Hochachse (*yaw*) und um die Längsachse (*roll*). Mit Mühe konnte der Pilot beide Leistungshebel, welche sich in der Mitte der Cockpitdecke über dem Piloten befinden, ergreifen und zurückziehen, um so die Triebwerke abzustellen. Dann ergriff er wieder den „collective“. Während der ganzen Phase nach dem Aufsetzen hielt er mit der rechten Hand den „cyclic“ (Steuerknüppel).

Von der Ärztin auf dem hinteren Sitz, welche eine Einsatzerfahrung von mindestens 100 Einsätzen auf dem Helikopter A109K2 aufwies, wurde die Phase des Unfallgeschehens wie folgt geschildert:

„(...) Ich fühlte, dass die beiden Räder des Hauptfahrwerkes eines nach dem andern aufsetzten. So habe ich es als normal eingeschätzt. Normalerweise ist es anschliessend ruhig und das Triebwerk wird abgestellt. In diesem Fall haben aber kurz nach dem ersten Aufsetzen der Räder ein ungewohntes Geräusch und eine ungewohnte Bewegung begonnen. Das Geräusch war sehr laut und mit einer kontinuierlichen Frequenz. Es wurde immer lauter und der Helikopter begann um die Längsachse zu schaukeln. Ich sah die beiden Crewmembers [Pilot und Rettungssanitäter, Anmerkung UL] hin und her schaukeln. Anschliessend begann der Helikopter praktisch zu hopsen (tanzen). Nach einer gewissen Zeit konnte dann der Pilot langsam die Arme heben und die Triebwerke ausschalten.“

Im Weiteren machte die Ärztin zur Landephase und den Wahrnehmungen nach dem Aufsetzen folgende Aussagen:

„(...) Nach meiner Meinung hat er zuerst links und dann rechts aufgesetzt. Das Geräusch beim ersten Kontakt war lauter als normal aber ich fühlte den Kontakt mit der Plattform überhaupt nicht als ungewöhnlich oder hart. Das Geräusch war kurz eher dumpf (Bumm). Erst danach begannen die Vibration und der Lärm wie oben beschrieben. Nachdem das Triebwerk ausgeschaltet war sind wir sofort ausgestiegen. Dabei stand der Rotor still. Der Rotor stand aus meiner Sicht schneller still als normal.“

Die Aussagen des Rettungssanitäters decken sich mit denen der Ärztin.

Nach dem Aussteigen stellten der Pilot und die beiden weiteren Besatzungsmitglieder einen grossen Schaden am Helikopter und Schäden an der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes fest. Augenfällig waren ein zerstörtes Rotorblatt sowie das stark beschädigte Fahrwerk. Die beiden Hauptfahrwerke waren eingeknickt. Der Helikopter befand sich am äusseren Rand des Landeplatzes und das Heck ragte ca. 1 m über die Gebäudefassade hinaus. Die Gitterroste der Heliplattform waren im Bereich der Landezone teilweise aus ihren Befestigungen herausgelöst und verschoben.



Bild 1: Der beschädigte Helikopter ragt über die Heliplattform und die Gebäudefassade hinaus.

Ein Augenzeuge (Helikoptermechaniker) beobachtete den Landeanflug und die anschliessende Landung aus etwa 150 m Entfernung vor seinem Haus. Er beobachtete, wie der Pilot den Helikopter vor der Landung normal abbremste und vertikal auf die Plattform, zuerst mit dem Hauptfahrwerk und anschliessend mit dem Bugfahrwerk, fein absetzte. Als alle drei Räder Bodenkontakt hatten, stellte er fest, wie der Helikopter sehr schnell und lateral zu schwingen begann. Die laterale Schwingung war sehr stark und verstärkte sich, bis das Hauptfahrwerk einbrach. Zu diesem Zeitpunkt hörte der Augenzeuge, wie der Pilot beide Triebwerke gleichzeitig abstellte und es einen lauten Knall gab. Dabei stellte er auch fest, wie ein dunkler Gegenstand mit hoher Geschwindigkeit in seine Richtung geflogen kam. Er hörte ein Zischen, als der Gegenstand vorbei flog. Dieser Gegenstand war ein Schwenkdämpfer des Unfallhelikopters. Der Schwenkdämpfer konnte noch am Unfalltag im Dachstock seines Hauses aufgefunden werden.

Die Kantonspolizei Graubünden sowie die Feuerwehr trafen um ca. 20:20 Uhr am Unfallort ein.

1.1.4 Unfallort

Unfallort	Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Spitals Samedan, Gemeinde Samedan/GR, 5 km nordöstlich von St. Moritz
Datum und Zeit	23. Juni 2008 um 20:00 Uhr
Beleuchtungsverhältnisse	Tag, gute Sicht
Koordinaten	787 131 / 157 231 (swiss grid 1903) N 46° 32' 23" 73/ E 009° 52' 24" 66 (WGS 84)
Höhe	1708 m/M 5604 ft AMSL
Endlage des Wracks	Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Spitals Samedan
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1257, St. Moritz, Massstab 1:25 000

1.2 Personenschäden

1.2.1 Insassen

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	3	0	3	Nicht zutreffend
Gesamthaft	3	0	3	0

1.2.2 Staatsangehörigkeit der Insassen des Luftfahrzeuges

Die Besatzung setzte sich aus zwei Schweizer Staatsbürgern und einer Deutschen Staatsbürgerin zusammen.

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde schwer beschädigt.

1.4 Drittschaden

Durch das ausgeflossene Kerosin und den beschädigten Gitterrosten der Heliplattform entstand grosser Schaden am Gebäude. Zudem wurde das Dach eines etwa 150 m entfernten Gebäudes beschädigt.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Pilot

Person Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1966

Lizenz Ausweis für Berufspiloten auf Helikopter CPL (H) ICAO, erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 25. Juni 1990, ersetzt am 10. März 2007 durch die CPL(H) JAR.

Ausweis für Berufspiloten auf Flugzeug CPL(A) ICAO, erstmals ausgestellt durch das BAZL am 16. April 1991.

Berechtigungen (H) A109 gültig bis am 30. Oktober 2008 und gültige Berechtigungen auf AS332/EC225MP, AS332/EC225, AS350, Bell206, Bell407, SA316/319/315, SA318/SE313.

Fluglehrer-Berechtigung (FI/H), gültig bis am 22. April 2011.

Language Proficiency Level 4 in englischer und deutscher Sprache, gültig bis am 5. Dezember 2010.

Nachtflug NIT (H).

Medizinisches Tauglichkeitszeugnis Klasse 1, ohne Einschränkungen, gültig vom 16. Januar 2008 bis am 16. Februar 2009.

Letzte fliegerärztliche Untersuchung 16. Januar 2008.

1.5.1.1 Flugerfahrung auf Helikopter

Gesamthaft 7499 h

Auf dem Unfallmuster 1172 h

Während der letzten 90 Tage 66 h

Davon auf dem Unfallmuster 12 h

Landungen Total 42 730

Davon auf dem Unfallmuster 9326

1.5.1.2 Besatzungszeiten

Flugdienstzeiten in den 48 Stunden vor dem Unfall 21. und 22. Juni 2008 frei

Flugdienstzeit zum Zeitpunkt des Unfalls am 23. Juni 2008 Von 08:00 Uhr bis 18:30 Uhr Bereitschaftsdienst, ab 18:30 Uhr Pikettendienst

- 1.5.2 Rettungsflughelfer
Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1955, keine fliegerischen Ausweise.
- 1.5.3 Arzt
Deutsche Staatsbürgerin, Jahrgang 1965, keine fliegerischen Ausweise.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1	Allgemeine Angaben	
	Eintragungszeichen	HB-XWJ
	Luftfahrzeugmuster	Helikopter Agusta A109K2
	Charakteristik	Zweimotoriger Mehrzweckhelikopter mit fixem Radfahrwerk
	Hersteller	Agusta S.p.A Samarate, Cascina Costa (VA), Italien
	Baujahr	1994
	Werknummer	10010
	Eigentümer	Schweiz. Luft-Ambulanz AG, Postfach 1414, 8058 Flughafen Zürich
	Halter	Schweiz. Luft-Ambulanz AG, Postfach 1414, 8058 Flughafen Zürich
	Triebwerk	Hersteller: Turboméca, 64511 Bordes, France Typ: Arriel 1K1 Leistung: ISA sea level One engine inoperative (OEI) 2.5 Min. 575 kW / 771 shp All engines operative (AEO) take-off 550 kW / 738 shp
	Hauptrotor/Heckrotor	Hauptrotor mit 4 Blättern, linksdrehend - Heckrotor mit 2 Blättern
	Fahrwerk	Radfahrwerk in Bugradanordnung, nicht einziehbar mit Einsinkschutz. Hydraulische Radbremse.
	Ausrüstung	Hydromechanische Flugsteuerung. Digitaler Autopilot Sextant AFCS 95, Rettungswinde, GPS, <i>health and usage monitoring system</i> (HUMS), <i>moving terrain</i> Anzeige-System, Kollisionswarnsystem <i>Floice</i> .
	Betriebsstunden Zelle	Totalstunden seit Herstellung: 3212:48 h Seit letzter 300 h Kontrolle: 204:48 h Seit letzter 100 h Kontrolle: 94:51 h
	Betriebsstunden Triebwerk 1 (li) Nr. 16033	Totalstunden seit Herstellung: 3212:48 h seit letztem Einbau: 204:48 h

	seit letzter Instandhaltung:	204:48 h
	seit der letzten periodischen Kontrolle:	94:51 h
	Total cycles:	15376
Betriebsstunden Triebwerk 2 (re) Nr. 16011	Totalstunden seit Herstellung:	3578:48 h
	seit letztem Einbau:	204:48 h
	seit letzter Instandhaltung:	204:48 h
	seit der letzten periodischen Kontrolle:	94:51 h
	Total cycles:	17104
Anzahl Landungen		23 284
Maximale Abflugmasse (MTOM)		2850 kg
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Helikopters betrug beim Start 2758 kg; zum Unfallzeitpunkt betrug die Masse ca. 2748 kg.	
	Der Schwerpunkt lag bei einem Arm von 3388 mm. Zulassungsbereich bei diesem Gewicht 3320 – 3460 mm.	
	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeughandbuch (<i>rotorcraft flight manual</i> – RFM) zulässigen Grenzen.	
Technische Einschränkungen	Keine, insbesondere sind aus den Unterlagen keine Einschränkungen für die Landung auf der Plattform Spital Same-dan ersichtlich.	
Zugelassene Treibstoffqualität	Flugpetrol Jet A1	
Treibstoffvorrat	Der Tankinhalt betrug ca. 290 kg	
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 17. April 2007 / Nr. 2, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister.	
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 17. April 2007, gültig bis auf Widerruf.	
Lufttüchtigkeits-Folgezeugnis	Datum der Ausstellung: 7. Februar 2008	
	Datum des Ablaufs der Gültigkeit: 27. Februar 2009.	
Zulassungsbereich	Gewerbsmässig	
Kategorie	VFR bei Tag	
	VFR bei Nacht (eingeschränkt gemäss FOM)	
	Abflüge mit Helikoptern bei Boden- und Hochnebel	

1.6.2 Unterhalt

Der Unterhalt wurde durch den Unterhaltsbetrieb der *Swiss Air Ambulance Ltd.* durchgeführt.

Die letzten geplanten Unterhaltsarbeiten an Zelle und Triebwerk waren je eine 100 h Kontrolle. Diese wurden am 28. April 2008 bei 3117:57 h durchgeführt (Soll 3100 h mit einer Toleranz von +/- 10 h). Die Überschreitung der tolerierten Flugstundenzahl von 7:57 h war am 25. Februar 2008 intern bewilligt worden.

Gemäss den *Aircraft* und *Engine Maintenance Programmen AMP* für den Agusta A109K2 beträgt die Toleranz für die 100 h Kontrolle +/- 10 h. In der *maintenance organisation exposition* – MOE wird eine Verlängerung dieses Intervalls von +10 h auf +20 h als Ausnahme deklariert. Die zuständige Stelle für die Bewilligung einer Verlängerung von 10 auf 20 Stunden war der *continuing airworthiness manager* – CAM.

Bei der Durchsicht der Technischen Akten des Helikopters HB-XWJ wurde festgestellt, dass die REGA die Toleranz des Kontrollintervalls für beide an der HB-XWJ im Jahre 2008 anfallenden 100 h Kontrollen auf +20 h erhöht hatte.

1.6.3 Zulassungsgrundlage des Helikopters A109K2

Das Baumuster Agusta A109K2 erhielt seine Zulassung in der Normal-Kategorie für Helikopter von der Amerikanischen Aufsichtsbehörde (*Federal Aviation Administration* – FAA) gemäss *Federal Aviation Regulations* (FAR) Part 27 am 15. Januar 1993.

Alle Agusta A109K2 wurden vom Hersteller ohne Autopilot-System ausgeliefert. Die Entwicklung des AFDS 95-1 erfolgte durch die Firma Sextant. Die Zulassung durch die FAA mündete in die Ausstellung des ergänzenden Baumusterzeugnisses (*supplemental type certificate* – STC) SR09075RC am 16. Oktober 1996:

„*Description of type design change:*

Installation of Sextant AFDS 95 autopilot system for IFR operations in accordance with REGA Master Drawing List TP876/1996, Revision B, dated March 26, 1996, or later FAA approved revision.“

Aufgrund des Verzichts seitens des Flugbetriebsunternehmens auf die IFR Tauglichkeit des Helikopters, wurden entsprechende Anpassungen der Installation notwendig. Am 16. Januar 1998 visierte das BAZL den „*Appendix REGA VFR Installation Sextant AFDS 95-1 System*“.

Der Einbau der Ausrüstung erfolgte bei der REGA.

1.6.4 FAR Part 27.241 Ground resonance

In den Bauvorschriften FAR Part 27 wird zum Thema Bodenresonanz folgendes festgehalten:

„*The rotorcraft may have no dangerous tendency to oscillate on the ground with the rotor turning.*“

1.6.5 Autopilot-System

1.6.5.1 Beschreibung

“The helicopter was equipped with a digital, simplex four axes Automatic Flight Director System (SEXTANT AFDS 95-1) installed by REGA.

The SEXTANT AFDS 95-1 is a modular system and mainly consists of:

- *An Automatic Flight Control System (AFCS)*
- *A Coupled Flight Director System (CFD)*

AFCS and CFD sub-systems may work independently (decoupled) or may be connected together (coupled). When the two sub-systems are coupled, the system allows the automatic piloting of the helicopter on the four axes. When they are decoupled, the AFCS is able to ensure the automatic control of the roll, pitch and yaw axes, while the CFD sub-system operating alone allows the flight in manual piloting by using displayed information on the ADI horizon.

Control actuation is done by electromechanical series and trims actuators for each of the pitch, roll and yaw axis while the collective uses only one trim motor. The system interfaces with the primary ADI's (stand-by horizon is backup) and with the EHSI. The system also integrates elements of the avionics.

The AFCS basic system provides stability augmentation (SAS) for the pitch, roll and yaw axis plus Attitude hold. Heading hold is active up to 40 kt and sideslip control is active above 40 kt. Heading hold is also active during CLB mode operation and during the lower portion of APP mode (below 200 ft AGL). Additional functions include automatic trim for the cyclic and yaw axis, fly-through control, force trim release system and basic system functional surveillances.

The AFCS is also provided with a monitor safety function (AFSC MTR) for the pitch axis. Additionally there is a AFCS and CFD automatic preflight test required.”

1.6.5.2 System Safety Analysis des Autopilot-Systems

Im Herstelldokument *“REGA A109K2 Helicopter, Automatic Flight Director System – AFDS 95-1, Safety analysis for IFR certification”* wird folgendes festgehalten:

“Serial actuator oscillations:

The serial actuator oscillation may mainly occur in the following case:

- *Loss of the serial actuator feedback 1 signal.*

In this case of failure, the helicopter evolution is less significant than the one due to a hardover.

The loss of the feedback 1 information induces only the loss of the serial actuator control loopback. Consequently, the heading hold and the stabilization are done with a serial actuator which oscillates quickly between its stops.

The failure is classified as Minor.”

1.6.5.3 Ergebnisse der Flugversuche

Im Rahmen der Zulassung des Baumusters A109K2 führte der Hersteller Flugversuche durch, welche das Verhalten des Helikopters bezüglich Bodenresonanz beurteilten. Die Resultate wurden in einem zusammenfassenden Flugversuchsbericht festgehalten. Die Versuche wurden mit der ersten A109K2 (S/N 10001) im Jahre 1991 ohne eingebauten Autopiloten durchgeführt.

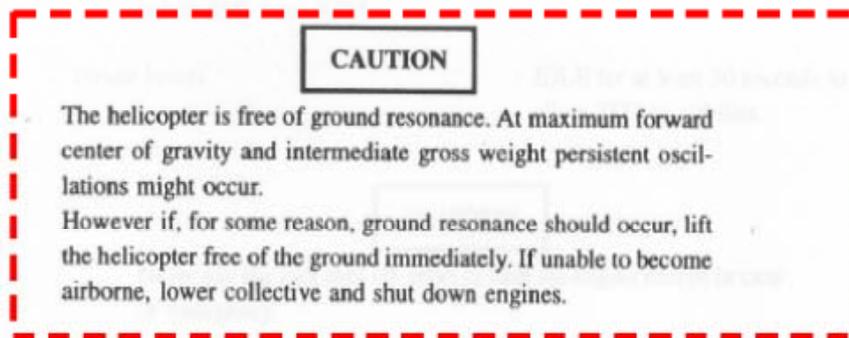
Zusammenfassend wurde folgendes festgestellt (Übersetzung aus dem Englischen):

„Der Helikopter ist frei von Bodenresonanz. Bei maximaler vorderer Schwerpunktlage und einer Masse von 2720 kg können andauernde Schwingungen auftreten. Sollten Bodenresonanzen aus irgendwelchen Gründen auftreten, soll der Helikopter sofort vom Boden abgehoben werden. Falls es unmöglich ist zu starten, ist der Kollektiv zu senken und die Triebwerke sind abzustellen.“

Der Hersteller des Helikopters gab nach dem Unfall folgende Stellungnahme ab:

“The helicopter A109K2 is certified for no sensitivity to the ground resonance (rule FAR 27.241) through experimental test.

According to the above the A109K2 RFM furthermore reports the following “CAUTION”:



No accidents due to ground resonance phenomena are recorded on A109K2 fleet in service and during the helicopter development phase.”

Dieser Vermerk „CAUTION“ war bereits seit 1994 im RFM.

1.6.6 Grundbemerkungen zu Resonanzen am Helikopter System

Bei allen schwenkweichen Rotoren kann durch Koppelung mit der Zelldynamik eine Instabilität bzw. Resonanz am Boden respektive in der Luft auftreten.

Beim drehenden Rotor kann sein Massenschwerpunkt auf Grund der Blattbewegungen ausserhalb der Rotationsachse liegen. Durch dieses Auswandern des Massenschwerpunktes aus der Rotationsachse des Rotors entstehen Unwuchtkräfte, welche über die Rotorgelenke auf die Helikopterzelle übertragen werden. Diese wird dadurch zum Schwingen angeregt.

Während des Fluges, d.h. ohne Bodenkontakt, hat die daraus resultierende Resonanz keine weiteren Auswirkungen, wenn man von den üblichen Bewegungen und Vibrationen des Helikopters absieht. Am Boden hingegen werden die Schwingungen der Zelle auf das Fahrwerk übertragen. Das Fahrwerk muss diese Kräfte aufnehmen und ableiten. Die Konstruktion des Fahrwerkes, bestehend aus Stossdämpfern, Federbeinen und Rädern, bewirkt ein Zurückfedern und ein Dämpfen. Wenn eine regressive Schwenkfrequenz mit einer Zelleigenfrequenz zusammen fällt, kann dies zu instabilen Rotorblatt-Zellen-Schwingungen führen.

Bei gewissen Frequenzen beziehungsweise Rotordrehzahlen kann sich der Helikopter aufschaukeln. Wenn die Energie der Schwingungen zu gross wird, kann dies zur Desintegration des Helikopters führen.

Die aeromechanische Stabilität des Systems Helikopter hängt entscheidend von der Blattschwenk-, der Zellen-, der Fahrwerksdämpfung und den Eigenschaften des Landeplatzes ab.

Die Vermeidung einer Bodenresonanz ist mithin eine wichtige Aufgabe bestimmter Zellenkomponenten. Um das Auswandern des Schwerpunktes zu vermindern, wird einerseits die Schlag- und Schwenkbewegung der Rotorblätter gedämpft und begrenzt. Andererseits ist die Konstruktion der Gas-Flüssigkeits-Stossdämpfer der Fahrwerke auf einen bestimmten Unterschied zwischen Ein- und Ausfedern, das heisst z.B. auf ein rasches Ein- und ein langsames Ausfedern, eingestellt, so dass die Schwingungsenergie von diesen aufgenommen wird. Damit wird die Neigung zur Bodenresonanz vermindert.

1.6.7 Angaben des Herstellers zu den Eigenfrequenzen des Helikopters A109K2

Der Hersteller gab zu den Eigenfrequenzen des Helikopters A109K2 folgende Erläuterungen ab:

“For what concerns the dynamics of the helicopter on the ground, the most relevant natural frequencies of the system are those related to the models of the entire helicopter resting on the ground on its landing gear. In this respect, the helicopter fuselage can be considered as a rigid body mass, because its first elastic modes, having a higher frequency, tend to be decoupled.

Considering therefore the aircraft on the ground as a rigid body with elastic restraints (represented by the dynamic characteristics of the landing gear) to the ground, it will have six degrees of freedom and six natural frequencies, corresponding to the various modes of the aircraft (fore/aft, lateral, vertical pitch, roll and yaw). The main rotor is normally considered as a concentrated mass for the evaluation of the airframe frequencies.

For the A109K2 helicopter, the lowest frequency modes are the lateral and longitudinal ones. The natural frequency of these modes are typically in the range from 1-2 Hz to 2-2.5 Hz depending on the aircraft weight. The longitudinal mode is also affected by the parking brake effect: releasing the brake reduce the natural frequency (neglecting friction effects into the wheel/axle system the limit tends to zero frequency). The yaw and vertical modes have higher frequency, in the range from 3-3.5 to 4-5.5 Hz, but these modes play a small effect into the ground resonance phenomenon since they involve small displacements of the rotor hub center into the rotor disk plane. The next modes are the pitch and roll mode which have higher frequency, in the range from 5-6 Hz to 6.5-8 Hz depending on aircraft weight and also on pitch and roll mass moments of inertia.”

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.7.2 bis 1.7.5 wurden von MeteoSchweiz geliefert. Die Angaben in den Kap. 1.7.6 bis 1.7.7 stammen von Augenzeugenberichten.

1.7.2 Allgemeine Lage

Die Druckverteilung über Mitteleuropa ist zurzeit flach, nördlich der Schweiz liegt eine Luftmassengrenze. Mit westlichen bis südwestlichen Höhenwinden fliesst weiterhin sehr warme, aber instabil geschichtete Luft in die Schweiz. Die Neigung zu Schauern oder Gewitter bleibt deshalb erhöht.

1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Die folgenden Angaben zum Wetter zum Unfallzeitpunkt am Unfallort basieren auf einer räumlichen und zeitlichen Interpolation der Beobachtungen verschiedener Wetterstationen.

Wolken	2/8 um 13 000 ft AMSL
Sicht	Um 30 km
Wind	Südsüdwestwind um 10 kt, Windspitzen bis 18 kt
Temperatur/Taupunkt	18 °C / 08 °C
Luftdruck	QNH LSZH 1017 hPa, LSZA 1017 hPa
Sonnenstand	Azimut 293°, Höhe 11°
Gefahren	Lokal schwache Turbulenzen nicht ausgeschlossen

1.7.4 Wetter in Samedan gemäss Synop-Meldung von 18:00 UTC

Höhe	1708 m/M (5603 ft AMSL)
Wind (kt)	210/10
Wolken	2/8 8000 ft AGL (13 603 ft AMSL)
Sicht	30 km
Temperatur/Taupunkt	18 °C / 08 °C

1.7.5 Flugwetterwarnung

Zur Unfallzeit war folgendes AIRMET aktiv:

LSAS AIRMET 1 VALID 231630/231930 LSZH-

LSAS Switzerland FIR/UIR ISOL TS OBS E PART OF ALPS MOV E WKN=

Im Klartext bedeutet dies:

LSAS AIRMET 1, gültig am 23. des Monates von 16:30 bis 19:30 UTC *Switzerland Flight Information Region and Upper Information Region: Isolated thunderstorms observed and forecast in the eastern parts of the Alps, moving eastwards and weakening.*

Am Unfalltag wurde kein SIGMET ausgegeben.

1.7.6 Angaben zum Wind gemäss Augenzeugenberichten

Unbeteiligte Auskunftsperson:

„Der Windsack (Spitaldach) war zwischen 45 und 90 Grad gestreckt. Der Wind kam aus Richtung Celerina. So wie ich es beurteile war der Wind laminar.“

Pilot:

„Es handelte sich um einen Wind aus ca. SW (Malojawind), welcher zwischen 10 und 15 Knoten lag. Dies ist für die Tageszeit eher stark.“

1.7.7 Angaben zu den meteorologischen Verhältnissen an der Unfallstelle

Anhand von Fotos, welche kurze Zeit nach dem Unfall aufgenommen wurden, konnten die von Augenzeugen angegebene Windsackstellung von 45° bis gestreckt und die Windrichtung aus Südwest bis Südsüdwest sowie die von Meteo-Schweiz gelieferten meteorologischen Angaben nachvollzogen werden.

1.8 Navigationshilfen

Für die Landung auf der Heliplattform des Spitals Samedan standen keine Navigationshilfen zur Verfügung.

1.9 Kommunikation

Nicht betroffen.

1.10 Angaben zum Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Spitals Samedan**1.10.1 Allgemeines**

In der Schweiz standen im Jahr 2007 für den Transport von und zu den Spitälern die folgenden Typen und Anzahl Helikopterlandeplätze zur Verfügung:

Podest auf Dach	34
auf Dach ohne Podest	29
am Boden, auf Niveau Erdgeschoss	103
Total	166

1.10.2 Anzahl Landungen von A109K2 auf dem Spital Samedan

Jahr	Jan. - Apr.	Mai - Okt.	Nov. - Dez.
2003	111	117	27
2004	92	95	23
2005	101	109	21
2006	120	112	28
2007	114	132	32
2008*)	103	19	-

*) Im Jahr 2008 wurde der Zeitraum vom 1. Januar bis 20. Juli 2008 berücksichtigt.

1.10.3 Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Spitals Samedan

Die Anlage 1 zeigt die Ansicht des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan.

1.10.3.1 Allgemeine Beschreibung

Die Heliplattform des Helikopterlandeplatzes auf dem Dach des Spitals Samedan besteht im Wesentlichen aus einer Rahmenkonstruktion, den auf den Rahmen montierten Querträgern und den darüber verlegten Gitterrosten. Sämtliche Elemente bestehen aus feuerverzinktem Stahl. Die Stahlträger sind untereinander verschraubt. Die verlegten Gitterroste sind mit Klammern auf den Querträgern gegen ein Abheben gesichert.

1.10.3.2 Konzept

Das Konzept der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes wurde von einem Architekturbüro in Anlehnung an den bestehenden Helikopterlandeplatz eines Zürcher Spitals ausgearbeitet. Die Heliplattform Samedan wurde im Jahr 2001 in Betrieb genommen.

1.10.3.3 Auslegung und Berechnungsgrundlagen

Die Heliplattform wurde für Helikopter mit einer höchstzulässigen Masse von 4,5 t ausgelegt, wobei angenommen wurde, dass die Heliplattform durch drei identische Punktlasten von 1,5 t beansprucht wird und die Distanz zwischen zwei Lastpunkten rund 2 m beträgt. Gemäss den Angaben des verantwortlichen Ingenieurbüros sei die Berechnung entsprechend den SIA Normen Nr. 160 „Einwirkungen auf Tragwerke“ und Nr. 161 „Stahlbauten“ durchgeführt worden; dabei sei ein Lastfaktor von 1,75 beachtet worden. Überprüft wurden die elastischen Deformationen des Tragwerkes.

Dynamische Beanspruchungen wurden bei den Berechnungen nicht berücksichtigt.

1.10.3.4 Unterhalt

Weisungen über regelmässige Inspektionen und Unterhaltsarbeiten der Heliplattform existierten nicht. Die Verantwortlichen des Technischen Dienstes des Spitals Samedan haben bei der Befragung erwähnt, dass sie festgestellt hätten, dass sich im Laufe der Zeit ein Teil der Klammern, mit welchen die Gitterroste auf den Querträgern gesichert waren, gelöst hätten. In der Folge mussten die Klemmschrauben neu festgezogen werden.

1.10.3.5 Bewilligungen

Gemäss Angaben des BAZL galten zum Unfallzeitpunkt solche Landestellen bei Spitälern als Aussenlandestellen für Flüge zur Hilfeleistung. Sie konnten ohne Bewilligung des Bundesamtes angelegt und benützt werden.

Das BAZL kann gemäss Art. 56 der Verordnung über die Infrastruktur der Luftfahrt (VIL) allerdings Richtlinien für den Bau und die Benützung solcher Landestellen erlassen. Solche Richtlinien wurden erstmals im Jahre 1987 veröffentlicht. Inzwischen entsprechen sie allerdings nicht mehr dem Stand der Technik und der heutigen Art des Betriebes.

Im Rahmen der JAR-OPS 3 sind heute für die *Helicopter Emergency Medical Services* Zielvorgaben verfügbar, die das Konzept der Landestellen aus betrieblicher Sicht umschreiben und die baulichen Zielvorgaben des Anhangs 14 der ICAO ergänzen.

Deshalb hat das BAZL die Richtlinien aus dem Jahr 1987 zurückgezogen.

International sind für Auslegung, Dimensionierung, Herstellung und Betrieb von Helikopterlandeplätzen die beiden Publikationen der ICAO Anhang 14 Volume II und das *Heliport Manual* massgebend.

1.10.3.6 Nachweis der Strukturfestigkeit nach ICAO

Gemäss dem *Heliport Manual* werden die Helikopterlandeplätze in Kategorien eingeteilt:

Landeplätze der Kategorie 1 sind zugelassen für Helikopter mit einer höchstzulässigen Abflugmasse (*maximum take-off mass* - MTOM) von bis 2,3 t und Landeplätze der Kategorie 2 für Helikopter mit einer MTOM bis 5 t.

Verlangt werden für den Landeplatz statische Festigkeitsnachweise. Bei der vertikalen Beanspruchung sind die Berechnungskräfte – sie resultieren aus der MTOM – mit Lastfaktoren für einen normalen Landestoss, für extreme Landestösse (*emergency impact*) und für Schwingungen zu multiplizieren. Mit einzubeziehen in den Nachweis ist das Eigengewicht des Landeplatzes und eine pro Quadratmeter definierte Nutzlast. Zusätzlich zum Nachweis aus den vertikalen

Beanspruchungen sind Nachweise aus Lateralbeanspruchungen zu erbringen. Lateralkräfte werden wirksam bei Schwingungen des Helikopters und bei Wind.

Beim Nachweis aus Lateralbeanspruchungen sind Lastfaktoren zu berücksichtigen.

Alle Nachweise sind auf die Bruchfestigkeit des Materials zu beziehen.

Deformationsuntersuchungen und Schwingungsanalysen (Modalanalyse) werden nicht verlangt.

Die Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan erfüllte die Festigkeitsnachweise nicht.

1.11 Flugschreiber

1.11.1 Flugdatenaufzeichnungsgerät

Art	<i>Health and Usage Monitoring System (HUMS)</i>
Hersteller	BF Goodrich Aerospace USA
Baujahr	1997
Werknummer	PN 30142-0201 / SN 0008
Parameter	Total 41 verschiedene Parameter, unter anderem: Fluggeschwindigkeit, Hauptrotordrehzahl, Hauptgetriebe-Drehmoment, Triebwerk-Parameter, Aussen-temperatur OAT, Fahrwerklastschalter (<i>squat switch</i>)
Aufzeichnungsmedium	Festspeicher <i>Flashcard</i>
Aufzeichnungsdauer	ca. 5 h

1.11.1.1 Zustand

Die aufgezeichneten Parameter waren auswertbar.

1.11.1.2 Ergebnisse der Auswertung

Alle während der Landung bis zum Abstellen des Triebwerkes aufgezeichneten Parameter zeigten auf, dass zum Zeitpunkt des Unfalls die Systeme Triebwerk, Getriebe und Hauptrotor normal funktionierten.

1.11.2 Cockpit Voice Recorder

Es waren keine Geräte zur Aufzeichnung der Kommunikation zwischen den Besatzungsmitgliedern installiert. Es waren auch keine Geräte vorgeschrieben.

1.11.3 Weitere Aufzeichnungsgeräte

Das Kollisionswarnsystem mit akustischer Sprachausgabe – *Floice* sowie die *Moving Terrain* Anlage lieferten keine Daten, welche zur Abklärung der Unfallsache verwendet werden konnten.

1.12 Angaben über die Unfallstelle und das Wrack

1.12.1 Unfallstelle

Unfallort	Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Spitals Samedan, Gemeinde Samedan/GR
Höhe	1730 m/M 5675 ft AMSL
Endlage	787 150 / 157 225 Breite: N 46° 32' 24" Länge: E 009° 52' 43"
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1257, St. Moritz, Massstab 1:25 000

1.12.2 Angaben zum Wrack



Bild 2: Endlage des stark beschädigten Helikopters auf der Heliplattform

1.12.2.1 Feststellungen am Helikopter an der Unfallstelle

Der stark beschädigte Helikopter befand sich am äusseren Rand der Heliplattform.

Das Heck ragte ca. 1 m über die Gebäudefassade hinaus. Bei einer ersten Untersuchung wurden folgende Schäden festgestellt:

- Ein Rotorblatt war zerstört.
- Der rote Schwenkdämpfer fehlte.
- Die beiden Hauptfahrwerke waren eingeknickt. Die Bugfahrwerkstruktur war stark beschädigt.

- Die Verschalung des Rumpfhinterteils wies etwa 1 Meter hinter dem Hauptfahrwerk starke Deformationen auf.
- Der obere Teil der Seitenflosse war stark beschädigt.

Der fehlende Schwenkdämpfer konnte noch am Unfalltag, etwa 150 m von der Unfallstelle entfernt, im Dachstock eines Hauses aufgefunden werden. Die Kolbenstange des Stossdämpfers fehlte und konnte trotz intensiven Suchens nicht aufgefunden werden.

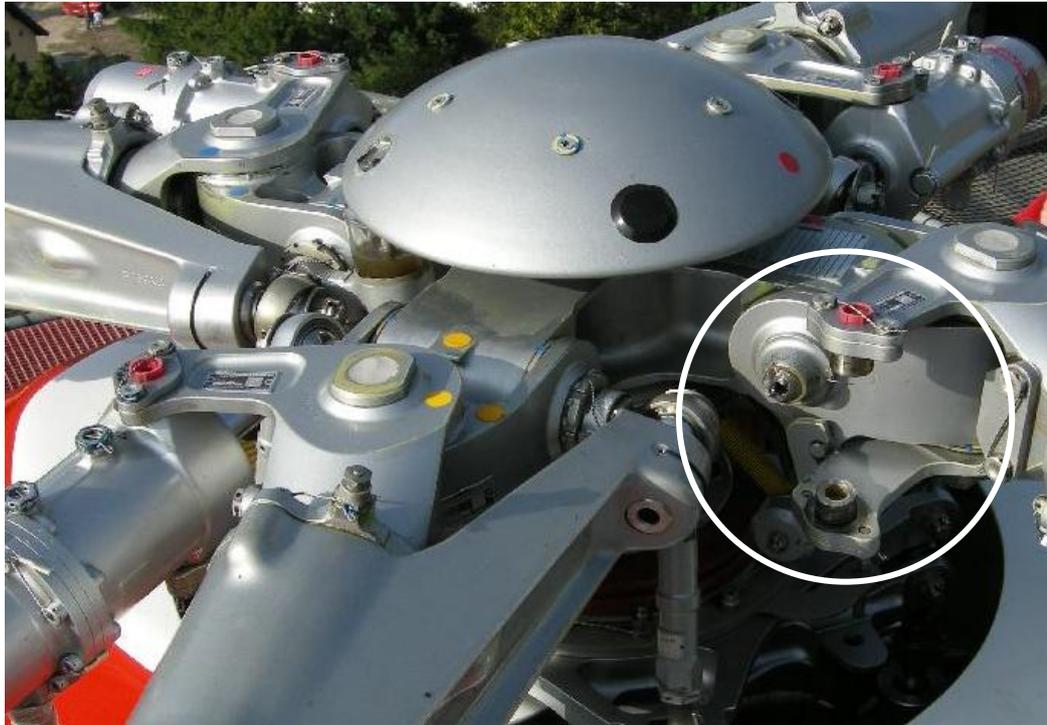


Bild 3: Schwenkdämpfer „Rot“ fehlt, Bruchstelle am Rotorkopf

Im Einzelnen konnten am Wrack folgende Feststellungen gemacht werden:

Der Fahrwerksbremshebel *park and emergency brake handle* war gezogen (Räder gebremst). Der *nose wheel lock handle* stand auf ON (Bugrad zentriert).

Die Triebwerksleistungshebel *Power Lever 1 and 2* standen auf Off.

Der Hebel für die Rotorbremse stand auf Stellung „Oben“ (*released*).

1.12.2.2 Feststellungen am Autopiloten im eingebauten Zustand

Der Autopilot wurde nach dem Unfall gemäss den Prüfanweisungen des SystemHerstellers getestet. Grundsätzlich erfüllten alle getesteten Funktionen die Anforderungen. Der Vertreter des Unterhaltsbetriebes gab zum Testpunkt „AFCS – *pre-flight N° 1 – functional test*“ folgendes zu Protokoll:

„After the pre-flight test N° 1 has finished, the yaw linear actuator begins with a marginal fast oscillation. The oscillation of the yaw linear actuator stops the oscillation when the autopilot is switched to OFF (AFCS OFF -> AP control unit).

Such actuator became replaced with regular maintenance.”

Die *serial actuators* wurden ausgebaut und beim Hersteller untersucht. Siehe dazu Kapitel 1.16.2.9.

1.12.2.3 Feststellungen am Fahrwerk

Das Fahrwerk wurde überprüft und es wurden folgende Werte gemessen:

	P/N	S/N	Druck Soll	Druck Ist
<i>Main landing gear shock strut LH</i>	109-0502-86-103	MN 138	70.0 psi	68.5 psi
<i>Main landing gear shock strut RH</i>	109-0502-86-104	MN 141	70.0 psi	68.0 psi
<i>Nose landing gear shock strut</i>	109-0501-28-107	MN 320	100.0 psi	90.0 psi
<i>Wheel LH</i>	109-0502-07-3		6.0 bar	4.95 bar
<i>Wheel RH</i>	109-0502-07-3		6.0 bar	4.80 bar
<i>Nose wheel</i>	109-0502-07-3		6.0 bar	5.35 bar

Bei den Rädern darf gemäss *maintenance manual* (MM) der Verlust innerhalb von 24 h max. 5% oder 0.3 bar betragen.

Die Messungen wurden bei entlastetem Fahrwerk durchgeführt.

1.12.2.4 Feststellungen an der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes nach der Bergung

Die visuelle Prüfung nach dem Unfall zeigte an der Heliplattform die nachfolgend aufgelisteten Beschädigungen:

- An einzelnen Gitterrosten lokal plastisch deformierte Gitterstäbe.
- Lose und verkrümmte Klammern, mit welchen die Gitterroste gegen ein Abheben gesichert waren.
- Gitterroste, die seitlich auf der Tragkonstruktion verschoben waren.
- Randeinfassungsprofile, welche durch das seitliche Verschieben der Gitterroste an der Anschweisstelle abgerissen waren.
- Lokale plastische Deformationen an Querträgern.



Bild 4: Verschobener Gitterrost



Bild 5: Ausgerissene Befestigung und Beschädigung am Gitterrost

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Es gibt keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Besatzung, welche das Unfallgeschehen hätten beeinflussen können.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Allgemeines

Die Besatzung trug Helme.

Der Unfall war überlebbar. Der Helikopter war mit drei Sitzen *crashworthy seats* ausgerüstet. Die drei Besatzungsmitglieder waren angegurtet. Sie konnten den Helikopter nach dem Unfall normal verlassen.

1.15.2 Notsender

Der Helikopter war mit einem Notsender (*emergency location beacon aircraft – ELBA*) ausgerüstet. Das Gerät war eingebaut und betriebsbereit.

Es wurden keine Signale ausgesendet.

1.15.3 Rettungs- und Feuerwehrdienste

Die Einsatzleitung der Feuerwehr Samedan wurde unmittelbar nach dem Unfall aufgrund des auf das Spitaldach auslaufenden Kerosins über die Alarmzentrale 118 alarmiert.

Das Feuerwehrkommando rückte mit sieben Angehörigen der Feuerwehr (AdF) aus. Zusammen mit Angehörigen des technischen Dienstes des Spitals Samedan begannen die AdF unmittelbar nach dem Eintreffen um 20:20 Uhr mit dem Auffangen des ausgelaufenen Flugpetrols.

Aufgrund der vorgefundenen Situation entschloss sich der Einsatzleiter der Feuerwehr, keine zusätzlichen Unterstützungskräfte oder Mittel der Flugplatzfeuerwehr Samedan anzufordern.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Allgemeines

Die Schäden am Rotor, an den vier Schwenkdämpfern, dem Rotorkopf, dem Fahrwerk sowie der Rumpfstruktur waren Folgeschäden einer zunehmenden Vibration des Helikopters.

Nachfolgend werden die Schwerpunkte der technischen Untersuchungen aufgeführt.

1.16.2 Technische Untersuchungen

Zur Klärung der Unfallursache wurden unter anderem folgende technische Untersuchungen durchgeführt:

- Röntgen-Untersuchungen an den vier Schwenkdämpfern.
- Untersuchungen der vier Schwenkdämpfer.
- Untersuchungen des Hydrauliköls der vier Schwenkdämpfer.
- Spurekundliche Untersuchungen im Rotorbereich.
- Materialuntersuchungen der vier *flat hinge pin* des Rotorkopfes.
- Bruchflächenuntersuchungen vom *flat hinge pin*, zugehörig zum weggerissenen Schwenkdämpfer „Rot“.
- Untersuchung der drei übrigen *flat hinge pin*.
- Röntgen-Untersuchungen an den drei Aktuatoren des Autopiloten.
- Untersuchung der drei Autopilot-*Actuator* beim Hersteller.

1.16.2.1 Röntgen-Untersuchungen an den vier Schwenkdämpfern

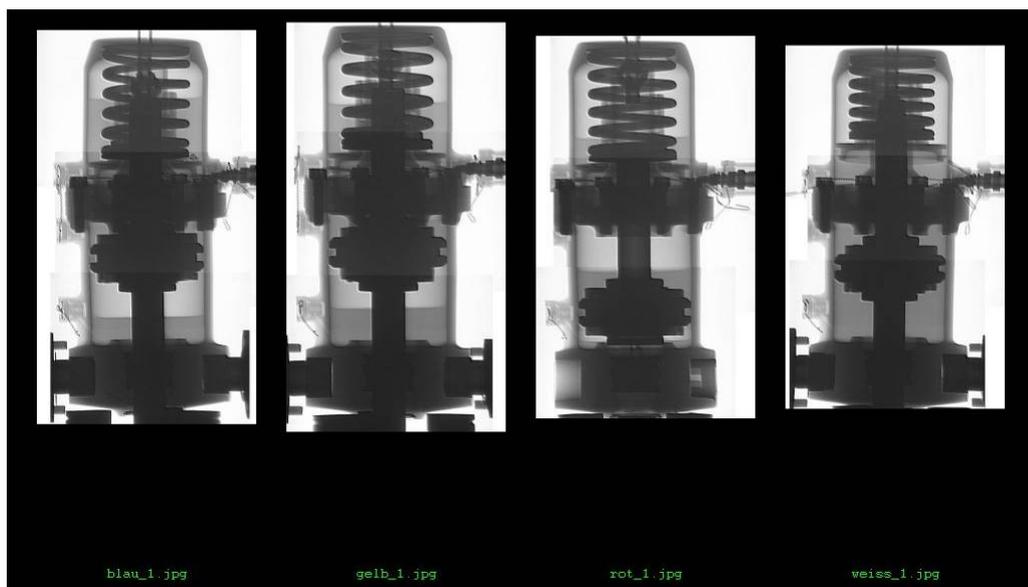


Bild 6: Röntgenbilder Schwenkdämpfer Blau – Gelb – Rot - Weiss

Die Röntgen-Untersuchung der vier Schwenkdämpfer ergab, dass an den drei Schwenkdämpfern „Rot“, „Gelb“ und „Blau“ die Kolbenstangen-Befestigungsmutter fehlten. Dementsprechend waren die Dämpferfedern entspannt.

1.16.2.2 Untersuchungen der vier Schwenkdämpfer

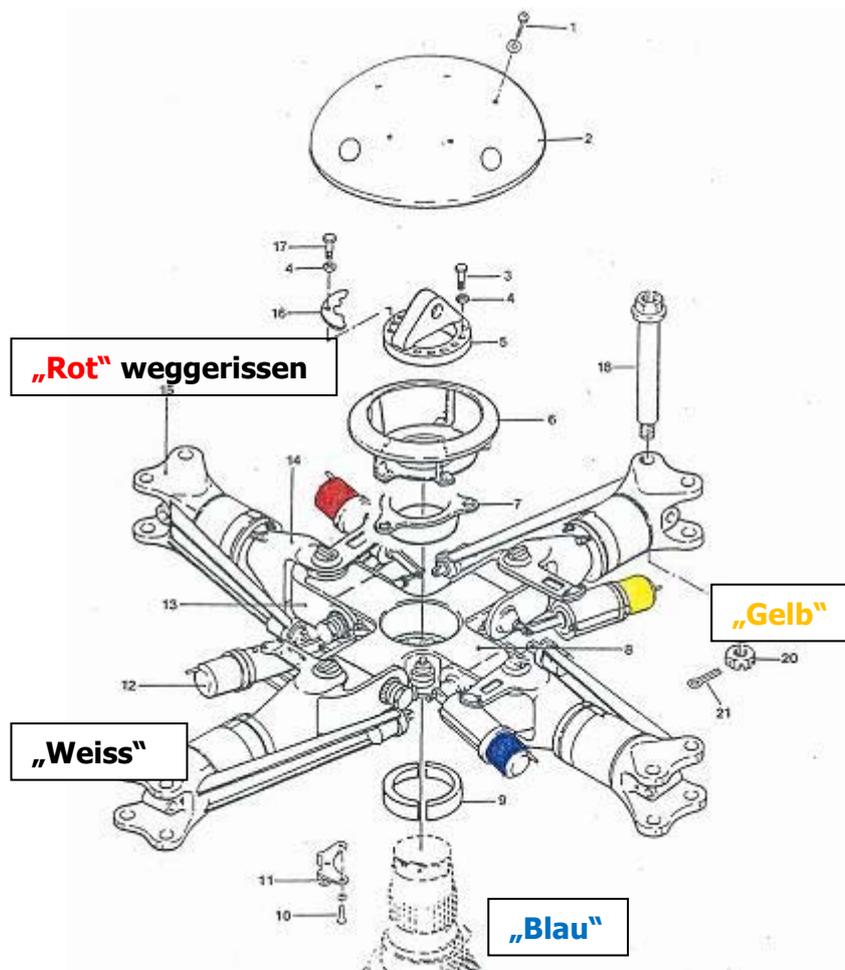


Bild 7: Explosionszeichnung des Rotorkopfes mit den vier Schwenkdämpfern

Der Zustand und die Prüfergebnisse der vier Dämpfer waren wie folgt:

Schwenkdämpfer P/N 2-3584	Besondere Merkmale Sichtbare Schäden	Prüfergebnisse nach Montage einer Ersatzkolbenstange
Rot S/N 2945	Herausgerissener Dämpfer, Kolbenstange fehlt. Gewinde der Kolbenstangen-Befestigungsmutter abgeschert, Befestigungsmutter lag lose im Gehäuse	Zur Überprüfung der Funktionen wurde die fehlende Kolbenstange ersetzt. Funktion in Ordnung
Gelb S/N 2415	Gewinde der Kolbenstangen-Befestigungsmutter abgeschert, Befestigungsmutter lag lose im Gehäuse	Funktion in Ordnung
Blau S/N 1441	Gewinde der Kolbenstangen-Befestigungsmutter abgeschert, Befestigungsmutter lag lose im Gehäuse	Funktion in Ordnung
Weiss S/N 1964	Keine sichtbaren Beschädigungen. Dieser Dämpfer ist, vom roten Dämpfer in Drehrichtung aus gesehen, der vierte Dämpfer.	Funktion in Ordnung

Zusammenfassend kann festgestellt werden, dass das Abreißen der Kolbenstangen-Befestigungsmutter auf eine Gewaltseinwirkung der Rotorblätter zurückzuführen ist. Es gibt keine Hinweise, die auf eine Fehlfunktion der Schwenkdämpfer hindeuten.

1.16.2.3 Untersuchungen des Hydrauliköls der vier Schwenkdämpfer

1.16.2.3.1 Chemisch-physikalische Untersuchungen der vier Ölproben

Bei der Demontage der vier Schwenkdämpfer wurde das sich im Innern der Geräte befindliche Hydrauliköl einzeln aufgefangen. Drei der vier Ölproben wiesen auffällige Farbabweichungen von der Originalfarbe des vorgeschriebenen Hydrauliköls auf. Zur Ermittlung der Ursache dieser Verfärbung wurden die Ölproben im Labor untersucht.

Vergleiche mit verschiedenen Frischölen zeigten auf, dass das Öl der vier Proben dem für die Schwenkdämpfer vorgeschriebenen Öl Aeroshell Fluid 41 (MIL-H-5606) entsprach. Mit grosser Wahrscheinlichkeit fand keine Vermischung mit andern beim Helikopter A109K2 verwendeten Ölen statt.

Im Vergleich zum Frischöl wiesen die Ölproben, welche nach dem Unfall den Dämpfern entnommen und untersucht wurden, einige erwähnenswerte Unterschiede auf:

Ölprobe vom Dämpfer:	rot	gelb	blau	weiss
Ölfarbe Magenta bzw. Purpurrot, entspricht Originalfarbe		X		
Ölfarbe Rot (mit Braunstich)	X		X	
Ölfarbe Hellbraun				X
hoher Siliziumgehalt		X	X	
tiefer Phosphorgehalt	X			

Laut Laborbericht der chemisch-physikalischen Untersuchung hatten die oben-erwähnten Unterschiede bezüglich Farbe, Silizium- und Phosphor-Gehalt keinen Einfluss auf das Betriebsverhalten der vier Schwenkdämpfer des Helikopters.

1.16.2.3.2 Ölstandkontrolle und Ölwechsel im Rahmen der Unterhaltsarbeiten

An drei der vier Schwenkdämpfer wurde anlässlich einer 3000 h Kontrolle des Helikopters HB-XWJ am 26. September 2007 ein Dämpferservice gemäss MM 12-20-23 durchgeführt. Hierbei wurden die Dämpfer entlüftet, mit frischem Öl durchgespült und auf den notwendigen Füllgrad gebracht. Der Dämpfer „weiss“ wurde bei der 3000 h Kontrolle neu eingebaut. Der Helikopter flog danach bis zum Unfall ca. 200 h, ohne dass weitere Arbeiten am Ölsystem der vier Schwenkdämpfer durchgeführt wurden.

1.16.2.4 Spurenkundliche Untersuchungen im Rotorbereich

Die spurenkundlichen Untersuchungen ergaben, dass

- die Verformungen an der Metall-Vorderkante mit der anschliessenden Zerstörung des Rotorblattes die Folge einer Kollision des Rotorblattes mit dem weggerissenen Schwenkdämpfer (Rot) waren;
- die Beschädigungen am Heckausleger durch weggeschleuderte Rotorblattteile entstanden waren;
- im Rotorbereich kein helikopterfremdes Material gefunden wurde.



Bild 8: Verformungen an der Metall-Vorderkante des zerstörten Rotorblattes

1.16.2.5 Materialuntersuchung der vier Flat Hinge Pins vom Rotorkopf

Alle vier *pins* entsprachen hinsichtlich Materialzusammensetzung und Zugfestigkeit der Spezifikation des Herstellers.

1.16.2.6 Bruchflächenuntersuchung des Flat Hinge Pins

Aus der Untersuchung der Bruchfläche geht hervor, dass der Bruch durch eine plötzliche Gewalteinwirkung infolge Schub entstanden ist. Ein Bruch infolge Materialermüdung kann ausgeschlossen werden.

1.16.2.7 Untersuchung der drei übrigen Flat Hinge Pins

Alle drei *pins* waren plastisch verkrümmt. Der *pin*, zugehörig zum Dämpfer „weiss“, war im kritischen Bereich angerissen.

Die beiden *pins* – zugehörig zu den Dämpfern „blau“ und „gelb“ – waren plastisch verkrümmt; sie waren jedoch im kritischen Bereich nicht angerissen.

Am stärksten war die Verkrümmung beim *pin* „weiss“, am geringsten diejenige beim *pin* „gelb“.

Aus der Art der Schädigung kann Ermüdung bei allen drei *pins* ausgeschlossen werden.

1.16.2.8 Röntgen-Untersuchungen an den drei linear actuator autopilot

Die Potentiometer p1/p2 der drei *linear actuator autopilot*

- *Roll actuator, Part Number L24AAM1 Serial Number 5633*

- *Pitch actuator, Part Number L24AAM1 Serial Number 5631*
- *Yaw actuator, Part Number L24ACM2 Serial Number 5626*

wurden einer Röntgenprüfung unterzogen. Hierbei wurde festgestellt, dass alle Schleifkontakte vorhanden waren und eine geometrisch korrekte Form aufwiesen. Die vier Kontakte des Potentiometers am *roll actuator* waren jedoch im Vergleich zu den beiden andern Potentiometern spiegelverkehrt auf dem Kontaktträger montiert.

1.16.2.9 Untersuchung der drei Autopilot-Actuator beim Hersteller

Folgende drei *serial actuators* wurden beim Hersteller untersucht:

- *Serial Actuator P/N L24AAM1 S/N 5631 (eingebaut auf der pitch Achse)*
- *Serial Actuator P/N L24AAM1 S/N 5633 (eingebaut auf der roll Achse)*
- *Serial Actuator P/N L24ACM2 S/N 5626 (eingebaut auf der yaw Achse)*

Reminder of actuators activities history:

	<i>L24AAM1 5631</i>	<i>L24AAM1 5633</i>	<i>L24ACM2 5626</i>	<i>Installed</i>
<i>Built in</i>	<i>30/12/1996</i>	<i>30/12/1996</i>	<i>30/12/1996</i>	
<i>Retrofitted in Amdt A</i>	<i>04/04/2001</i>	<i>04/04/2001</i>	<i>04/04/2001</i>	<i>HB-XWP</i>
<i>Repair activities</i>	<i>07/12/2006</i>	<i>07/12/2006</i>	<i>07/12/2006</i>	<i>HB-XWP</i>

Zusammenfassung der Untersuchungsergebnisse:

„P/N L24AAM1 S/N 5631 (Pitch axis):

Low mechanical play observed (into tolerance).

We have observed, an actuator speed in a lower limit (34,96mm/s instead of 35mm/s minimum).

P/N L24AAM1 S/N 5633 (Roll axis):

Low mechanical play observed (into tolerance).

We have observed, a non-linearity potentiometer response on center position (loss of electrical continuity).

P/N L24ACM2 S/N 5626 (Yaw axis):

Low mechanical play observed (into tolerance).

(...)

4. NOTE

(...)

We have observed on these three actuators, at the rod end level, mechanical play on spherical bearing, qualitative measurement.

FAA certification or REGA or Suisse FOCA never requested landing test on building roof heliport or on surfaces other than concrete surface.

Pitch axis is permanently monitored (compare of artificial horizon position and pitch actuator feedback position) -> FAA mandatory. This is not the case for Roll and Yaw axis.”

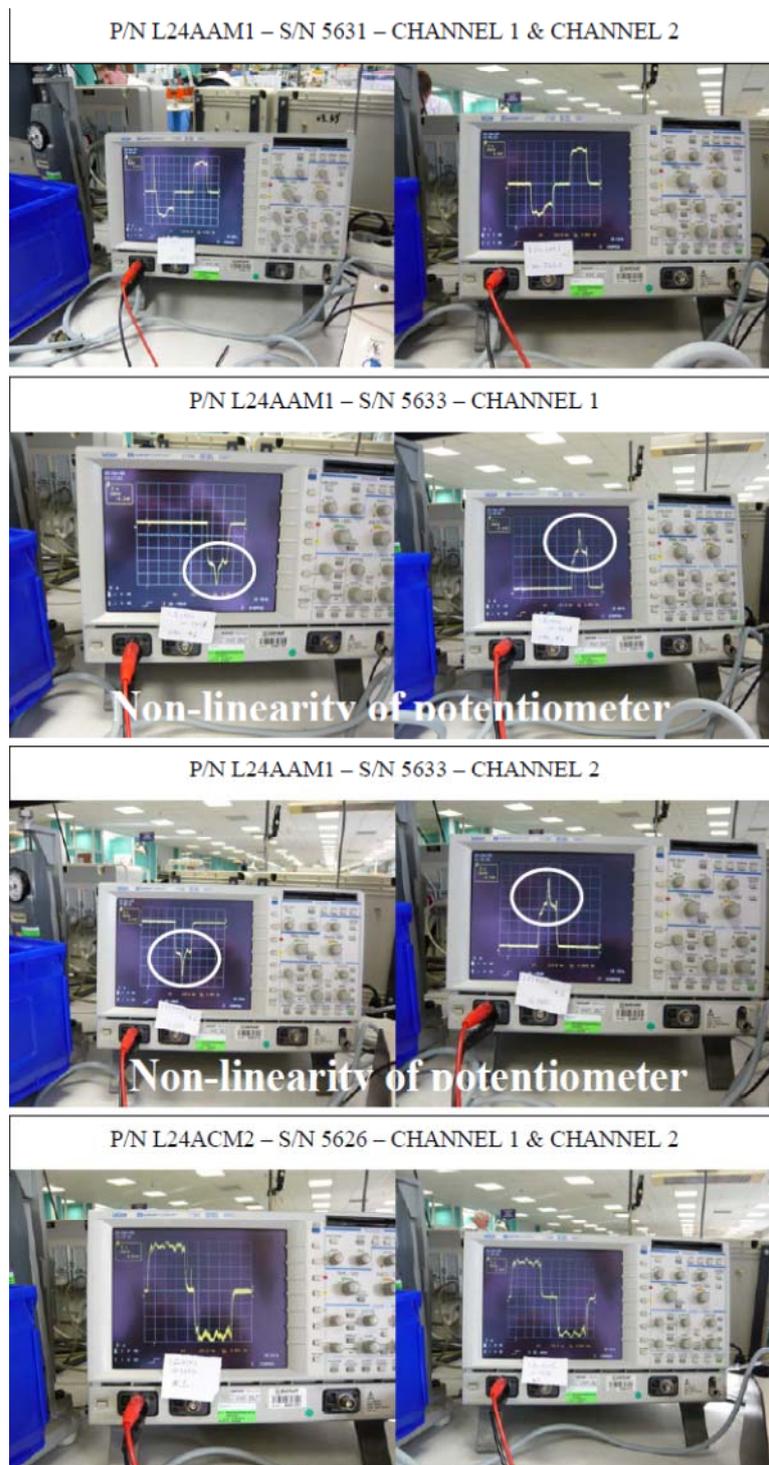


Bild 9: Potentiometer-Prüfung der drei *serial actuator*. Der Defekt der beiden Potentiometer (*channel 1 + 2*) im *serial actuator* P/N L24AAM1-S/N5633 wird durch die spitzenförmige Kurve erkenntlich (weisse Kreise).

Zusammenfassend beantwortete der Hersteller des Systems die Fragen der Untersuchungsleitung wie folgt:

“(…)

To provide impact of “non-linearity potentiometer response” (shortcircuit/open circuit/…) on AFDS95-1 system.

(…) Type of defect observed, on roll actuator, during serial actuators investigation, held in France at the beginning of 2009, called “non-linearity” is linked to normal wear (contact defect).

Auto-Pilot system impact:

On two tracks, depending of track wear level and of its active loop, actuator motion oscillation can appear.

At the maximum, and regarding total loss of feedback signal, actuator can move between its stops. But, it isn't our observation case.

Actuator Position Display (APD) is always the image of serial actuators movement.

What is the coverage of the pre-flight test regarding wrong feedback position of actuator (like a short circuit / open circuit / non-linear signal)?

Description of Pre-Flight Tests (PFT):

Test 0 ==> Checks the AP controller annunciators.

(…)

Test 1 ==> Checks the serial actuators motions and recentering.

(…)

Test 2 ==> Checks the pitch monitor, the cooling fan, associated annunciators.

(…)

Pre-Flight Tests conclusions:

Both tracks of each actuators, steering and recentering loops, are tested.

PFT are performed to guarantee good functioning of steering and recentering loop and pitch monitor.

Slight defect, like potentiometer track wear, can't be clearly identified through PFT.”

1.16.3 Unterhalt der Autopilot-Actuator

Der Unterhalt des Autopilot *yaw actuator* P/N L24ACM2 sowie der *pitch/roll actuator* P/N L24AAM1 wird nach *On Condition* durchgeführt. Das Wartungsintervall für eine Überholung beträgt 10 000 Stunden. Die durchschnittliche totale Betriebszeit der *actuator* betrug zum Unfallzeitpunkt ca. 2000 Stunden.

Ausbauten zufolge Defekt seit Modifikation 2001 -2002:

Total Ausbauten L24ACM2 (*yaw*) 10 Geräte

Total Ausbauten L24AAM1 (*pitch*) 16 Geräte

Total Ausbauten L24AAM1 (*roll*) 6 Geräte

Von den total 32 ausgebauten Geräten wurden deren 31 an den Hersteller zur Reparatur zugestellt. Hier wurden 19 effektiv defekte Geräte ermittelt, wovon bei 14 Geräten defekte Potentiometer als Ursache des Defektes (*actuator oscillation*) festgestellt wurden.

1.16.4 Untersuchungen der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan

1.16.4.1 Untersuchung des Schwingungsverhaltens

Wie im Kapitel 1.6.6 beschrieben, erzeugt der drehende Rotor des Helikopters Unwuchtkräfte. Beim Landen des Helikopters werden diese Unwuchtkräfte über die Helikopterstruktur auf die Unterlage – in unserem Fall auf die Heliplattform – übertragen. Diese Unwuchtkräfte können schwingungsfähige Landeplattformen zum Schwingen bringen. Schwingungen einer Heliplattform werden kritisch, wenn die Eigenfrequenz der Plattform mit der Erregerfrequenz, welche vom Helikopter ausgeht, übereinstimmt. Man bezeichnet diesen Zustand als Resonanz.

Im Rahmen der Untersuchung wurden die Eigenfrequenzen und die daraus resultierenden Schwingungseigenformen der Heliplattform von Samedan berechnet. Die Berechnungen wurden mit verschiedenen Landepositionen des Helikopters auf der Plattform durchgeführt. Die berechneten Eigenfrequenzen der Heliplattform liegen je nach Landeposition auf der Plattform zwischen 4.45 und 11.7 Hertz.

Allgemeine Betrachtungen zeigen, dass die Erregerfrequenzen des Helikopters zwischen 1 bis 8 Hertz liegen.

Das bedeutet, dass der Helikopter beim Landen mit der Plattform in Resonanz geraten kann.

1.16.4.2 Überprüfung der Strukturfestigkeit nach den Normen der ICAO

Die Überprüfung der Strukturfestigkeit nach den Vorgaben der ICAO ergab bei allen Belastungsfällen ungenügende Sicherheitsfaktoren. Insbesondere ist das Sicherheitsdefizit hinsichtlich Lateralbeanspruchungen bei der Heliplattform des Spitals Samedan erheblich.

Lateralbeanspruchungen ergeben sich aus den horizontalen Kräften, welche von den Kufen oder dem Fahrwerk des Helikopters auf die Heliplattform übertragen werden.

Da die auf der Plattform verlegten Gitterroste lediglich durch Klammern auf der Unterkonstruktion gegen ein Abheben gesichert waren, konnten diese bei einer lateralen Beanspruchung auf der Unterkonstruktion rutschen.

Gemäss den Normen der ICAO muss die Befestigung jedes Gitterrostes so ausgelegt sein, dass diese einer Beanspruchung widersteht, welche sich aus 50% des Gewichtes des Helikopters und einer maximalen Windbeanspruchung zusammensetzt. Dadurch wird die Beanspruchung sicher auf die Unterkonstruktion übertragen. Diese Forderung wurde durch die Art der Gitterrost-Montage der Heliplattform von Samedan nicht erfüllt.

Die Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan erfüllte die Festigkeitsnachweise nach den Richtlinien der ICAO nicht.

1.16.4.3 Vergleichende Untersuchungen

Wie in Kapitel 1.16.4.1 beschrieben, wurde die Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan hinsichtlich Schwingungsverhalten untersucht.

Gemäss den Baunormen der ICAO muss ein solcher Nachweis nicht erbracht werden; dies, weil beim Nachweis der statischen Strukturfestigkeit entsprechend hohe Sicherheiten einzuhalten sind.

Zum Vergleich hat das BFU von zwei im Ausland liegenden nach den Normen der ICAO ausgeführten Heliplattformen das Schwingungsverhalten berechnet. Die Berechnungen ergaben wesentlich tiefere Eigenfrequenzen als für die Plattform in Samedan.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Flugbetriebsunternehmen

Das Flugbetriebsunternehmen Rettungsflugwacht/Garde aérienne (REGA) wurde 1952 gegründet. Die REGA besitzt eine Betriebsbewilligung zur Beförderung von Personen und Gütern mit Helikoptern. Der Hauptsitz der REGA ist in Zürich-Kloten. Ebenfalls in Zürich-Kloten ist der Unterhaltsbetrieb untergebracht, welcher die *Base-* und *Line-*Unterhalt ihrer Luftfahrzeuge durchführt. Dieser wurde mit einem EASA *Approval Certificate* bewilligt.

Die REGA betrieb zehn Einsatzbasen für Helikopter. Diese Einsatzbasen sind für den täglichen Unterhalt ihrer Helikopter zuständig.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Vorfall vom 8. Oktober 2009

Nach dem Unfall wurden Reparaturen am Dach des Spitals Samedan und an der Heliplattform durchgeführt. Die Wiederinbetriebnahme der Heliplattform durch die REGA erfolgte am 14. August 2008. Anschliessend wurden bis zum 8. Oktober 2009 durch die REGA total 278 Helikopter-Landungen durchgeführt.

Am 8. Oktober 2009 landete der Pilot der verunfallten HB-XWJ mit einem gleichen Muster auf der reparierten Heliplattform des Spitals Samedan. Beim Startvorgang des ersten Triebwerkes verspürte er massive Vibrationen.

Der Pilot beschrieb den Vorfall wie folgt:

„Nach dem Laufenlassen des ersten TW setzten beim Beschleunigen des Hauptrotors massive, hochfrequente Vibrationen ein, so dass ich wieder reduzieren musste. Ein zweiter Versuch führte zum selben Ergebnis. Erst nach ca. einer Minute Wartezeit konnte ich wie gewöhnlich beschleunigen. AP war zu diesem Zeitpunkt, analog Checkliste, nicht eingeschaltet.

Obschon es sich um eine andere Konstellation handelte, erinnerten mich die Vibrationen sofort an meinen Unfall im Juni 2008. Interessanterweise empfand ich den Wind als fast identisch (relativ stark, konstant aus SW).“

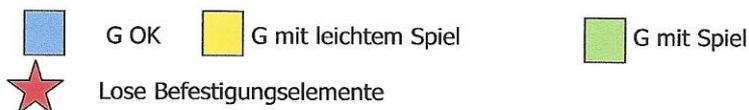
Laut MeteoSchweiz herrschte zum Zeitpunkt des Ereignisses ein Wind von ca. 15 kt aus südwestlicher Richtung.

Nach dem Vorfall vom 8. Oktober 2009 wurde die Heliplattform des Spitals Samedan erneut untersucht. Dabei wurde festgestellt, dass seit der Wiederinbetriebnahme vom 14. August 2008 folgende Mängel entstanden waren:

- 9 lose Befestigungselemente
- 11 Gitterroste mit leichtem Spiel
- 6 Gitterroste mit Spiel



Bild 10: Heliplattform Samedan, Zustand der 36 Gitterroste (G) nach dem Vorfall vom 8. Oktober 2009



Aufgrund des Vorfalls wurde die Heliplattform des Spitals Samedan für weitere Anflüge gesperrt und einer Sanierung unterzogen. Die Wiederinbetriebnahme erfolgte am 24. November 2009.

1.18.2 Orientierungen an die REGA Piloten betreffend Bedienung des Autopiloten

1.18.2.1 Technical Note REGA vom 11. Januar 2002

Aufgrund von vermehrt festgestellten Defekten an den Linear Aktuatoren des Autopiloten wurden alle im FOM eingetragenen Piloten auf die Problematik des Aus- respektive Einschaltens des Autopiloten ohne Hydraulikdruck hingewiesen.

1.18.2.2 Operational Instruction REGA vom 20. August 2003

Erste Erfahrungen mit dem Autopiloten haben einige kleinere Probleme aufgezeigt, die zu unerwünschten Reaktionen im „higher Mode“ resp. am Boden im „SAS-Mode“ führen können.

Gemäss *operational instruction* (OI) Nr. 2-99 wurden folgende Anordnungen für die Piloten getroffen:

1. Falls am Boden nach dem Einschalten des AFCS (SAS Mode) der Helikopter in laterale Schwingungen gerät, ist der A/P mittels Quick-Disconnect auszuschalten.
2. Falls im „higher Mode“ geflogen wird, dürfen nur Kombinationen mit allen 4 Achsen geflogen werden, da dem A/P sonst Informationen über einzuhaltende Werte fehlen. Dies führt zu unlogischen Reaktionen des Helikopters.

1.18.3 Administratives Vorgehen in den Nachbarländern für die Zulassung von Helikopterlandeplätzen auf Spitälern

1.18.3.1 Frankreich

Die französische Aufsichtsbehörde (*Direction générale de l'Aviation civile - DGAC*) kontrolliert seit dem Jahr 2010 die Helikopterlandeplätze auf Spitälern mit einer Checkliste, welche der ICAO Anhang 14 Vol. II entspricht.

Bei baulichen Abweichungen wird eine Frist zur Sanierung erteilt.

1.18.3.2 Deutschland

Gemäss Angaben des Bundesministeriums für Verkehr werden die Landstellen für Helikopter mit mehr als 100 Flugbewegungen pro Jahr als Helikopterflugplätze mit einer entsprechenden Luftverkehrszulassung behandelt. Darunter fallen auch die Helikopterlandeplätze auf den Spitälern.

Die Zulassung basiert im Wesentlichen auf ICAO Anhang 14 Vol. II.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Keine neuen angewandt.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Heliplattform des Helikopterlandeplatzes

Die Untersuchung der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Sa-medan zeigt, dass Konstruktionen, welche die Vorgaben der ICAO Anhang 14 Vol. II und des *Helipport Manual* nicht erfüllen, für einen sicheren Betrieb ungeeignet sind.

Helikopterlandeplätze, die nach ICAO-Normen konzipiert und konstruiert sind, weisen hinsichtlich Resonanz kein kritisches Verhalten auf.

Das Versagen einer Plattform auf einem Spitaldach kann zu einer Katastrophe führen.

2.1.2 Autopilot

Die Untersuchung ergab, dass der *serial actuator* P/N L24AAM1 S/N 5633 defekt war.

Die Messsignale für den Autopiloten werden von Linearpotentiometern erfasst. Die Auflösung dieser Messsignale ist gering. Diese Linearpotentiometer unterliegen einem mechanischen Verschleiss; dies führt dazu, dass bei abgenützten Potentiometern – die Abnutzung befand sich bei den untersuchten Potentiometern vorwiegend im neutralen Bereich – das Messsignal nicht eindeutig definiert wird. Eine solche Mehrdeutigkeit des Messsignals wurde bei Potentiometern vorgefunden. Eine Mehrdeutigkeit des Messsignals führt zu ungewollten und unkontrollierten Auswirkungen des Autopiloten, was zu kritischen Schwingungen des Helikopters führen kann (s. Seite 34 *Auto-Pilot system impact*). Eine Mehrdeutigkeit des Messsignals ist ebenfalls möglich, wenn in den mechanischen Übertragungselementen Spiel vorhanden ist. Die Untersuchungen haben ergeben, dass in diesen Elementen kein Spiel vorhanden war. Es ist bemerkenswert, dass der Defekt des *serial actuators* P/N L24AAM1 S/N 5633 durch den System-Test nicht entdeckt wurde. Dies führte möglicherweise dazu, dass dieser *serial actuator* in Schwingung geriet.

2.2 Betriebliche Aspekte

2.2.1 Abbruch der Landung

Der Hersteller des Helikopters schreibt im RFM, dass beim Helikopter bei maximaler vorderster Schwerpunktlage und einer Masse von 2720 kg andauernde Schwingungen auftreten können. Im gegebenen Fall lag der Schwerpunkt ziemlich genau im mittleren Bereich und die Masse betrug 2748 kg. Bezüglich Schwerpunktlage war beim Unfallflug die Bedingung nicht erfüllt, dass andauernde Schwingungen entstehen konnten.

Bemerkenswert ist die vorgeschriebene Reaktion des Piloten, wenn andauernde Schwingungen auftreten:

- Der Helikopter soll, wenn möglich, sofort vom Boden abgehoben werden.
- Falls es unmöglich ist zu starten, ist der Kollektiv zu senken und die Triebwerke sind abzustellen.

Als die zunehmenden Vibrationen auftraten, konnte der Pilot nicht beurteilen, welche Schäden am Helikopter bereits aufgetreten waren. Somit kann die Frage, ob ein erneuter Start möglich gewesen wäre, nicht beantwortet werden.

2.3 Zusammenfassung

Die Untersuchung hat ergeben, dass beim Unfallhelikopter, wie bei wahrscheinlich allen Helikoptertypen, anhaltende Schwingungen auftreten konnten. Ein Helikopter hat viele drehende Teile, die aus unterschiedlichen Gründen zu Schwingungsquellen werden können.

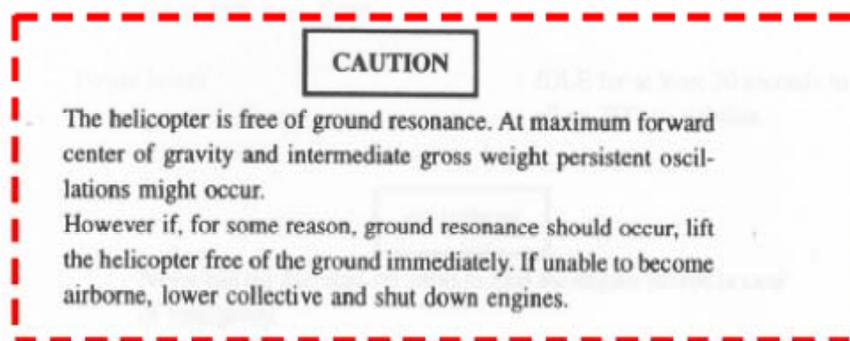
Die Heliplattform eines Helikopterlandeplatzes, insbesondere auf einem Spitaldach, der für die sichere Landung sämtlicher Helikoptermuster einer bestimmten Gewichtsklasse geeignet ist, darf auf allfällige, vom Helikopter ausgehende Schwingungen nicht kritisch reagieren. Dies ist gewährleistet, wenn eine Heliplattform nach den Normen der ICAO konstruiert wird.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Die letzte 100-Stundenkontrolle wurde bei 3117:57 Betriebsstunden durchgeführt.
- Die Untersuchung ergab, dass der *Roll serial actuator* des Autopiloten defekt war. Das Potentiometer wies in der Mittelposition einen Verlust der elektrischen Kontinuität, d.h. einen Unterbruch auf.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Helikopters befanden sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss RFM zulässigen Grenzen.
- Im Unfallzeitpunkt lag die Masse bei ca. 2748 kg.
- Im Unfallzeitpunkt lag der Schwerpunkt bei 3388 mm.
- Der Zulassungsbereich der Schwerpunktlage liegt zwischen 3320 – 3460 mm.
- Der Hersteller des Helikopters schreibt im RFM bezüglich Bodenresonanz:



- Als die zunehmenden Vibrationen auftraten, konnte der Pilot nicht beurteilen, welche Schäden am Helikopter bereits aufgetreten waren. Somit kann die Frage, ob ein erneuter Start möglich gewesen wäre, nicht beantwortet werden.
- Die REGA schreibt unter anderem in ihrer *operational instruction* vom 20. August 2003, dass am Boden nach dem Einschalten des AFCS (SAS Mode) laterale Schwingungen auftreten können.
- Der Helikopter war mit einem Notsender (*emergency location beacon aircraft* – ELBA) ausgerüstet. Das Gerät war eingebaut und betriebsbereit. Es wurden keine Signale ausgesendet.

3.1.2 Besatzung

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

3.1.3 Flugverlauf

- Der Pilot führte die Landung auf der Heliplattform mit Unterstützung des *Automatic Flight Director System Sextant AFDS 95-1* durch.
- Die Radbremsen waren bei der Landung blockiert.
- Ein Augenzeuge konnte beobachten, dass der Helikopter nach dem Aufsetzen lateral und sehr schnell zu schwingen begann.
- Als die Bodenresonanz auftrat, bewegte der Pilot den „*collective*“-Hebel vollständig nach unten.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Für das BAZL galten zum Unfallzeitpunkt Landestellen auf/bei Spitälern als Aussenlandestellen für Flüge zur Hilfeleistung.
- Die Landestellen bei Spitälern konnten ohne Bewilligung des BAZL angelegt und benützt werden.
- Die Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan soll nach Angaben des verantwortlichen Ingenieurbüros für Lasten von 3x1500 kg ausgelegt worden sein. Dies entspricht einer Helikoptergewichtsklasse von 4500 kg.
- Der Helikopter HB-XWJ war für eine maximale Abflugmasse von 2850 kg zugelassen.
- Die Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan erfüllte die Vorgaben des ICAO Anhangs 14 Vol. II und des *Heliport Manual* nicht.
- Bei der Berechnung der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan wurden die möglichen dynamischen Beanspruchungen nicht berücksichtigt.
- Die vom Helikopter Agusta 109K2 ausgehende Erregerfrequenz liegt zwischen 1 und 8 Hertz.
- Die berechnete Eigenfrequenz der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan liegt je nach Landeposition auf der Plattform zwischen 4.45 und 11.7 Hertz.
- Wenn die Erregerfrequenz und die Eigenfrequenz der Plattform übereinstimmen, gerät die Plattform in Resonanz.
- Am 8. Oktober 2009 ereignete sich auf der gleichen Plattform ein weiterer Vorfall, bei dem Bodenresonanz auftrat. Die Schäden an der Plattform waren mit denjenigen des Unfalls vergleichbar.
- Das Wetter hat im Unfallhergang keine Rolle gespielt.

3.2 Ursache

Der Unfall ist auf eine Bodenresonanz bei der Landung des Helikopters auf der Heliplattform eines Helikopterlandeplatzes zurückzuführen, weil deren Konstruktion nicht fachgerecht ausgelegt worden war.

Der mangelhafte technische Zustand des Autopilot-Systems könnte zum Unfall beigetragen haben.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der ICAO richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, welche darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl ist 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 Untersuchung von Flugunfällen und schweren Vorfällen (VFU) bezüglich der Umsetzung folgende Regelung vor:

„Art. 32 Sicherheitsempfehlungen

¹ Das UVEK richtet, gestützt auf die Sicherheitsempfehlungen in den Berichten der SUST sowie in den ausländischen Berichten, Umsetzungsaufträge oder Empfehlungen an das BAZL.

² Das BAZL informiert das UVEK periodisch über die Umsetzung der erteilten Aufträge oder Empfehlungen.

³ Das UVEK informiert die SUST mindestens zweimal jährlich über den Stand der Umsetzung beim BAZL.“

4.1 Sicherheitsempfehlungen

4.1.1 Sicherheitsdefizit

Am 23. Juni 2008 um 19:58 Uhr startete der Pilot mit dem Helikopter Agusta A109K2, mit dem Eintragungszeichen HB-XWJ, in Begleitung eines Rettungssanitäters und eines Notarztes, auf dem Flugplatz Samedan in Richtung Helikopterlandeplatz des Spitals Samedan. Er setzte um ca. 20:00 Uhr zur Landung an.

Beim Aufsetzen spürte der Pilot eine „*leichte Bodenresonanz*“. Der Pilot bewegte den „*collective*“-Hebel vollständig nach unten. Unverzüglich danach begann sich „*die Resonanz-Bewegung aufzuschaukeln*“ und wurde immer stärker. Der Pilot zog beide Leistungshebel zurück und stellte die Triebwerke ab.

Nach dem Aussteigen wurde ein grosser Schaden am Helikopter sowie Schäden an der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes festgestellt. Ein Rotorblatt war zerstört und die Fahrwerke waren stark beschädigt. Der Helikopter befand sich am äusseren Rand der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes und das Heck ragte ca. 1 m über die Gebädefassade hinaus. Die Gitterroste der Heliplattform waren im Bereich der Landezone teilweise aus ihren Befestigungen herausgelöst und verschoben.

Am 8. Oktober 2009 ereignete sich auf der gleichen Plattform ein weiterer Vorfall, bei dem Bodenresonanz auftrat. Die Schäden an der Plattform waren mit denjenigen des Unfalls vergleichbar.

Die Überprüfung der Strukturfestigkeit der Heliplattform des Helikopterlandeplatzes des Spitals Samedan ergab, dass diese die Normen der ICAO nicht erfüllt.

Für das BAZL galten zum Unfallzeitpunkt Landestellen bei Spitälern als Aussenlandestellen für Flüge zur Hilfeleistung. Die Landestellen bei Spitälern konnten ohne Bewilligung des BAZL angelegt und benützt werden.

Das Versagen einer Heliplattform auf einem Spitaldach kann zu einer Katastrophe führen.

In Frankreich werden seit 2010 die Helikopterlandeplätze auf Spitälern von der französischen Aufsichtsbehörde (*Direction générale de l'Aviation civile – DGAC*) mittels einer Checkliste, welche dem ICAO Anhang 14 Vol. II entspricht, kontrolliert. Bei baulichen Abweichungen wird die Sanierung innerhalb einer bestimmten Frist angeordnet.

In Deutschland werden die Landstellen für Helikopter mit mehr als 100 Flugbewegungen pro Jahr als Helikopterflugplätze mit einer entsprechenden Luftverkehrszulassung behandelt. Darunter fallen auch die Helikopterlandeplätze auf den Spitälern. Die Zulassung basiert im Wesentlichen auf ICAO Anhang 14 Vol. II.

Auf dem Helikopterlandeplatz des Spitals Samedan wurden in Jahr 2007 278 Landungen durchgeführt.

Im Jahr 2007 standen in der Schweiz 166 Helikopterlandeplätze bei Spitälern zur Verfügung, wovon 34 als Heliplattformen auf Dächern und 29 auf Dächern ohne Plattform.

4.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 440

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) soll sicherstellen, dass die Helikopterlandeplätze bei und auf Spitälern in der Schweiz die Normen gemäss ICAO Anhang 14 Volume II und *Heliport Manual*, in erster Linie in Bezug auf die baulichen Strukturen und nach risikobasiertem Ansatz, erfüllen.

Payerne, 2. November 2011

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle

Dieser Schlussbericht wurde von der Geschäftsleitung der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 3 Abs. 4g der Verordnung über die Organisation der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle vom 23. März 2011).

Bern, 26.01.2012

Anlagen

Anlage 1: Helikopterlandeplatz auf dem Dach des Spitals Samedan

