



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. 2153 der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Helikopters Agusta
A109K2, HB-XWM

vom 24. November 2009

auf dem ehemaligen Flugplatz
Interlaken/BE

Cause

L'accident a été causé par la rupture de deux boulons de fixation du plateau cyclique entraînant le compas au moyen du rotor principal. De ce fait, l'hélicoptère est devenu quasiment incontrôlable.

Le fait que la documentation de maintenance publiée par le constructeur et utilisée par l'entreprise d'entretien était lacunaire a été à l'origine de la rupture des boulons.

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 Zeit (MEZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*universal time coordinated* – UTC) lautet:

LT = MEZ = UTC + 1 h.

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung	6
Untersuchung	6
Kurzdarstellung	6
Ursachen	6
1 Sachverhalt	7
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	7
1.1.1 Allgemeines	7
1.1.2 Vorgeschichte.....	7
1.1.3 Flugverlauf.....	7
1.1.4 Unfallort	9
1.2 Personenschäden	9
1.2.1 Verletzte Personen	9
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	9
1.4 Drittschaden	9
1.5 Angaben zu Personen	9
1.5.1 Flugbesatzung	9
1.5.1.1 Pilot.....	9
1.5.1.1.1 Flugerfahrung	10
1.5.1.2 Fluglehrer.....	10
1.5.1.2.1 Flugerfahrung	11
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	11
1.6.1 Allgemeine Angaben	11
1.6.2 Steuerung des Helikopters	13
1.6.3 Unterhalt	14
1.6.4 Austausch des Rotorkopfes.....	14
1.7 Meteorologische Angaben	14
1.7.1 Allgemeines	14
1.7.2 Allgemeine Wetterlage	14
1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort.....	15
1.7.4 Astronomische Angaben	15
1.8 Navigationshilfen	15
1.9 Kommunikation	15
1.10 Angaben zum Flughafen	15
1.11 Flugschreiber	15
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	15
1.12.1 Unfallstelle	15
1.12.2 Aufprall.....	15
1.12.3 Wrack.....	16
1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen	17
1.14 Feuer	17
1.15 Überlebensaspekte	17
1.15.1 Allgemeines	17
1.15.2 Notsender	17
1.16 Versuche und Forschungsergebnisse	17
1.16.1 Erste Feststellungen am Hauptrotorkopf.....	17
1.16.2 Untersuchung der gebrochenen Bolzen.....	18
1.16.3 Untersuchungen an der Nabe des Hauptrotorkopfes.....	19
1.16.4 Unterhaltsdokumente	19

1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	20
1.17.1	Herstellerfirma AgustaWestland	20
1.17.2	Unterhaltsfirma Agusta Aerospace Services SA (AAS)	20
1.18	Zusätzliche Angaben	20
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	20
2	Analyse	21
2.1	Technische Aspekte	21
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	22
2.2.1	Besatzung.....	22
3	Schlussfolgerungen	23
3.1	Befunde	23
3.1.1	Technische Aspekte	23
3.1.2	Besatzung.....	23
3.1.3	Flugverlauf.....	23
3.1.4	Rahmenbedingungen	23
3.2	Ursachen	24
4	Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen ...	25
4.1	Sicherheitsempfehlungen	25
4.2	Seit dem Unfall getroffene Massnahmen	25
4.2.1	Sofortmassnahmen an allen Helikoptern des gleichen Baumusters in der Schweiz	25
4.2.2	Publikation einer <i>Emergency Airworthiness Directive</i>	25
4.2.3	Mögliche Beschädigung des Innengewindes im <i>hub</i>	25
Anlagen	26
Anlage 1:	Auszug aus der Konstruktionszeichnung der Rotornabe 109-0101-01 und entsprechende Revisionsvermerke	26
Anlage 2:	Auszug aus den Herstellerunterlagen	28
	Illustrated Parts Catalogue (IPC).....	28
	Auszug aus dem Maintenance Manual (MM).....	30
Anlage 3:	Vergleich der Montage mit einer oder zwei Unterlagscheiben	32
Anlage 4:	Service Bulletin und EASA <i>emergency airworthiness directive</i> (nur Titelseite)	34

Schlussbericht

Zusammenfassung

Eigentümer	Schweizerische Luft-Ambulanz AG, Postfach 1414, 8058 Zürich-Flughafen
Halter	Schweizerische Luft-Ambulanz AG, Postfach 1414, 8058 Zürich-Flughafen
Hersteller	Agusta S.p.A., Cascina Costa (VA) Italien
Luftfahrzeugmuster	Agusta A109K2
Eintragsstaat	Schweiz
Eintragszeichen	HB-XWM
Ort	Ehemaliger Flugplatz Interlaken Gemeinde Matten bei Interlaken /BE
Datum und Zeit	24. November 2009, 14:21 Uhr

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am 24. November 2009 um 14:21 Uhr. Die Meldung traf um 15:21 Uhr beim Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) ein. Die Untersuchung wurde am 25. November 2009 um ca. 14:00 Uhr durch das BFU eröffnet. Das BFU informierte die italienische Flugunfalluntersuchungsstelle über den Unfall. Diese ernannte einen bevollmächtigten Vertreter, welcher an der Untersuchung mitwirkte.

Der Schlussbericht wird durch die SUST, ehemals BFU, veröffentlicht.

Kurzdarstellung

Während eines Ausbildungsfluges mit Unterlast entwickelten sich beim Anflug rasch vertikale Schwingungen und der Helikopter begann zu sinken. Trotz dem Klinken der Unterlast liess sich die Sinkrate nicht verringern. Der Helikopter war nur schwer steuerbar.

Der Helikopter landete mit einer Rolllandung im weichen Gelände. Er wurde dabei nicht zusätzlich beschädigt. Die Besatzung blieb unverletzt.

Es wurden Brüche an zwei Bolzen für die Befestigung des *swash plate driving scissor fitting* am *hub* des Hauptrotorkopfes festgestellt.

Es entstanden kein Flurschaden und kein Schaden an den Flugplatzanlagen.

Ursachen

Der Unfall wurde durch den Bruch zweier Bolzen für die Befestigung des *swash plate driving scissor fitting* am *hub* des Hauptrotors verursacht, was dazu führte, dass der Helikopter annähernd unsteuerbar wurde.

Kausal für den Bruch der Bolzen war der Umstand, dass die vom Hersteller publizierte und vom Unterhaltsbetrieb verwendete Unterhaltsdokumentation fehlerhaft war.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Im Anschluss an die am 19. November 2009 abgeschlossene Ausbildung auf dem Helikopter Agusta A109K2 wurden zwei Piloten in die Arbeit mit der Rettungswinde und mit Unterlast eingewiesen. Am 23. November 2009 wurden Flüge im Gelände mit der Rettungswinde durchgeführt.

Am 24. November 2009 war die Einweisung mit Unterlast vorgesehen. Dazu war geplant, auf dem Gelände des ehemaligen Flugplatzes Interlaken ein Training durchzuführen. Auf dem Areal des Helikopterunternehmens BOHAG in Gsteigwiler war als Unterlast ein mit Beton ausgegossenes Fass bereitgestellt worden.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln durchgeführt. Es handelte sich um einen Schulungsflug.

1.1.2 Vorgeschichte

Im Rahmen der Flugvorbereitung fand mit allen Beteiligten ein detailliertes Briefing über Normal- und Notverfahren statt. Im Helikopter wurde die Position und Funktion der verschiedenen Schalter und Betätigungshebel der Lastenklinke angesprochen. Es war vorgesehen, mit einer 475 kg schweren Last Flüge mit 10, 30, 40 und 50 Meter langen Transportseilen durchzuführen. Die Flüge sollten einerseits mit Hilfe von Spiegel- und andererseits mittels Vertikalreferenz erfolgen. Die Absicht war, die Flüge mit der höchstzulässigen Abflugmasse des Helikopters mit Aussenlast durchzuführen. Die Betankung erfolgte dementsprechend.

Das Training mit Unterlast sollte auf dem Gelände des ehemaligen Flugplatzes Interlaken stattfinden. Der zweite auszubildende Pilot und der Rettungssanitäter (*helicopter emergency medical services crew member* - HCM), welcher als Flughelfer eingesetzt wurde, standen dort bereit.

1.1.3 Flugverlauf

Am 24. November 2009 um 14:11 Uhr startete der Helikopter, eingetragen als HB-XWM, mit dem Piloten und dem Fluglehrer auf der Rega-Basis Wilderswil zum Flug nach Gsteigwiler. Die Leine von 10 m Länge war bereits in Wilderswil angehängt worden. In Gsteigwiler wurde die bereitgestellte Last durch einen lokalen Flughelfer angehängt. Der Helikopter war während dieser Zeit im Schwebeflug. Anschliessend flog er zum Gelände des ehemaligen Flugplatzes Interlaken. Nach der Ankunft über dem Übungsgelände erkundigte sich der Pilot beim HCM am Boden über die Windrichtung. Der HCM bestätigte, dass der Wind von Bönigen her wehe. Die Volte zum Absetzen der Unterlast auf dem Übungsgelände wurde entsprechend eingeteilt. Nach dem Überfliegen des Übungsgeländes drehte der Helikopter mit geringer Querlage in einer Linksvolte in den Endanflug in Richtung Osten.

Beim Eindrehen in den Endanflug begann der Helikopter zu vibrieren und die Sinkrate nahm zu. Um dies zu korrigieren, zog der Pilot leicht am *collective*. Die Vibrationen nahmen zu und wurden durch die Besatzung als „Stampfbewegung“ wahrgenommen. Die Frage des Piloten, ob sie sich in einem Vortex¹ befänden,

¹ Vortex: Als Vortex-Ring-Zustand (*vortex ring state*) oder Wirbelringzustand bezeichnet man einen gefährlichen aerodynamischen Zustand eines Helikopters, in welchem dieser im vom eigenen Hauptrotor erzeugten Abwind (*downwash*) stark sinkt. Voraussetzung für das Eintreten eines solchen Zustandes ist ein durch das Triebwerk angetriebenes Rotorsystem. Wird dabei bei geringer horizontaler Geschwindigkeit eine kritische Sinkrate überschritten, kann es zu diesem, auch als *settling with power* bezeichneten Flugzustand, kommen.

verneinte der Fluglehrer. Der Pilot forderte den Fluglehrer auf, die Last zu klinken. Dieser beurteilte die Fluglage, den Anflugwinkel und die Fluggeschwindigkeit als akzeptabel und klinkte nicht.

Der Fluglehrer übernahm kurzfristig die Steuerung und stellte fest, dass der Helikopter nicht reagierte, worauf er die Last ausklinkte.

Entgegen den Erwartungen veränderte sich die Flugbahn des Helikopters nicht und die Vibrationen setzten sich fort. Nachdem der Fluglehrer den *collective* erhöhte, in der Absicht die Sinkrate zu verringern, nahmen die Vibrationen massiv zu. Akustisch und optisch war eine Zunahme der Rotordrehzahl bis auf ca. 104% *rotor revolutions per minute* (RRPM) wahrnehmbar.

Als sich der Helikopter dem Boden näherte, begann er sich etwas aufzubäumen. Der Helikopter landete mit einer Vorwärtsgeschwindigkeit von ca. 40 kt in einer annähernd horizontalen Lage in der Wiese. Das Aufsetzen erfolgte unkontrolliert. Der Heckrotorschutzbügel touchierte dabei das Gelände.

Der Helikopter wurde nicht zusätzlich beschädigt. Die Besatzung blieb unverletzt.



Abbildung 1: Endlage des Helikopters und Spuren im Gelände

1.1.4	Unfallort	
	Unfallort	Gelände des ehemaligen Flugplatzes Interlaken Gemeinde Matten bei Interlaken / BE ca. 45 km südöstlich von Bern
	Datum und Zeit	24. November 2009, 14:21 Uhr
	Beleuchtungsverhältnisse	Tag
	Koordinaten	634 005 / 169 500 (<i>swiss grid 1903</i>) N 46° 40' 33" / E 007° 52' 59" (WGS 84)
	Höhe	580 m/M 1903 ft AMSL
	Endlage des Wracks	Wiese innerhalb des Flugplatzgeländes
	Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1228, Lauterbrunnen, Massstab 1:25 000

1.2 Personenschäden

1.2.1 Verletzte Personen

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

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde bei der Landung nicht zusätzlich beschädigt.

1.4 Drittschaden

Es entstand kein Flurschaden und kein Schaden an den Flugplatzanlagen.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Flugbesatzung

1.5.1.1 Pilot

Person	Schweizer Bürger, Jahrgang 1968
Lizenz	Ausweis für Berufspiloten auf Helikopter US CPL(H) ICAO, erstmals ausgestellt durch die <i>Federal Aviation Administration</i> (FAA) am 21. März 1998, ersetzt durch die CH CPL(H) erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 3. Mai 1999
Berechtigungen (H)	AS350, SA316/319/315, EC120 Der Pilot hatte am 19. November 2009

		die Prüfung zum Erlangen der Berechtigung für Agusta A109 bestanden. Der neue Ausweis wurde durch das BAZL am 26. November 2009 ausgestellt.
		<i>Language proficiency level 4</i> in englischer Sprache, gültig bis am 14. Februar 2012.
		Nachtflug NIT(H)
		Landungen im Gebirge MOU(H)
	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, gültig vom 10. August 2009 bis am 14. August 2010. Einschränkung: VDL (<i>shall wear corrective lenses</i>).
1.5.1.1.1	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	2605:13 h
	Davon auf dem Unfallmuster	27:51 h
	Während der letzten 90 Tage	144:31 h
	Davon auf dem Unfallmuster	21:45 h
	Während der letzten 24 h	1:23 h
	Davon auf dem Unfallmuster	1:23 h
	Landungen Total	15 553
1.5.1.2	Fluglehrer	
	Person	Schweizer Bürger, Jahrgang 1970
	Lizenz	Führerausweis für Verkehrspiloten auf Helikopter (<i>airline transport pilot licence helicopter – ATPL(H)</i>) nach <i>joint aviation requirements</i> (JAR), erstmals ausgestellt durch das BAZL am 16. Oktober 2008. Ausweis für Berufspiloten auf Flugzeug CPL(A) ICAO, erstmals ausgestellt durch das BAZL am 5. März 1996.
	Berechtigungen (H)	A109 gültig bis am 9. April 2010 und gültige Berechtigungen auf AS332/EC225MP PIC, AS350, BK117, SA316/319/315 Fluglehrer FI(H), gültig bis am 7. Januar 2012. <i>Language proficiency level 4</i> in englischer Sprache, gültig bis am 8. November 2010. Nachtflug NIT(H) Landungen im Gebirge MOU(H) Abflüge bei Boden- und Hochnebel HDF(H)
	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, gültig vom 25. Juni 2009 bis am 3. Juli 2010, ohne Einschränkungen.

1.5.1.2.1	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	6 896:19 h
	Davon auf dem Unfallmuster	804:47 h
	Während der letzten 90 Tage	128:30 h
	Davon auf dem Unfallmuster	53:01 h
	Während der letzten 24 h	2:31 h
	Davon auf dem Unfallmuster	2:31 h
	Landungen Total	47 618

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1	Allgemeine Angaben	
	Eintragungszeichen	HB-XWM
	Luftfahrzeugmuster	Agusta A109K2
	Charakteristik	Zweimotoriger Mehrzweckhelikopter mit dreirädrigem, fixem Fahrwerk in Bugradanordnung. Vollartikulierter Hauptrotor mit vier Blättern, konventioneller Drehmomentausgleich mit freiliegendem Heckrotor.
	Hersteller	Agusta S.p.A, Cascina Costa (VA), Italia
	Baujahr	1994
	Werknummer	10013
	Eigentümer	Schweizerische Luft-Ambulanz AG Postfach 1414, 8058 Zürich-Flughafen
	Halter	Schweizerische Luft-Ambulanz AG Postfach 1414, 8058 Zürich-Flughafen
	Triebwerk	Hersteller: Turbomeca, 64511 Bordes, France Typ: Arriel 1K1 Leistung: ISA <i>sea level</i> <i>One engine inoperative</i> (OEI) 2.5 Min. 575 kW / 771 shp <i>All engines operative</i> (AEO) <i>Take-off</i> 550 kW / 738 shp
	Hauptrotor/Heckrotor	Hauptrotor mit 4 Blättern, linksdrehend - Heckrotor mit 2 Blättern
	Fahrwerk	Radfahrwerk in Bugradanordnung, nicht einziehbar mit Einsinkschutz. Hydraulische Radbremsen.
	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 Flarm</i> .

Betriebsstunden Zelle	Total seit der Herstellung: 4148:04 h Seit letzter 300 h-Kontrolle: 241:00 h Seit letzter 100 h-Kontrolle: 39:07 h
Betriebsstunden Triebwerk 1 (li) Nr. 16039	Totalstunden seit Herstellung: 4153:00 h Seit letztem Einbau: 39:07 h Seit letzter Instandhaltung: 39:07 h Seit der letzten periodischen Kontrolle: 39:07 h Total cycles: 26 944
Betriebsstunden Triebwerk 2 (re) Nr. 16040	Totalstunden seit Herstellung: 4205:00 h Seit letztem Einbau: 39:07 h Seit letzter Instandhaltung: 39:07 h Seit der letzten periodischen Kontrolle: 39:07 h Total cycles: 27 341
Höchstzulässige Massen	Maximale Abflugmasse (MTOM): 2850 kg Höchstzulässige Masse mit Aussenlasten: 3000 kg
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Helikopters betrug beim Abflug mit der Last ca. 3000 kg, zum Unfallzeitpunkt ca. 2950 kg. Der Schwerpunkt lag zum Unfallzeitpunkt bei einem Arm von 3395 mm. Der Zulas- sungsbereich bei dieser Masse beträgt 3365 – 3480 mm. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeughandbuch (<i>rotorcraft flight manual</i> – RFM) zulässigen Grenzen.
Treibstoffqualität	Flugpetrol JET A1
Treibstoffvorrat	Der Tankinhalt zum Zeitpunkt des Unfalls betrug ca. 270 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 / Nr. 1, gültig bis auf Widerruf.
Letzte Zustandsprüfung durch das BAZL	8. Juli 2009
Lufttüchtigkeits-Folgezeugnis	Datum der Ausstellung: 9. Juli 2009 Datum des Ablaufs der Gültigkeit: 4. August 2010
Zulassungsbereich	Gewerbsmässig
Kategorie	VFR bei Tag VFR bei Nacht (eingeschränkt gemäss FOM) Abflüge mit Helikoptern bei Boden- und Hochnebel

1.6.2 Steuerung des Helikopters

Der vorliegende Helikopter wird mit drei Steuervorrichtungen gesteuert.

Der Steuerknüppel (*cyclic*) erlaubt es, durch periodische Veränderung des Einstellwinkels eines jeden Hauptrotorblattes während einer Rotorumdrehung, den Helikopter nach rechts, links, vorwärts oder rückwärts zu bewegen.

Der *collective* verändert den Einstellwinkel aller Hauptrotorblätter gemeinsam und verändert damit den Auftrieb, was zum Steigen oder Sinken führt.

Die Pedale verändern den Einstellwinkel der Heckrotorblätter. Damit wird der Helikopter durch das Ausgleichen des Drehmoments des Hauptrotors in der gewünschten Richtung gehalten oder aber um die Hochachse gedreht.

Die Steuerbewegungen des *cyclic* und des *collective* werden über Steuerstangen und Steuerservos auf den fixen Teil der Taumelscheibe (*swash plate*) übertragen. Diese leitet die Steuereingaben auf den drehenden Rotor und die einzelnen Rotorblätter über den drehenden Teil der Taumelscheibe weiter. Die Taumelscheibe ist unterhalb des Rotors am Hauptrotormast befestigt.

Die *swash plate* besteht im Wesentlichen aus zwei Teilen. Einerseits dem fixen oder unteren Teil, welcher mit dem fixen Teil der sogenannten Schere (*scissor*) verbunden ist. Dieser ist drehfest, aber axial entlang des Mastes verschiebbar und in alle Richtungen kippbar mit den Steuern, bzw. den Steuerservos des Hauptrotors verbunden. Andererseits dem drehenden oder oberen Teil, welcher mit den einzelnen Rotorblättern verbunden ist. Der obere Teil ist drehbar und über ein Lager mit dem unteren Teil verbunden. Damit macht er die Steuerbewegungen des unteren Teils eins zu eins mit.

Der drehende Teil der Taumelscheibe wird ebenfalls mit einer Schere (*swash plate driving scissor*) über die Halterung (*swash plate driving scissor fitting*) an der Nabe (*hub*) des Rotorkopfes befestigt und ist so drehfest mit dem Rotorkopf verbunden.

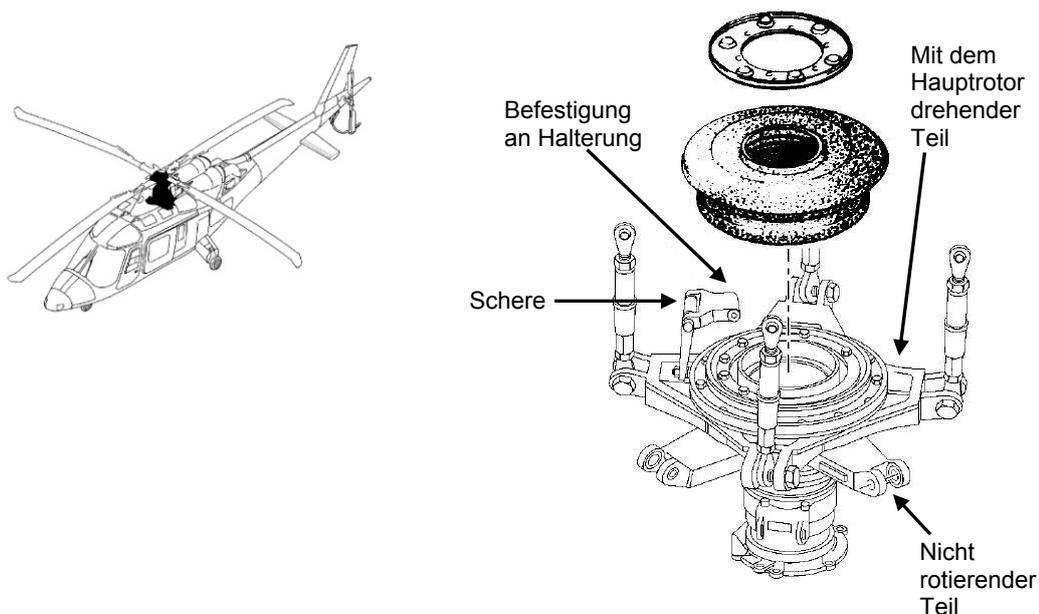


Abbildung 2: Taumelscheibe (*swash plate*)

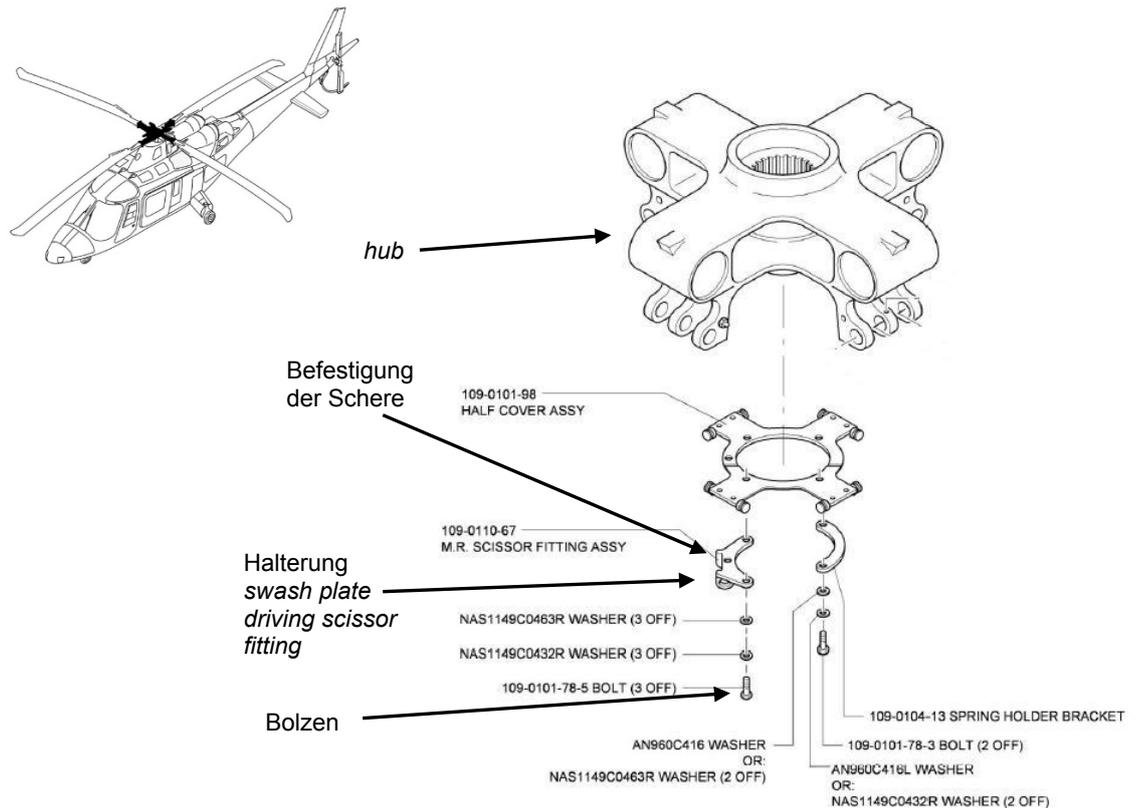


Abbildung 3: Rotornabe (*hub*)

1.6.3 Unterhalt

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

Die letzten geplanten Unterhaltsarbeiten an Zelle und Triebwerken waren je eine 100 h Kontrolle. Diese wurden am 3. November 2009 bei 4108:57 h durchgeführt.

1.6.4 Austausch des Rotorkopfes

Bei 3647 Betriebsstunden wurde am 22. Juli 2008 der Rotorkopf am Helikopter HB-XWM auf Grund des Erreichens seiner Laufzeit ersetzt. Dabei wurde ein Rotorkopf eingebaut, welcher zuvor durch die belgische Firma Agusta Aerospace Services SA (AAS) überholt worden war. Dieser war mit einem *EASA FORM 1* am 12. Juni 2008 für die Verwendung freigegeben worden.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.7.2 bis 1.7.4 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.7.2 Allgemeine Wetterlage

Ein sich abschwächender Warmfrontausläufer zog an der Nordschweiz vorbei Richtung Osten. Der von West auf Nordwest drehende Wind brachte im Tagesverlauf trockenere Luft in den Alpenraum.

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.

<i>Wolken</i>	<i>1-2/8 um 4000 ft AMSL, 4-6/8 um 7000 ft AMSL, darüber Cirren</i>	
<i>Wetter</i>	<i>-</i>	
<i>Sicht</i>	<i>um 20 km</i>	
<i>Wind</i>	<i>Nordostwind mit 5 kt, Windspitzen 9 kt</i>	
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>09 °C / 08 °C</i>	
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LSGG 1024 hPa, QNH LSZH 1021 hPa, QNH LSZA 1019 hPa</i>	
<i>Gefahren</i>	<i>Keine erkennbar</i>	

1.7.4 Astronomische Angaben

<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimut: 211°</i>	<i>Höhe: 17°</i>
<i>Beleuchtungsverhältnisse</i>	<i>Tag</i>	

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Kommunikation

Nicht betroffen.

1.10 Angaben zum Flughafen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Ein eigentlicher Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und nicht eingebaut. Hingegen war ein *health and usage monitoring system* (HUMS) vorhanden. Die ausgewerteten Angaben bestätigten die kurzzeitige Erhöhung der RRPM auf ca. 104%. Weitere Daten wurden für die Untersuchung nicht verwendet.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle befand sich auf dem Gelände des früheren Militärflugplatzes Interlaken, welcher seinen Betrieb Ende 2003 eingestellt hatte. Auf diesem Gelände hatte die Rega einen Hangar gemietet. Die Durchführung des Trainings mit Unterlast war auf einer Abstellfläche und dem Rollwegsystem geplant gewesen.

1.12.2 Aufprall

Der Aufprall erfolgte mit einer Vorwärtsgeschwindigkeit von ca. 40 kt in einer annähernd horizontalen Lage in der Wiese. Der Heckrotorschutzbügel touchierte dabei das Gelände.

1.12.3 Wrack

Im Einzelnen konnten am Wrack folgende Feststellungen gemacht werden:

Zwei der drei Bolzen für die Befestigung des *swash plate driving scissor fitting* am *hub* des Hauptrotorkopfes waren gebrochen. Der dritte Bolzen war verbogen.

Im Übrigen konnten am Helikopter keine weiteren Beschädigungen festgestellt werden.

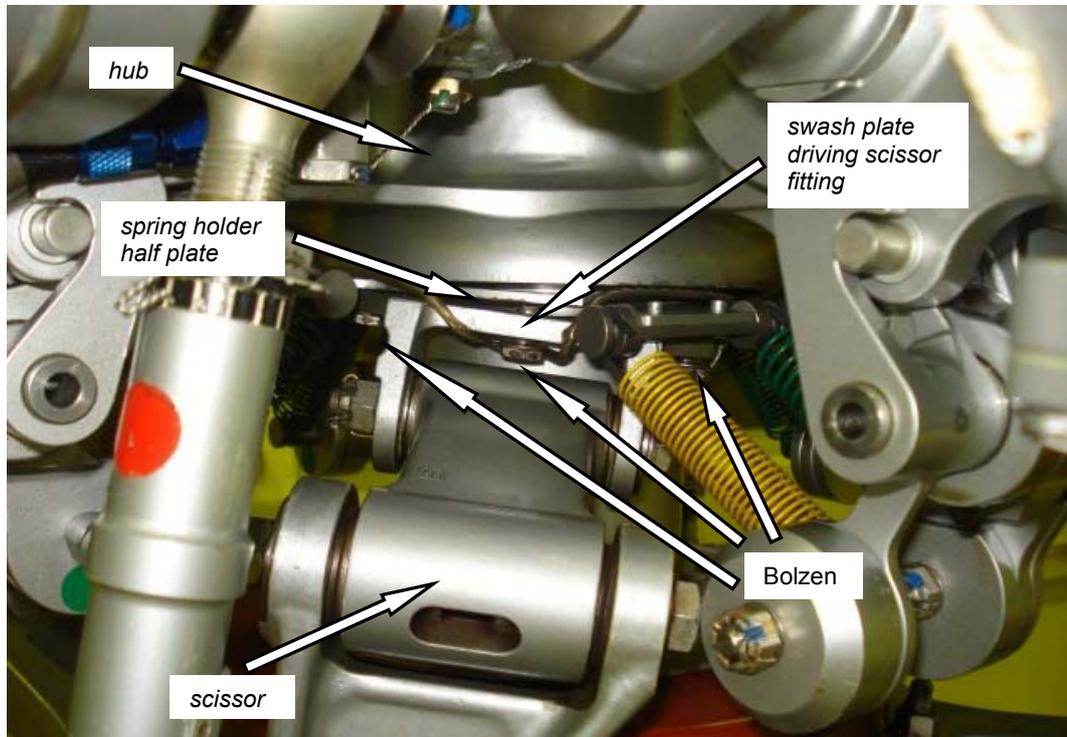


Abbildung 4: Ansicht des Hauptrotorkopfes mit den gebrochenen Bolzen

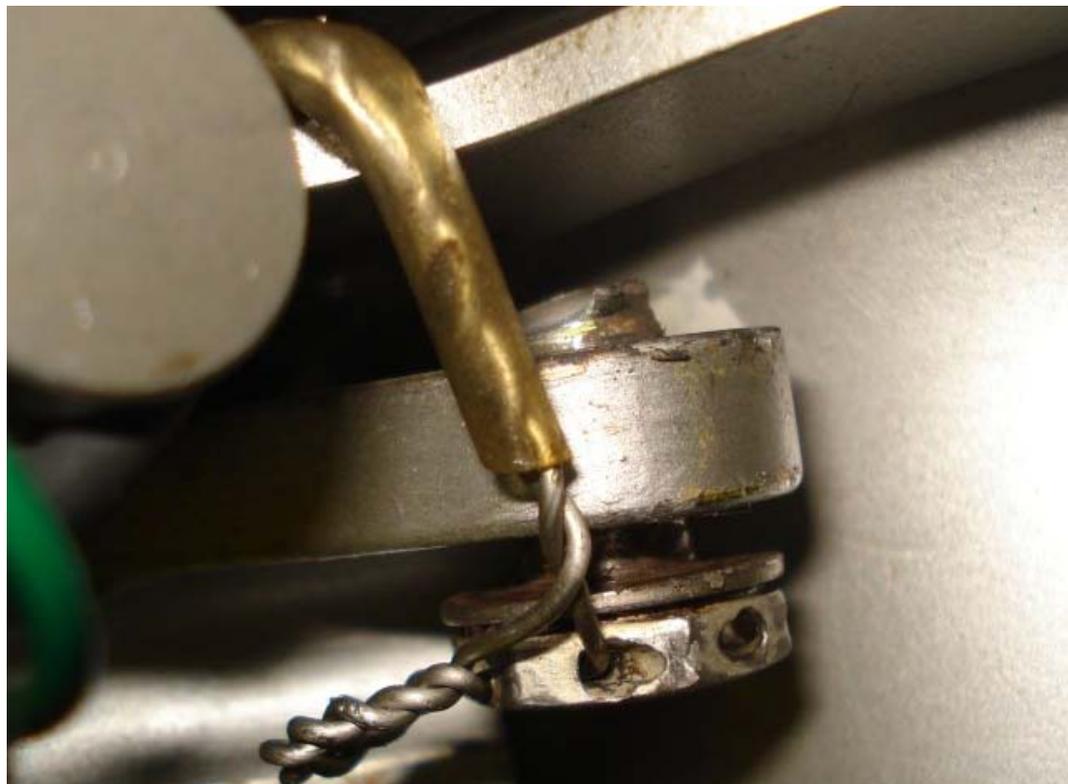


Abbildung 5: Ansicht des gebrochenen Bolzens in situ

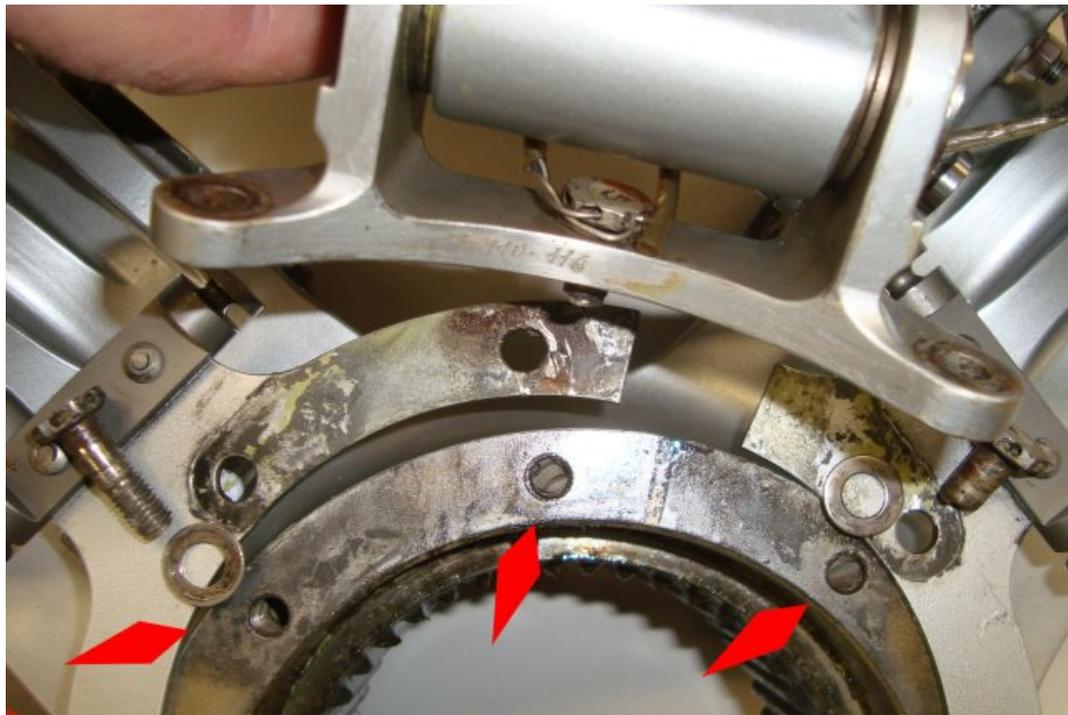


Abbildung 6: Ansicht des ausgebauten *hub* mit *spring holder half plate*, *fitting* und Bolzen

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.

Die Bauch- und Schultergurten wurden getragen und hielten der Beanspruchung stand.

Der Helikopter war mit *crashworthy seats* ausgerüstet.

Der Unfall war überlebbbar.

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.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Erste Feststellungen am Hauptrotorkopf

Bereits am Unfalltag, dem 24. November 2009, wurde festgestellt, dass zwei der drei Bolzen, mit welchen die *swash plate driving scissor fitting* P/N 109-0110-67-111 an der Nabe (*hub*) des Hauptrotorkopfes (*main rotor hub assy*) befestigt wird, gebrochen waren. Alle drei Bolzen P/N 109-0101-78-5 waren mit je **einer** Unterlagscheibe AN960 C416L mit einer Dicke von 0.8 mm montiert.

Eine anschliessende Untersuchung durch die Rega ergab, dass im Unterschied zum verunfallten Helikopter HB-XWM, bei drei weiteren Helikoptern der A109K2 Flotte, die gleichen Bolzen mit je **zwei** unterschiedlichen Unterlagscheiben AN960 C416L und AN960 C416 mit einer Gesamtdicke von 2.3 mm montiert waren.

Bei drei weiteren Helikoptern der A109K2 Flotte waren analog zum Unfallhelikopter die gleichen Bolzen mit nur je **einer** Unterlagscheibe montiert.

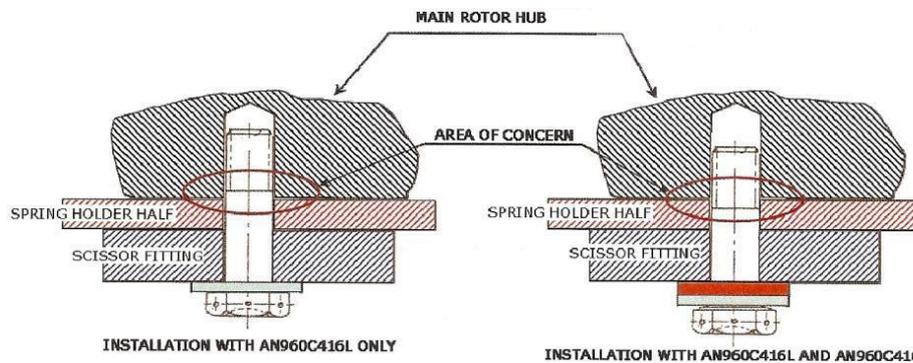


Abbildung 7: Vergleich der Befestigung mit einer oder zwei Unterlagscheiben

1.16.2 Untersuchung der gebrochenen Bolzen

Die Untersuchung der Bruchflächen ergab, dass beide Bolzen Schwingungsbrüche aufgrund wechselseitiger Biegebeanspruchung (Ermüdungsbrüche) aufwiesen.

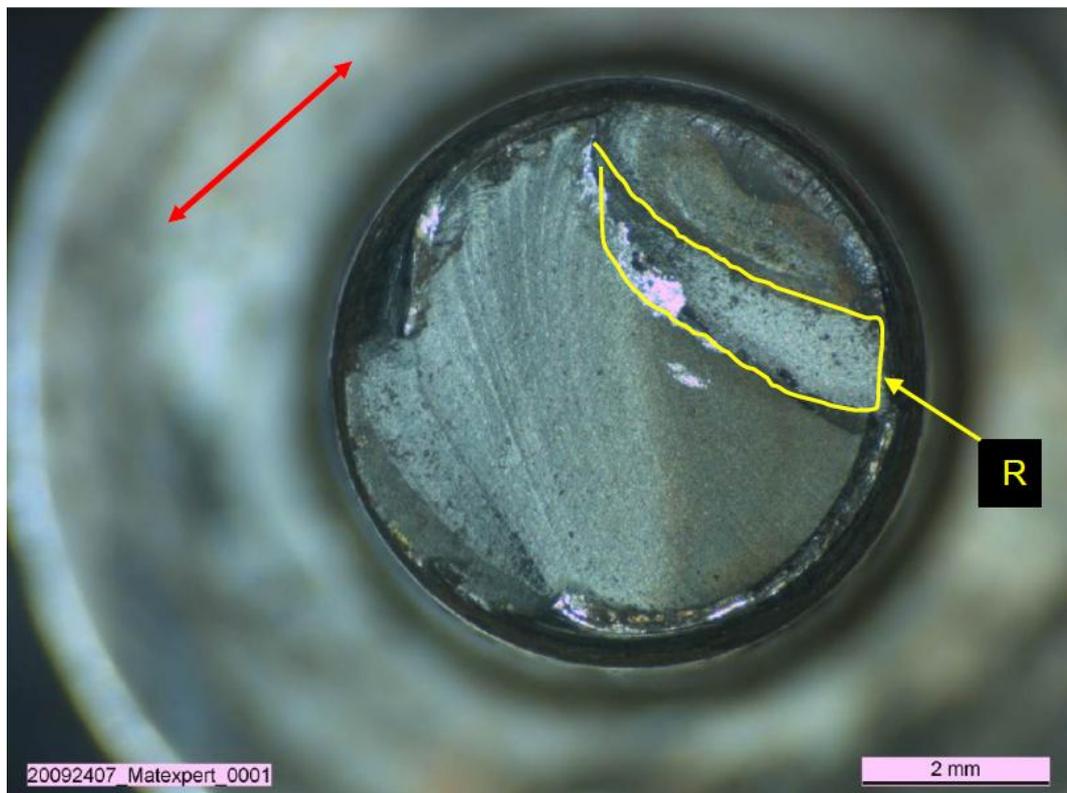


Abbildung 8: Makrobild der Bruchfläche an Bolzen 1

R: Restbruchfläche, die übrige Bruchfläche stellt einen Schwingungsbruch dar
Doppelpfeil: Schwingungsrichtung

1.16.3 Untersuchungen an der Nabe des Hauptrotorkopfes

Eine Betrachtung der Konstruktionszeichnungen des *hub* und der Bolzen ergab, dass bei Montage der Bolzen mit nur einer Unterlagscheibe entweder der Schaft des Bolzens – dies ist derjenige Teil ohne Gewinde – an der Gewindebohrung oder das Gewindeende des Bolzens im Grund des Innengewindes im *hub* anstand.

Es muss davon ausgegangen werden, dass sich am Innengewinde ebenfalls Ermüdungsschäden gebildet hatten.

1.16.4 Unterhaltsdokumente

Der Hauptrotorkopf P/N 109-0101-01-117 war für einen Einsatz von 3600 Stunden zeitlimitiert. Eine Wiederinstandstellung oder Überholung des vollständig ausgerüsteten Hauptrotorkopfes erfolgte entweder durch den Hersteller oder durch eine entsprechend zugelassene Unterhaltsfirma.

Die Firma AgustaWestland überholte Baugruppen ihrer Produkte, unter anderem den Hauptrotorkopf. Diese Unterhaltsarbeiten wurden gemäss den Bauunterlagen der entsprechenden Baugruppen ausgeführt. Auf der Zeichnung 109-0101-01 des Rotorkopfes waren ursprünglich für die Befestigung des *swash plate driving scissor fitting* drei Bolzen vorgesehen, welche mit je einer Unterlagscheibe P/N AN960 C416L an den *hub* des Hauptrotorkopfes geschraubt werden sollten.

An diesen Zeichnungen wurden verschiedene Revisionen vorgenommen. Dabei wurde unter anderem infolge einer Änderung an der Dimension des *swash plate driving scissor fitting* nebst der einen Unterlagscheibe AN960 C416L die Montage einer zusätzlichen Unterlagscheibe AN960 C416 notwendig und entsprechend spezifiziert. Diese Änderung war zuerst als *Note 16* vermerkt worden. Später wurde die *Note 16* aufgehoben und als *Modifrice L* in der Zeichnung vermerkt, mit einem Verweis auf die Modifikationsmeldung *segnalazione di modifica* SM 109-4192 datiert vom 16. April 1976.

Die publizierte Unterhaltsdokumentation des Herstellers basierte auf den Zeichnungen zur Herstellung und Ausrüstung des Hauptrotorkopfes. Die Erstellung der erforderlichen Unterhaltshandbücher und Ersatzteillisten wurde vor der Erstzulassung begonnen. Dabei wurde die ursprüngliche Zeichnung, auf welcher nur eine Unterlagscheibe spezifiziert war, als Grundlage verwendet. Die Änderung auf neu zwei Unterlagscheiben floss nicht in die bereits publizierten Unterlagen ein. Diese waren daher fehlerhaft.

Die Firma Agusta Aerospace Services SA (AAS) überholt gemäss der *capability-list* AAS-IMP-1031 unter anderem die Hauptrotornabe P/N 109-0101-01-XXX des Baumusters A109K2. Diese Arbeiten wurden gemäss den vom Hersteller publizierten Unterhaltsunterlagen (*maintenance manual - MM, overhaul manual - OHM, illustrated parts catalogue - IPC*) durchgeführt.

Zum Zeitpunkt der Überholung des Hauptrotorkopfes S/N 438 waren folgende Unterlagen anwendbar:

- *A109K2 – Maintenance Manual Revision 18, dated 09 march 2007*
- *A109K2 – Overhaul Manual Revision 8, dated 10 october 2006*
- *A109K2 – Illustrated Parts Catalogue, dated 30 october 2007*

Die entsprechenden Unterhaltsdokumente für die Befestigung des *swash plate driving scissor fitting* am *hub* P/N 109-0101-02-01 schrieben vor, dass die drei Bolzen P/N 109-0101-78-5 mit je **einer** Unterlagscheibe P/N AN960 C416L montiert werden sollten.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Herstellerfirma AgustaWestland

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

1.17.2 Unterhaltsfirma Agusta Aerospace Services SA (AAS)

Die Firma Agusta Aerospace Services SA (AAS) mit Sitz in Liege und Zaventem / Belgien wurde am 11. Oktober 2006 von den belgischen Behörden gemäss EASA Part 145 für die Durchführung von Unterhaltsarbeiten an Helikopter Komponenten mit dem Rating C10 (*dynamic components*) *Main Rotor Hub* für Agusta Baumuster A109 Series mit der Nummer EASA Part 145 BE.145.22 zugelassen.

Das Unterhalts-Organisations-Handbuch (*maintenance organisation exposition - MOE*) war von der belgischen Zivilluftfahrtbehörde BCAA genehmigt worden. Zum Zeitpunkt der Überholung des betroffenen Hauptrotorkopfes war die Ausgabe 6 mit der Revision 3 in Kraft, welche vom BCAA am 7. November 2006 genehmigt worden war. Die Überwachung der technischen Dokumentation wird durch ein Verfahren im MOE und ein internes Unterhaltsverfahren festgelegt.

1.18 Zusätzliche Angaben

Aufgrund der ersten Ergebnisse der visuellen Prüfung am verunfallten Helikopter wurde durch die Rega eine Überprüfung aller sechs eingesetzten Helikopter vom Muster A109K2 angeordnet.

Die Rotorköpfe wurden visuell kontrolliert. Insbesondere wurden die beim Unfallhelikopter gebrochenen Bolzen kontrolliert. Dabei wurden zwei verschiedene Varianten der Montage des *swash plate driving scissor fitting* am *hub* festgestellt.

Bei drei Rotorköpfen waren unter dem Bolzen zur Befestigung der *swash plate driving scissor fitting* **zwei** Unterlagscheiben montiert. Dies entsprach der Abbildung und Auflistung in den Herstellerzeichnungen mit dem Verweis auf die Modifikationsmeldung (vgl. Kapitel 1.16.4). Siehe Anlage 1.

Bei drei Rotorköpfen war unter dem Bolzen zur Befestigung der *swash plate driving scissor fitting* **eine** Unterlagscheibe montiert. Dies entsprach der Abbildung und Auflistung im IPC (*illustrated parts catalogue*). Siehe Anlage 2.

Ein weiterer in der Schweiz immatrikulierter Helikopter des gleichen Baumusters wurde ebenfalls überprüft. An seinem Rotorkopf waren unter dem Bolzen zur Befestigung der *swash plate driving scissor fitting* **zwei** Unterlagscheiben montiert.

In Zusammenarbeit mit dem Hersteller wurde eine Sofortmassnahme durchgeführt, bei der an allen Rotorköpfen die Bolzen für die *swash plate driving scissor fitting* ersetzt und mit **zwei** Unterlagscheiben installiert wurden. Dies um einen sofortigen Weiterbetrieb der Flotte zu erlauben, bevor das entsprechende *Alert Service Bulletin* und die dringliche Lufttüchtigkeitsanweisung (*emergency airworthiness directive*) der EASA publiziert war. Siehe Anlage 4.

In den neueren Unterhaltsdokumenten wird als äquivalentes Teil zu den Unterlagscheiben die neue Bezeichnung nach NAS (*National Aeronautical Standard*) verwendet und zwar für:

- AN960 C416L neu die Bezeichnung NAS1149C0432R
- AN960 C416 neu die Bezeichnung NAS1149C0463R

Im Bericht wird der Verständlichkeit halber nur die alte Bezeichnung nach AN (*Aeronautical Standard*) verwendet.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Keine

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Durch den Bruch der Bolzen der Befestigung des *swash plate driving scissor fitting* war der obere Teil der *swashplate* nicht mehr fest mit dem Rotor verbunden. In der Folge wurden die Steuereingaben nicht mehr korrekt auf die Rotorblätter übertragen. Die Steuerung wurde dadurch stark beeinträchtigt wenn nicht gar verunmöglicht.

Die sofort nach dem Unfall angeordnete Untersuchung der übrigen Helikopter des gleichen Baumusters zeigte, dass es zwei verschiedene Montagearten für die Befestigung des *swash plate driving scissor fitting* am *hub* gab. Bei der einen Montageart wird pro Bolzen je **eine** Unterlagscheibe verbaut, bei der anderen Montageart sind es je **zwei** verschiedene Unterlagscheiben. Diese Diskrepanz wurde von der Rega in ihrem ersten Bericht an Agusta am Tag nach dem Unfall beschrieben.

Agusta analysierte die Auswirkung dieser beiden Montagearten; diese unter Berücksichtigung der Fabrikationstoleranzen der betroffenen Bauteile (Anlage 3). Diese Analyse zeigte deutlich, dass es im Falle einer Montage mit nur einer Unterlagscheibe P/N AN960 C416L und der Verwendung von Bauteilen, die innerhalb der spezifizierten Toleranz hergestellt wurden, bei gewissen Bauteilkombinationen dazu kommen kann, dass der Schaft – es ist derjenige Teil des Bolzens ohne Gewinde – an der Gewindebohrung im *hub* oder das Gewindeende des Bolzens im Grund des Innengewindes des *hub* ansteht. Ein derart montierter Bolzen weist trotz korrektem Anziehmoment eine zu geringe oder sogar keine Vorspannung auf. Dies weil beim Aufbringen des Anziehmomentes das Gewinde im Gegenstück ansteht und dabei weder der Schaft des Bolzens in ausreichendem Mass elastisch verlängert noch die zu klemmenden Teile genügend elastisch verkürzt wird.

Die Dauerhaltbarkeit einer dynamisch beanspruchten Verbindung ist abhängig von der Vorspannung, d.h. von der Elastizität des Bolzens, der geklemmten Teile, dem Anziehmoment sowie der Art und Grösse der Beanspruchung. Bolzen, welche nicht ausreichend vorgespannt montiert werden, weisen bei dynamischer Beanspruchung eine ungenügende Dauerhaltbarkeit auf; es kommt zu einem Bruch des Bolzens infolge Ermüdung.

Die Ergebnisse der Materialuntersuchung haben bestätigt, dass der Bruch der beiden Befestigungsbolzen auf Materialermüdung – verursacht durch eine wechselseitige Biegebeanspruchung – zurückzuführen ist.

Der Grund für den Bruch der Bolzen lag darin, dass anlässlich der Überholung der Hauptrotornabe die Bolzen, mit welchen die *swash plate driving scissor fitting* am *hub* befestigt wurde, mit nur je **einer** Unterlagscheibe montiert war.

Dies hatte zur Folge, dass trotz korrekt aufgebrachtem Anzugsmoment die *swash plate driving scissor fitting* mit einer ungenügenden Klemmkraft (Vorspannung) mit der Nabe (*hub*) des Hauptrotorkopfes (*main rotor hub assy*) verbunden war und demzufolge die vom Helikopter-Steuerungssystem auf die *swash plate driving scissor fitting* wirkenden Kräfte über die Bolzen und nicht wie konstruktiv vorgesehen durch Reibungschluss in der Klemmebene auf die Nabe (*hub*) übertragen wurde.

Die Unterhaltsarbeiten am Hauptrotorkopf wurden durch die Firma AAS in Zaventem / Belgien durchgeführt. Es handelte sich um einen nach den geltenden Vorschriften zugelassenen und durch die zuständige Aufsichtsbehörde überwachten Unterhaltsbetrieb. Die verwendeten Unterlagen (OM, MM, IPC) waren vom Her-

steller des Helikopters publiziert worden und entsprachen dem zum Zeitpunkt der Durchführung der Arbeiten geltenden Revisionsstand.

Die publizierte Unterhaltsdokumentation enthielt aber einen Fehler, weil bei deren Publikation die Montage des Bolzen P/N 109-0101-78-5 mit nur einer Unterlagscheibe P/N AN960 C416L aus der ursprünglichen Zeichnung übernommen worden war. Die vom Hersteller 1976 vorgenommene Änderung der Fabrikationszeichnung, welche die Verwendung von zwei Unterlagscheiben vorschreibt, wurde nicht in die Unterhaltsdokumentation übernommen.

Da bei der Demontage niemandem aufgefallen war, dass zwei Unterlagscheiben unter den Bolzen montiert waren, hatte der Unterhaltsbetrieb keine weitere Möglichkeit, diesen Fehler zu entdecken und hat daher eine Verwendbarkeitsbescheinigung (*Certificate for release to service / FORM-1*) ausgestellt.

Weder bei Agusta noch bei der Firma AAS wurde bei der Durchführung von Unterhaltsarbeiten festgestellt, dass die Konfiguration (einer oder zwei Unterlagscheiben) eines angelieferten Hauptrotorkopfes nicht mit den vorhandenen Unterhaltsdokumenten übereinstimmte.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Besatzung

Als der Helikopter plötzlich in eine vertikale Schwingung geriet und zu sinken begann, versuchte die Besatzung, die Situation zu analysieren. Sie konnte die Reaktion des Helikopters und die annähernd wirkungslosen Steuereingaben aber nicht einordnen. Als nach dem Abwurf der Last der Helikopter weiter sank und praktisch nicht auf die Steuereingaben reagierte, übernahm der Fluglehrer die Kontrolle über den Helikopter. Diese Reaktion des Fluglehrers war der Situation angepasst. Er versuchte den Flugweg zu kontrollieren und den Helikopter in einer horizontalen Lage aufzusetzen. Seine Steuereingaben zeigten aber wenig Wirkung. Der Helikopter landete unkontrolliert und zufällig so, dass keine gravierenden Folgen entstanden.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr VFR zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Helikopters befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss RFM zulässigen Grenzen.
- Die letzte 100-Stundenkontrolle wurde bei 4108:57 Betriebsstunden durchgeführt.
- Die letzte Zustandsprüfung durch das BAZL erfolgte am 8. Juli 2009.
- Es war ein Notsender ELBA eingebaut. Dieser gab keine Signale ab.
- Zwei der drei Bolzen zur Befestigung des *swash plate driving scissor fitting* am *hub* des Hauptrotorkopf wurden nach dem Unfall abgebrochen vorgefunden.
- Der dritte Bolzen war verbogen.
- Die metallographische Untersuchung zeigte auf, dass zwei Bolzen infolge Materialermüdung gebrochen waren.
- Die Materialermüdung ist auf eine ungenügende Vorspannung bei der Montage zurückzuführen.
- Die ungenügende Vorspannung war die Folge der Montage mit nur einer Unterlagscheibe.

3.1.2 Besatzung

- Die Piloten besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Pilot hatte am 19. November 2009 seine Prüfung zum Erlangen der Musterberechtigung für Agusta A109 bestanden.

3.1.3 Flugverlauf

- Beim Eindrehen in den Endanflug zum Absetzen der Aussenlast begann der Helikopter zu vibrieren und zu sinken.
- Die Steuereingaben zeigten wenig Wirkung.
- Die Aussenlast wurde abgeworfen.
- Der Helikopter landete unkontrolliert mit geringer Vorwärtsgeschwindigkeit auf der Wiese.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Der Hauptrotorkopf war von einem zugelassenen Unterhaltsbetrieb überholt worden.
- Die verwendeten Unterhaltsunterlagen waren zum Zeitpunkt der Durchführung der Arbeiten auf dem entsprechenden Revisionsstand.
- Die vom Hersteller publizierte und vom Unterhaltsbetrieb verwendete Unterhaltsdokumentation war fehlerhaft, weil darin eine Änderung der Konstruktionszeichnungen unberücksichtigt blieb.

3.2 Ursachen

Der Unfall wurde durch den Bruch zweier Bolzen für die Befestigung des *swash plate driving scissor fitting* am *hub* des Hauptrotors verursacht, was dazu führte, dass der Helikopter annähernd unsteuerbar wurde.

Kausal für den Bruch der Bolzen war der Umstand, dass die vom Hersteller publizierte und vom Unterhaltsbetrieb verwendete Unterhaltsdokumentation fehlerhaft war.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Keine.

4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.2.1 Sofortmassnahmen an allen Helikoptern des gleichen Baumusters in der Schweiz

Nach dem Unfall wurden unverzüglich alle Bolzen zur Befestigung des *swash plate driving scissor fitting* am *hub* an den übrigen Helikoptern des gleichen Baumusters überprüft. Nach Rücksprache mit dem Hersteller wurden sämtliche Bolzen demontiert, überprüft und mit **zwei** Unterlagscheiben P/N AN960 C416L und P/N AN960 C416 wieder montiert. Sämtliche Bolzen P/N 109-0101-78-5 wurden innert einiger Tage ersetzt, da eine eventuelle Ermüdung durch vorhergehende Montage mit ungenügender Vorspannung nicht ausgeschlossen werden konnte.

4.2.2 Publikation einer *Emergency Airworthiness Directive*

Der Hersteller des Helikopters publizierte am 18. Dezember 2009 im Rahmen seiner Zulassung als Herstellerbetrieb (DOA EASA.21J.005) das *Alert Mandatory Bolletino Tecnico 109K-53*. In diesem wurden eine Inspektion und gegebenenfalls der Ersatz der Bolzen und der Einbau der beiden unterschiedlichen Unterlagscheiben P/N AN960 C416L und P/N AN960 C416 verlangt.

Am selben Datum wurde von der EASA die *emergency airworthiness directive 2009-0274-E* herausgegeben, welche die Ausführung des *Mandatory Bolletino Tecnico 109K-53* verbindlich vorschreibt. Als Datum des Inkrafttretens war der 20. Dezember 2009 vermerkt.

4.2.3 Mögliche Beschädigung des Innengewindes im *hub*

Eine Beurteilung des Innengewindes auf eine eventuelle Beschädigung bei Hauptrotorköpfen, welche fälschlicherweise nur mit einer Unterlagscheibe montiert waren, wurde vom Hersteller nicht gefordert.

Payerne, 26. September 2012

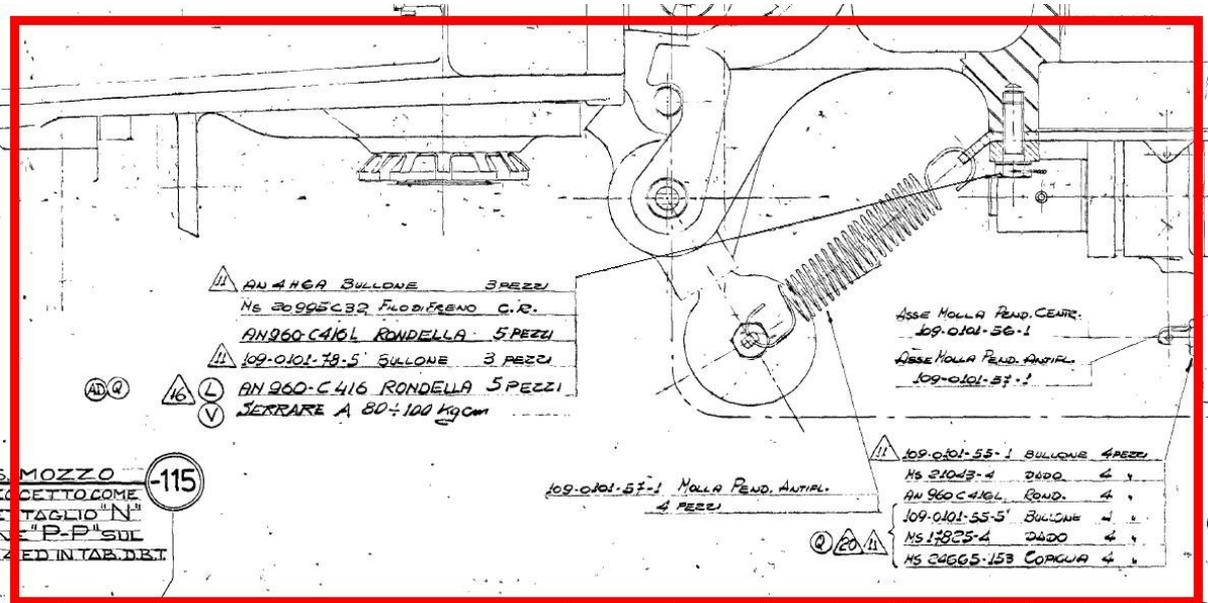
Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle

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, 23. Oktober 2012

Anlagen

Anlage 1: Auszug aus der Konstruktionszeichnung der Rotornabe 109-0101-01 und entsprechende Revisionsvermerke



Detail der Verbindung zwischen swash plate driving scissor fitting und hub

Ⓛ Ⓜ PER NUOVE COSTRUZIONI E PARTI DI RICAMBIO IL PART. 109-0101-32-3 SOSTITUISCE IL PART. 109-0101-32-1 INOLTRE AGGIUNTE N° 5 RONDELLE AN. 960 C416

Note 16, später ersetzt durch Modifice L

SIGLA	OGGETTO	DISEGNATORE	DATA
E	VEDERE S.M. 109-2582	Caricelli	22-7-74
F	VEDERE S.M. 109-2749	Caricelli	
G	VEDERE S.M. 109-3374	Caricelli	16-6-75
H	VEDERE FOGGIO 1		
I	VEDERE S.M. 109-3946	Caricelli	8-1-76
L	VEDERE S.M. 109-4192	Caricelli	16-4-76
M	VEDERE S.M. 109-4402	Caricelli	30-6-76
N	VEDERE S.M. 109-4567	Caricelli	22-9-76
P	VEDI FOGGIO 1 DI 2		14-4-77
Q	VEDI FOGGIO 1 DI 2		28-7-77
R	VEDI FOGGIO 1 DI 2		4-6-78
S	VEDI FOGGIO 1 DI 2		
T	VEDI FOGGIO 1 DI 2		

Revisionliste: Modifice L verweist auf SM 109-4192

ISTRUZIONI: leggere per l'uso. Per il controllo (H) - Direzione (H) - 4 (H) - Spazio (H)
 NOTA: Gli uffici interessati dovranno stabilire all'archivio C.T. le copie da più rapidamente
 accedere di questo Significato.

AGGIUNTO IL SEGUENTE
 PARTICOLARE

AN 960 C416 5 pezzi

AGGIUNTA INFINE LA SEGUENTE
 NOTA

 - PER NUOVE COSTRUZIONI E
 PARTI DI RICAMBIO IL PART.
 -109-0101-32-3 SOSTITUISCE
 IL PART. -109-0101-32-1 INOLTRE
 AGGIUNTE N° 5 RONDELLE
 AN 960-C416

FSR INC. 

Auszug aus der SM 109-4192 (Seite 2 von 5)

Mit Verweis auf die zusätzlich zu montierenden Unterlagscheiben AN960 C416

A109K2 IPC

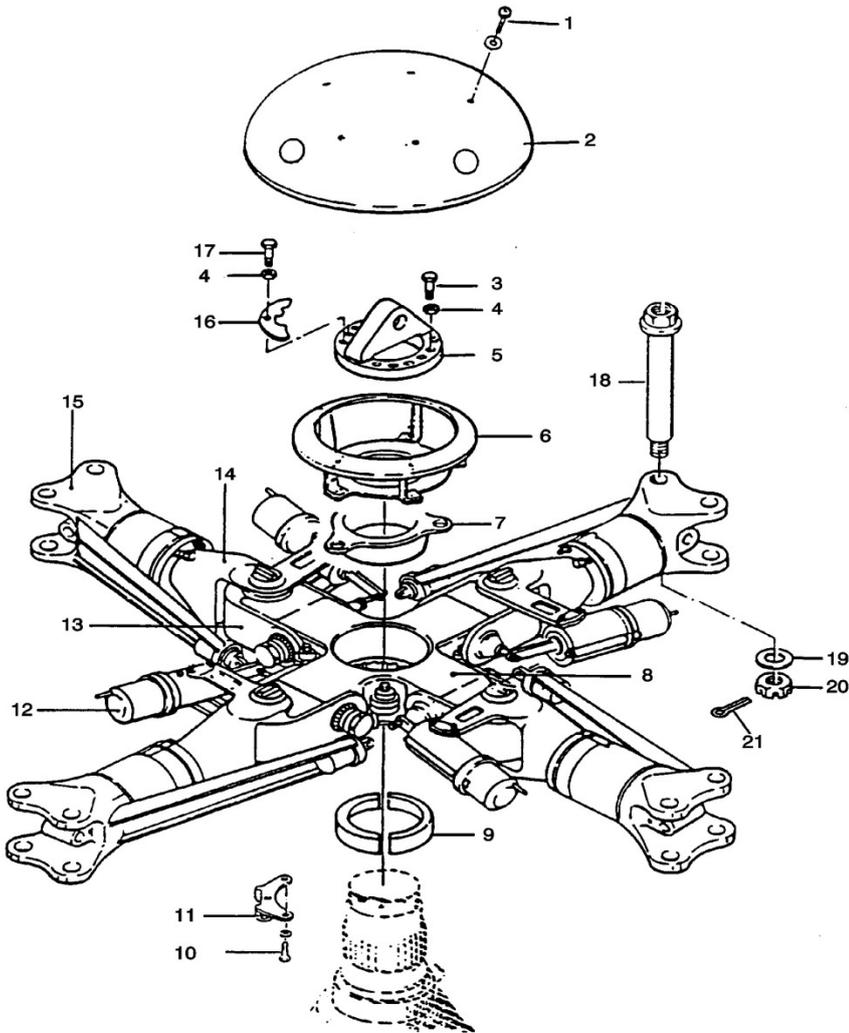


Fig. Item	Part Number	Description	UOCA MV/Effect	Icy	QNHA UI	SMR
	123456789					
33	109-0101-29-1	• PENDULUM,ANTIFLAPPING				4 PAOZZ
34	109-0101-29-3	• CAM,STOP DROP,ANTIFLAPPING				4 PAOZZ
35	109-0101-31-1	• PIN,HOLLOW				4 PAOZZ
36	109-0101-30-5	• PIN ASSY,HOLLOW				4 PAOFF
37	109-0101-47-1	• • BUSHING		-4		2 PAFZZ
37	109-0102-17-101	• • BUSHING		44		2 PAFZZ
37	109-0102-17-103	• • BUSHING		4-		2 PAFZZ
38	109-0101-11-9	• SHIM,CAM				4 PAOZZ
39	109-0101-28-7	• CAM ASSY,ANTIFLAPPING,CENTER				4 PAOFF
40	NHLF14-211A	• • BEARING,PLAIN,SELF ALIGNING				2 PAOZZ
41	109-0101-16-3	• SEAL,CARRIER,INNER				4 PCFZZ
42	MS29561-131	• PACKING,PREFORMED				4 PAOZZ
43	109-0101-82-1	• BEARING,ROLLER (CONTROL SPECIFICATION FOR PNR NB42637B/IM42637B V.F0270 PRE MOD. B.T.109K- 12/DO NOT MIX P/N 109-0101-82-1 WITH P/N 109-0102- 16-103)				8 PAOZZ
43	109-0102-16-103	• BEARING,ROLLER,AIRFRAME (CONTROL SPECIFICATION FOR PNR F221319 VENDOR D8984/ POST MOD. B.T.109K-11 DO NOT MIX P/N 109-0102-16- 3 WITH P/N 109-0101-82-1)				4 PAOZZ
44	109-0101-89-1	• SEAL,RUNNER				4 PAFZZ
45	109-0101-88-1	• RING,TRUST				4 PAFZZ
46	MS29561-025	• O-RING				8 PAOZZ
47	109-0101-90-1	• SLEEVE,BEARING				4 PAFZZ
48	JF4-32	• PACKING,PREFORMED				8 PAFZZ
49	109-0101-17-1	• SEAL,CARRIER,OUTER				4 PAFZZ
50	109-0101-11-3	• SHIM,PEELING				4 PAFZZ
51	109-0110-67-111	• FITTING ASSY				1 PAFFF
52	109-0101-78-5	* BOLT,SHEAR				3 PAFZZ
53	AN960C416L	* WASHER,FLAT		-1		3 PAOZZ
53	NAS1149C0432R	* WASHER,FLAT		2-		3 PAOZZ
54	109-0110-70-1	• • BUSHING (Rework from 109-0110-70-1A1)				REF PAFZZ
-	54 109-0110-70-1A1	• • BUSHING ()				2 PAFZZ
55	109-0101-98-101	• COVER ASSY,HALF				2 PAOOD
56	109-0104-13-101	• BRACKET,SPRING HOLDER				1 PAOZZ
57	109-0101-78-3	* BOLT,SHEAR				2 PAFZZ
58	AN960C416L	* WASHER,FLAT		-1		2 PAOZZ
58	NAS1149C0432R	* WASHER,FLAT		2-		2 PAOZZ
59	109-0101-02-1	• HUB ASSY,MAIN ROTOR				1 PAFFF
60	109-0101-45-1	• • PIN,STRAIGHT,THREADED				4 PAFZZ
61	AN960C10L	• • WASHER,FLAT		-1		4 PAOZZ
61	NAS1149C0332R	• • WASHER,FLAT		2-		4 PAOZZ
62	MS21043-3	• • NUT,SELF-LOCKING,HEXAGON				4 PAOZZ
63	999-3900-22-101	• • PLATE,IDENTIFICATION		-1		1 PAFZZ
63	A016A001A1	• • PLATE,IDENTIFICATION		2-		1 PAFZZ
-	64 109-0102-01-105	• LUBRICATION SYSTEM, MAIN ROTOR (Refer to 62-21- 01 fig. 01 item 000 for BKDN)				REF XC

62-21-00
Fig. 1
Page 34
ISSUE 6

Auszug aus dem Maintenance Manual (MM)

A109K2-MM



- | | | | |
|------------------|----------------|---------------|--------------------------|
| 1. Screw | 7. Conic ring | 13. Coupling | 18. Blade retention bolt |
| 2. Cover | 8. Hub | 14. Spindle | 19. Washer |
| 3. Bolt | 9. Split cones | 15. Grip | 20. Nut |
| 4. Nut | 10. Bolt | 16. Lockplate | 21. Cotter pin |
| 5. Ring nut | 11. Fitting | 17. Bolt | |
| 6. Cover support | 12. Damper | | |

A6ED432A

Figure 62-17. Main rotor hub

62-21-00

62-38

A109K2-MM



C. Installation procedure

NOTE: Before installation, apply a film of corrosion preventive compound (LCM NO 48) on the splines of the mast and hub.

- (1) Install sling (LSE NO 33) on the main rotor hub and connect the sling to a suitable hoist.

CAUTION: WHEN POSITIONING THE SLING, TAKE CARE NOT TO DAMAGE THE RESTRAINER SPRINGS AND THE OIL RESERVOIRS.

- (2) Carefully lower the main rotor hub assembly on the mast aligning the splines.
- (3) Position split cones (9, fig 62-17) on the mast conic section and carefully lower the main rotor hub into position against the upper surface of the split cones.
- (4) Apply a light film of corrosion preventive compound (LCM NO 46) to threads on mast and ring nut (5).
- (5) Install conic ring (7), support (6), ring nut (5), lock plate (16), bolt (3 and 17) complete with nuts (4). Remove the sling.

CAUTION: CHECK THE BOLTS TORQUE AFTER THE FIRST FIVE TO TEN HOURS OF MAIN ROTOR OPERATION.

NOTE 1: To ensure a correct installation of lockplate (16) position upper surface of ringnut (5) at least 0,2 mm above plane A (bottom of mast tooth) shown in figure 62-20A.

NOTE 2: Bolts (17 and 3) must be torqued diametrically following the sequence indicated in figure 62-21. The bolts must be torqued with increments of 5,9 Nm to 18,1 - 21,5 Nm. Nuts (4) must be torqued to 10,1-12,4 Nm using wrench (LSE NO 37). Lock bolts (17 and 3) and nuts (4) in pairs, as shown in figure 62-21, with safety wire (LCM NO 93).

- (6) Install the support cover (2, fig 62-17) using attaching hardware (1).
- (7) Install rotating scissors (41, fig 62-34) to the fitting (11, fig 62-17) as indicated in para 62-31-14.
- (8) Connect the pitch change links to the swashplate (para 62-31-11).
- (9) Install the main rotor blades (para 62-11-6).

D. Follow-on maintenance required:

- Track main rotor blades (para 62-00-9), if required.
- Install access panel 24 and 25.

62-21-10. Inspection

NOTE: At the 2400 hour inspection, inspect main rotor hub installation as written in A109K2-OM including non-destructive inspections (only if nicks, damage and heavy corrosion are found).

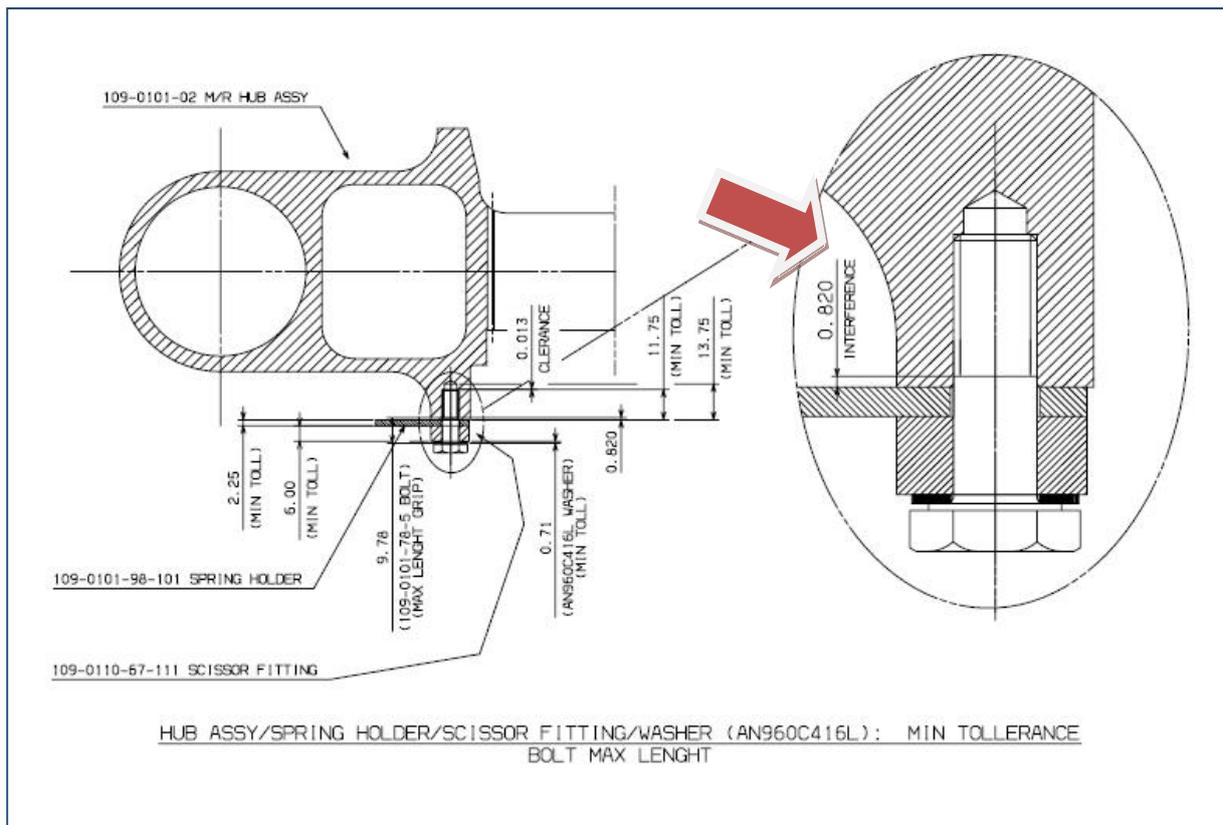
- A. Visually inspect the hub assembly components for security of attachment, traces of corrosion and apparent damage. Inspect the flapping stops and the dampers supporting tabs for condition.
- B. Inspect threads of bolts (18 and 3, fig 62-17), ring nut (5) and bolt (18) using a three-power magnification glass or stronger for presence of corrosion, cuts and distortion. Discard parts with damaged or corroded threads.

62-21-01

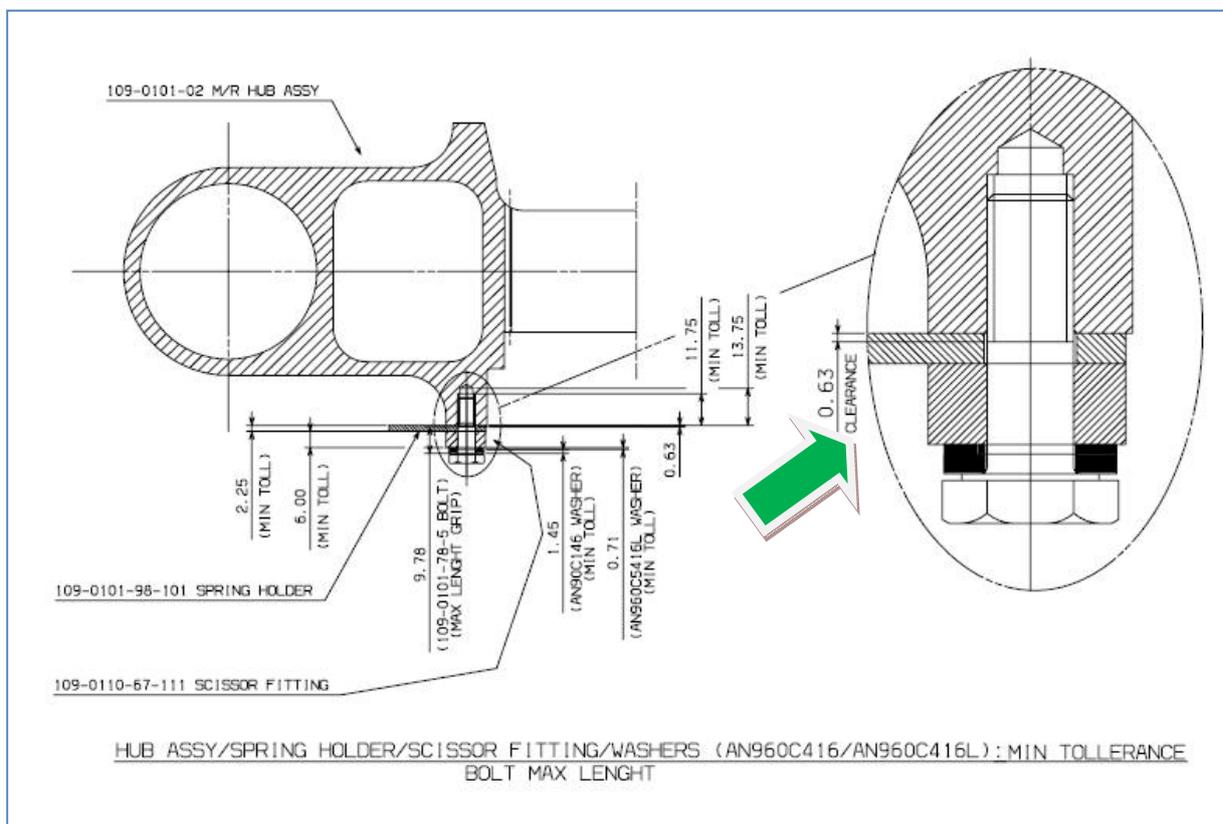
62-44

Rev. 13

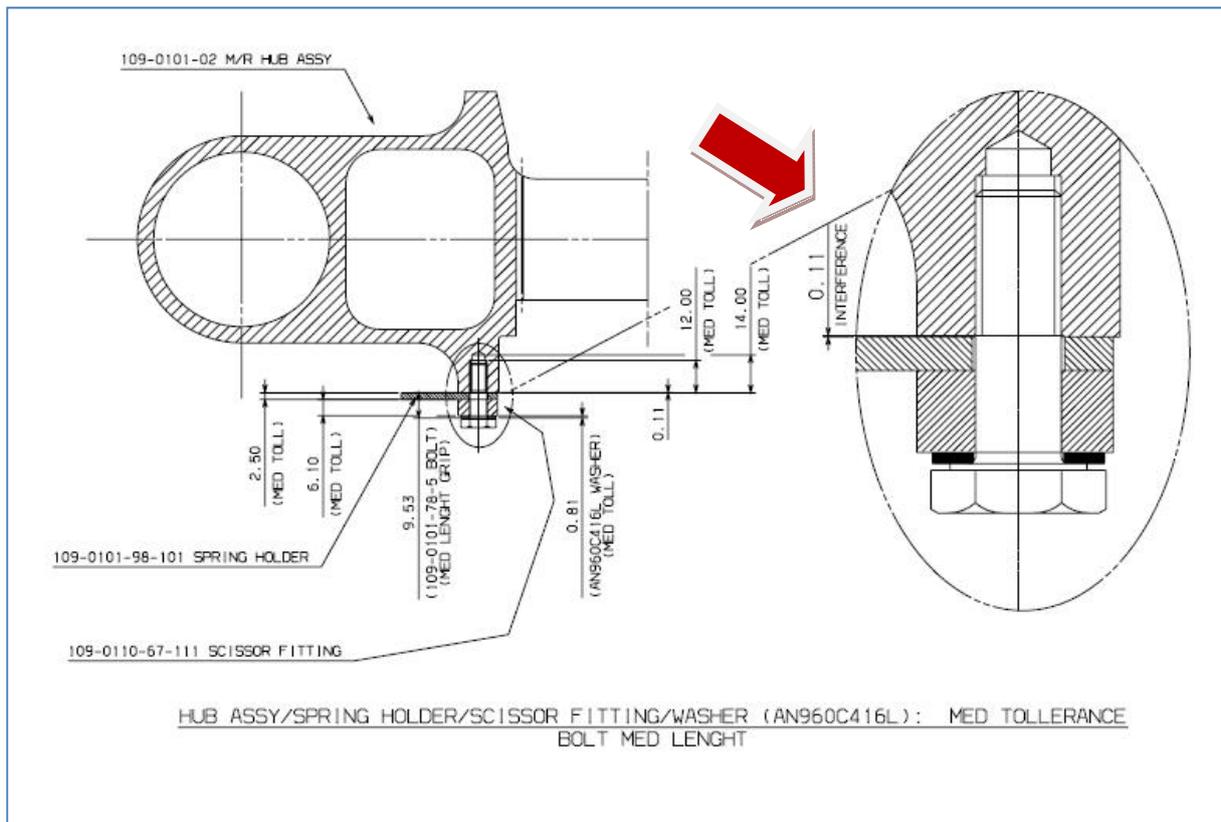
Anlage 3: Vergleich der Montage mit einer oder zwei Unterlagscheiben



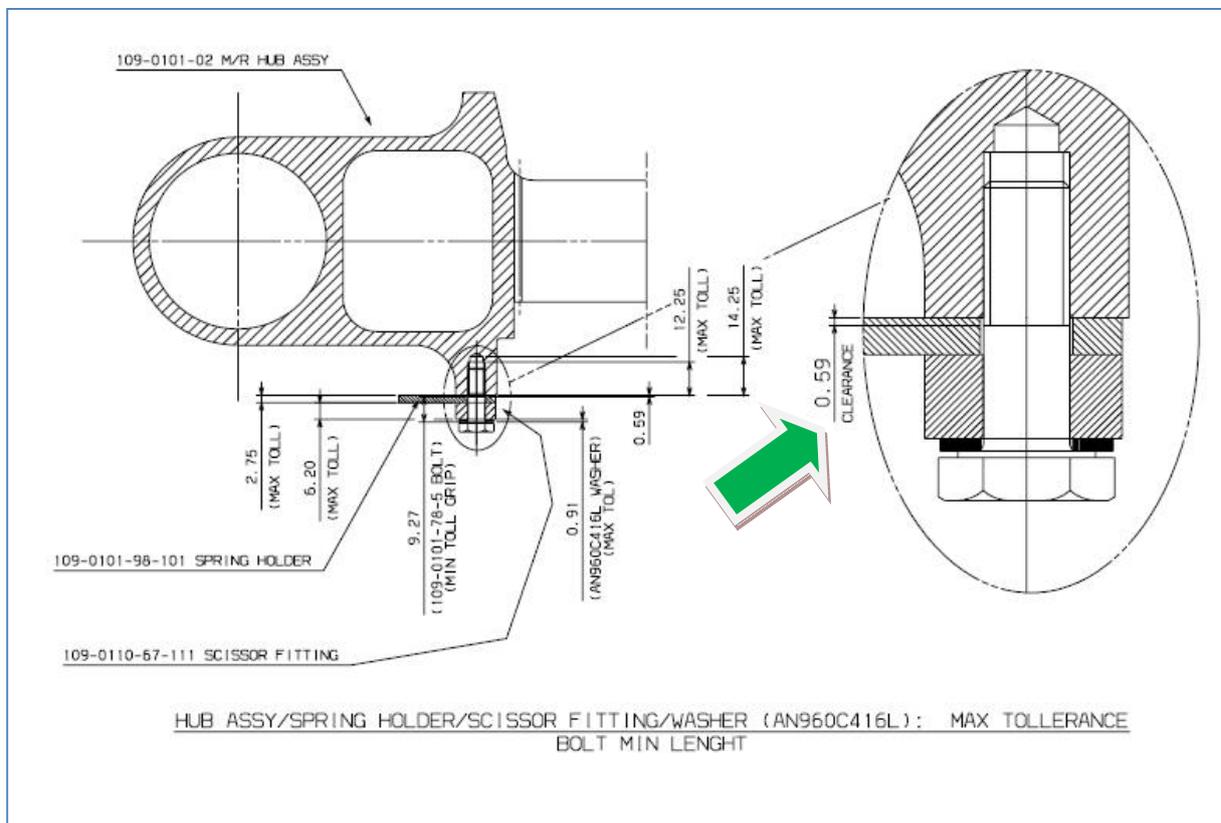
Montage mit nur einer Unterlagscheibe bei Mindesttoleranz der Bauteile = NICHT OK



Montage mit zwei Unterlagscheiben bei Mindesttoleranz der Bauteile = OK



Montage mit nur einer Unterlagscheibe bei mittlerer Toleranz der Bauteile = NICHT OK



Montage mit nur einer Unterlagscheibe bei maximaler Toleranz der Bauteile = OK

Anlage 4: Service Bulletin und EASA *emergency airworthiness directive* (nur Titelseite)

AGUSTA	ALERT	Via Giovanni Agusta, 520 21017 Cascina Costa di Samarate (VA) Italy Tel.: +39 0331-229111 - Fax: +39 0331-229605/222595
		AN AGUSTAWESTLAND COMPANY 
TRANSLATION OF		
BOLLETTINO TECNICO		№ 109K-53
The technical content of this document is approved under the authority of DOA nr EASA.21J.005.		DATE December 18, 2009
		REV.
Compliance with this bulletin is:	MANDATORY	
SUBJECT: INSPECTION OF THE MAIN ROTOR SCISSOR FITTING ASSY P/N 109-0110-67 FIXING BOLTS P/N 109-0101-78-5.		
REASON: Perform a "one-time" inspection of the subject bolts to verify the presence of two washers under the head of each bolt and provide the instructions to restore the correct installation.		
HELICOPTERS AFFECTED: All the main rotor hub assy P/N 109-0101-01 installed on the Agusta A109K2 helicopters or eventually in stock.		
COMPLIANCE:		
<u>PART I[^]:</u> Within the next 5 flight hours after the receipt of this Bollettino.		
<u>PART II[^]:</u> Within 25 flight hours after the compliance with PART I [^] and however within and not later than April 30, 2010.		
DESCRIPTION: A case of fracture of two of the three bolts P/N 109-0101-78-5 fixing the main rotor scissor fitting assy P/N 109-0110-67 has been reported in flight on an A109K2 helicopter. The occurrence did not cause harm to the occupants nor damage to the helicopter. The investigations revealed that the malfunction was caused by incorrect information contained in the technical publications. This Bollettino is issued in order to provide the necessary instructions to perform a "one-time" inspection to verify the correct installation of the main rotor scissor fitting assy P/N 109-0110-67, that includes the installation of two washers under the head of each bolt P/N 109-0101-78-5 (PART I [^]) and, if necessary, to restore the design		
An appropriate entry should be made in the aircraft log book upon accomplishment. If ownership of aircraft has changed, please, forward to new owner.		
ALERT		Page 1 of 7

EASA AD No: 2009-0274-E

EASA	EMERGENCY AIRWORTHINESS DIRECTIVE	
	<p>AD No.: 2009-0274-E</p> <p>Date: 18 December 2009</p> <p>Note: This emergency Airworthiness Directive (AD) is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EC) No 216/2008 on behalf of the European Community, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 66 of that Regulation.</p>	
<p>This AD is issued in accordance with EC 1702/2003, Part 21A.3B. In accordance with EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.301, the continuing airworthiness of an aircraft shall be ensured by accomplishing any applicable ADs. Consequently, no person may operate an aircraft to which an AD applies, except in accordance with the requirements of that AD unless otherwise specified by the Agency [EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.303] or agreed with the Authority of the State of Registry [EC 216/2008, Article 14(4) exemption].</p>		
Type Approval Holder's Name :		Type/Model designation(s) :
Agusta S.p.A		A109A, A109All, A109C, A109K2 Helicopters
TCDS Number:	EASA R.005	
Foreign AD:	Not applicable	
Supersedure:	None	
ATA 62 Main Rotor - Fixing Bolts of the Scissor Fitting Assembly - Inspection/Replacement		
Manufacturer(s):	Agusta S.p.A	
Applicability:	A109A, A109All, A109C, A109K2 helicopters all serial numbers	
Reason:	<p>A failure of a two bolts p/n 109-0101-78-5 on one A109K2 helicopter has been reported to Agusta S.p.A.. The investigation carried out by Agusta S.p.A. has identified that the failure has been originated by the inadequate information reported in the technical publications related to the configuration of the main rotor scissor fitting installation. Failure of these bolts might lead to the loss of control of the helicopter.</p> <p>To prevent this unsafe condition, Agusta S.p.A. has issued two Alert Technical Bulletins (as applicable for the different models) with the proper installation procedure of the main rotor scissor fitting.</p> <p>This Emergency AD requires the inspection of the main rotor scissor fitting for checking its proper installation and if found not to be properly installed, mandates the replacement of the bolts p/n 109-0101-78-5 in accordance with Mandatory Alert Bolletino Tecnico (BT) Agusta. N° 109K-53 or Mandatory Alert BT Agusta N° 109-131.</p>	
Effective Date:	20 December 2009	