



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2267 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Helikopters
Cabri G2, HB-ZLJ,

vom 13. Juli 2013

Neuhaus, Gemeinde Wichtrach/BE

Causes

L'accident est dû à la désintégration du ventilateur du système de refroidissement, ayant provoqué une panne de moteur, suivie d'un atterrissage d'urgence.

Les facteurs suivants ont été identifiés jouant un rôle direct dans la désintégration du ventilateur :

- conception inadéquate du ventilateur de refroidissement ;
- défaut de fabrication au niveau du disque frontal du ventilateur.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

Gemäss Artikel 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der 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 ist das Original und daher massgebend.

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

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

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster Cabri G2 HB-ZLJ

Halter Swiss Helicopter AG, Hartbertstrasse 11, 7000 Chur

Eigentümer Swiss Helicopter AG, Hartbertstrasse 11, 7000 Chur

Fluglehrer Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1981

Ausweis Berufspilotenlizenz für Helikopter (*commercial pilot licence helicopter* – CPL(H)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency* – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL).

Fluglehrer (*flight instructor* – FI(H))

Flugstunden	insgesamt	1279 h	während der letzten 90 Tage	81:30 h
	auf dem Unfallmuster	250 h	während der letzten 90 Tage	30:02 h

Flugschüler Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1983

Ausweis ---

Flugstunden	insgesamt	58:25 h	während der letzten 90 Tage	4:46 h
	auf dem Unfallmuster	56:26 h	während der letzten 90 Tage	4:46 h

Ort Neuhaus, Gemeinde Wichtrach/BE

Koordinaten 610 004 / 189 706 **Höhe** 532 m/M

Datum und Zeit 13. Juli 2013, 12:25 Uhr

Betriebsart VFR, Schulung

Flugphase Reiseflug

Unfallart Motorausfall infolge Desintegration des Gebläserades

Personenschaden

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

Schaden am Luftfahrzeug Schwer beschädigt

Drittschaden Geringer Flurschaden

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen einer im Cockpit installierten Videokamera, die Aussagen des Fluglehrers, des Flugschülers und eines Mechanikers verwendet.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Fluglehrer und der Flugschüler planten am 13. Juli 2013 ab der Basis Bern-Belp von 08:00 bis 10:00 Uhr einen Ausbildungsflug durchzuführen. Es war zunächst vorgesehen, einen Navigationsflug ins Gebirge zu absolvieren und danach nebst ein paar Volten im Gelände auch diverse Hanglandungen zu trainieren. Nachdem der Flugschüler die üblichen Vorbereitungen abgeschlossen hatte, besprach er mit dem Fluglehrer die geplante Route für den Gebirgsflug. Danach begaben sich die beiden zum Helikopter Cabri G2, eingetragen als HB-ZLJ, um diesen für den Flug vorzubereiten.

Nachdem die Maschine mit 39 Liter Flugbenzin AVGAS 100LL betankt worden war, befanden sich 70 Liter im Tank. Als der Aussencheck abgeschlossen war, installierte der Flugschüler in der Mitte der Cockpitrückwand eine kleine Videokamera. Diese war während des gesamten Fluges eingeschaltet und zeichnete Bild und Ton in sehr guter Qualität auf.

Um 08:50 Uhr startete die Besatzung mit der HB-ZLJ in Bern-Belp und flog Richtung Berner Oberland. Der Navigationsflug verlief plangemäss.

Nach dem Rückflug aus den Alpen steuerte die Besatzung die Region Schwarzenegg, nordöstlich von Thun, an. Der Fluglehrer kannte dort für die weiteren Übungen eine geeignete Stelle. Er wies den Flugschüler auf Kabel und die entsprechende Flugtaktik hin. Anschliessend flogen sie diesen Platz an. Zunächst erfolgte eine normale Landung. Daraufhin wurden die weiteren Übungen besprochen. Es folgte ein Schwebeflug in ungefähr einem Meter über Grund mit verschiedenen Landeübungen. Kurz vor einer weiteren Hanglandung vernahm die Besatzung einen Knall, gefolgt von einer Geruchsentwicklung wie beim Einsatz einer Trennscheibe auf Metall. Der Flugschüler fragte den Fluglehrer, was dies bedeute, worauf dieser die Kontrolle des Helikopters übernahm und umgehend landete. Sowohl die Anzeigen im Cockpit als auch die Steuerung des Helikopters waren normal. Nach der Landung schloss der Fluglehrer den Brandhahn zwischen den Pilotensitzen. Der Motor stand nach 10 bis 20 Sekunden still. Danach tätigte der Fluglehrer alle weiteren Manipulationen. Zuletzt betätigte der Flugschüler noch die Rotorbremse.

Die Besatzung stieg aus und der Fluglehrer öffnete die Verschaltungen zum Motorraum, um nach einer möglichen Ursache zu suchen. Weiter kontrollierte er alle Stellen, die auch anlässlich der Vorflugkontrolle im Motorraum angeschaut werden. Es konnten keine Auffälligkeiten festgestellt werden.

Anschliessend telefonierte der Fluglehrer mit einem Mechaniker der Basis Bern-Belp und schilderte das Erlebte. Dieser Mechaniker instruierte den Fluglehrer diverse Punkte zu überprüfen, unter anderem den festen Sitz des mit Klettband montierten Lufteinlassgitters am Gehäuse des Kühlluftsystems. Der Fluglehrer stellte fest, dass dieses Gitter korrekt montiert war. Durch dieses Gitter hindurch sah er, dass 6 Zähne des Zahnkranzes am Schwungrad (*flywheel*), in das der Anlasser zum Starten des Motors eingreift, abgenützt waren. Daraufhin entschied sich der Mechaniker vor Ort einen Augenschein zu nehmen. Er wurde mit einem anderen

Helikopter zum Standort der HB-ZLJ geflogen. Dort angekommen, begann er mit der Suche der möglichen Ursache.

Als Erstes kontrollierte er den Zahnkranz am Schwungrad. Der Mechaniker stufte die Abnutzung der 6 Zähne als normal ein. Als Nächstes überprüfte er den festen Sitz des Gebläserades. Auch hier konnte er nichts Auffälliges feststellen. Anschliessend begann er den Helikopter zu überprüfen und legte dabei den Schwerpunkt auf den gesamten Antriebstrang. In einem Hohlraum neben dem Hauptrotorgetriebe, in Flugrichtung oben links, fand er das sich von der Halterung gelöste Stromversorgungsgerät des Stroboskoplichtes (*strobe light*). Dieses Gerät wurde lediglich mit einem Klettverschluss in seiner Position gehalten und hatte sich während des Fluges vermutlich gelöst. Er bat den Fluglehrer im Helikopter Platz zu nehmen und klopfte danach mit dem losen Teil an die Rückwand. Der Fluglehrer bestätigte, dass sich der Knall im Fluge so angehört haben könnte. Nach einer Funktionskontrolle befestigte der Mechaniker das Gerät wieder mit dem Klettverschluss und sicherte es zusätzlich mit Klebeband.

Danach einigten sich der Fluglehrer und der Mechaniker darauf, einen Kontrollflug zu machen. Dabei war geplant den Mechaniker zur nächstgelegenen Ortschaft zu fliegen, sodass dieser später mit einem Auto abgeholt werden konnte. Während des Schwebefluges verlief alles normal. Auf dem Flug zum Schulhaus Eriz Bieten bemerkte der Mechaniker einen Geruch. Er war der Meinung, dass dieser am ehesten von der elektrischen Installation herrührte. Er manipulierte die Steuerung der Kabinenheizung, ohne dass sich am Geruch etwas veränderte. Nachdem sie beim Schulhaus gelandet waren, stellten sie erneut den Motor ab. Der Mechaniker öffnete wiederum die Verschalung und inspizierte den Motorraum. Dabei fiel ihm auf, dass die Oberflächenbeschichtung aus Kunststoff des Schaumstoffluftfilters, im unmittelbaren Bereich des Auspuffs, angesengt war. Er inspizierte zudem alle Bereiche mit elektrischen Kabeln, ohne dass Hinweise auf den festgestellten Geruch gefunden wurden. Als er sich nochmals dem Luftfilter zuwandte, entfernte er diesen und stellte fest, dass an der Klappe der Vergaservorwärmung eine Schraube mit Mutter gelöst war, die er umgehend nachzog. Die darauffolgende Funktionskontrolle verlief ohne Beanstandungen. Nun sagte der Mechaniker dem Fluglehrer, dass er den Motor starten und anschliessend den Flugschüler abholen solle. Vor dem Abflug kontrollierte er bei laufendem Motor nochmals einige Punkte. Dabei stellte er nichts Ausserordentliches fest und schloss die Verschalung.

Der Fluglehrer hob ab und flog zum Flugschüler. Nachdem dieser auf dem linken Sitz Platz genommen hatte, informierte er ihn bezüglich des vorangegangenen Kontrollfluges. Weiter informierte er den Schüler, dass im Falle einer erneuten Geruchsentwicklung zum Mechaniker zurückgeflogen werde. Kurz nach dem Start entwickelte sich im Cockpit erneut starker Geruch, sodass der Fluglehrer die HB-ZLJ wieder neben dem Schulhausplatz Eriz Bieten landete. Während der Landung nahm der Mechaniker den Geruch erneut wahr. Dieser verflüchtigte sich jedoch wieder. Nach entsprechender Information an den Mechaniker öffnete dieser bei laufendem Triebwerk die Motorverschalung und inspizierte den Motorraum. Er konnte keinen abnormalen Geruch feststellen. Er legte sein Augenmerk erneut auf den Luftfilter. Er trennte ein kleines Stück des Schaumstoffes ab und hielt die Seite mit der Oberflächenbeschichtung an den heissen Auspuff. Anschliessend roch er daran. Dieser Geruch erinnerte ihn am ehesten an den von ihm festgestellten Geruch im Cockpit. Der Fluglehrer roch ebenfalls daran. Gemeinsam kamen sie zum Schluss, dass der jeweils im Flug festgestellte Geruch von dieser angesengten Oberflächenbeschichtung des Schaumstoffes stammen musste. In der Folge wurde entschieden, den Helikopter zur Basis nach Bern-Belp zu überfliegen. Die 25 Liter Flugbenzin im Tank reichten gemäss der Abschätzung des Fluglehrers für den etwa 10-minütigen Flug zur Basis aus.

1.1.3 Flugverlauf

Um etwa 12:10 Uhr hob die HB-ZLJ neben dem Schulhausplatz Eriz Bieten ab. Der Start wurde vom rechts im Cockpit sitzenden Fluglehrer durchgeführt. Während des Steigfluges übernahm der Flugschüler die Kontrolle des Helikopters. Entlang der Zulg fliegend, gewann die HB-ZLJ an Höhe und stieg weiter bis auf 4500 ft QNH in Richtung Oberlangenegg. Danach flog die Besatzung in Richtung Oberdiessbach, das in 4200 ft QNH überflogen wurde.

Rund 8 Minuten nach dem Start befand sich die HB-ZLJ in einem leichten Sinkflug zwischen Wichtrach und Münsingen, als die Besatzung erneut denselben Geruch im Cockpit wahrnahm. Die Maschine befand sich dabei auf 3880 ft QNH. Der Fluglehrer öffnete die rechte Türe und schaute nach hinten. Dabei entdeckte er gräulichen Rauch, der aus der Motorverschalung austrat. Sein erster Gedanke war, dass es sich um einen Brand handeln könnte. Sofort übernahm er die Steuerung des Helikopters und informierte die Platzverkehrsleitstelle von Bern-Belp, dass sie eine vorsorgliche Landung einleiten würden. Die HB-ZLJ befand sich auf 2900 ft QNH und die angezeigte Fluggeschwindigkeit in Knoten (*knots indicated airspeed* – KIAS) lag bei 75 kt.

Der Fluglehrer reduzierte die Leistung auf etwa 40 % und leitete in einer Umkehrkurve nach rechts den Sinkflug ein. Die Geschwindigkeit reduzierte sich auf 50 bis 60 KIAS. Um 12:19 Uhr, die Umkehrkurve war fast beendet und der Helikopter befand sich auf 2500 ft QNH, ertönte aus dem Motorenraum ein ratterndes Geräusch, gefolgt von deutlichen Vibrationen. Vier Sekunden später leuchtete die gelbe Warnlampe für eine zu niedrige Rotordrehzahl (<515 RPM) auf. Weitere zwei Sekunden später stellte der Motor ab. Der Fluglehrer leitete sofort eine Autorotation ein. Als Landeort wählte er eine gemähte Wiese, die sich vor einem Getreidefeld befand. Mittlerweile hatte sich die Rotordrehzahl wieder im Normalbereich stabilisiert und die Geschwindigkeit betrug rund 70 KIAS. Da der Fluglehrer zusätzlich einen Heckrotorausfall vermutete, entschloss er sich eine Gleitlandung durchzuführen.

Als der Helikopter über diese Wiese flog, betrug die Geschwindigkeit noch knapp 60 KIAS und die Anzeigen für eine zu hohe Rotordrehzahl (>540 RPM) leuchteten auf. Der Fluglehrer realisierte, dass die Landung im Getreidefeld enden würde. Weiter entdeckte er, dass sich rund um die gemähte Wiese ein relativ hoher Zaun befand. Deshalb versuchte er noch über den Zaun hinweg zu fliegen. Dennoch wurde das oberste Band der Umzäunung durchtrennt. Anschliessend setzte die HB-ZLJ in einer Gleitlandung im Getreidefeld auf. Während der Rutschphase zog der Fluglehrer die zyklische Blattverstellung nach hinten, um ein Überkippen nach vorne zu vermeiden. Als der Helikopter still stand, öffnete die Besatzung die Gurten. Sie verliessen bei noch drehendem Rotor wegen des vermuteten Brandes unverzüglich das Cockpit. Der Fluglehrer gab die Anweisung, geduckt auszusteigen. Dabei blieb der Flugschüler mit dem rechten Bein an der zyklischen Blattverstellung auf seiner Seite hängen, sodass diese ganz nach links bewegt wurde. Der Helikopter bewegte sich durch diesen Ausschlag um die Längsachse nicht mehr.

Die Besatzung blieb unverletzt und die HB-ZLJ wurde stark beschädigt. Es brach kein Feuer aus.

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz lag am Rande eines Hochs mit Kern westlich von Irland.

1.2.2 Wetter zur Zeit des Unfalls

Das Wetter war sonnig mit 1/8 bis 2/8 Schönwetterquellwolken. In Bodennähe war der Wind schwach. Im Aaretal bestand eine Mischung aus Talwind und dem zeitweiligem Eindringen einer schwachen Bise.

Wetter/Wolken	1/8 -- 2/8 Cu humilis
Sicht	um 20 km
Wind	variabel 1 kt
Temperatur/Taupunkt	23 °C / 14 °C
Luftdruck QNH	1019 hPa
Gefahren	keine

1.2.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand Azimut: 144 ° Höhe: 61 °

Beleuchtungsverhältnisse Tag

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1 Allgemeines

Eintragungszeichen	HB-ZLJ
Luftfahrzeugmuster	Cabri G2
Charakteristik	Einmotoriger Leichthubschrauber mit zwei Sitzplätzen und Kufenlandegestell. Hauptrotor mit drei Blättern. Drehmomentausgleich mit ummanteltem Heckrotor.
Hersteller	Hélicoptères Guimbal, Aix-en-Provence/F
Baujahr	2011
Werknummer	1023
Triebwerk	Lycoming Engines O-360-J2A Luftgekühlter, Vierzylinder-Boxermotor, Werknummer L-41795-36E, Baujahr 2011, Nennleistung 108 kW (145 HP) bei 2700 RPM.
Betriebsstunden	Zelle: 1179.8 h (TSN ¹) Triebwerk: 1179.8 h (TSN)
Höchstzulässige Massen	Höchstzulässige Abflugmasse: 700 kg
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Helikopters zum Abflugzeitpunkt betrug knapp 643 kg.

¹ TSN: *time since new*, Betriebszeit seit Herstellung

	Die Masse des Helikopters zum Unfallzeitpunkt betrug knapp 600 kg.
	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>flight manual</i>) zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Die letzte geplante Unterhaltsarbeit, eine 100-h-Kontrolle inklusive einer Jahresinspektion, wurde am 4. Juni 2013 bei 1100.6 Stunden bescheinigt.
Technische Einschränkungen	In der <i>hold item list</i> waren die folgenden Punkte eingetragen: “#29, 28.06.13: <i>Alt. warning light goes on</i> <i>Action taken: Checked, if light goes on, check both ind. on EPM, if green → OK. Will be repaired later</i> #30, 11.07.13: <i>Alternator fällt aus</i> <i>Action taken: on monitoring“</i>
Zugelassene Treibstoffqualität	Flugbenzin AVGAS 100LL
Treibstoffqualität zum Unfallzeitpunkt	Gemäss Analyse entsprach der Treibstoff den Spezifikationen für Flugbenzin AVGAS 100LL.
Treibstoffvorrat	Gemäss Flugvorbereitung umfasste der Treibstoffvorrat beim Start 70 l AVGAS 100LL. Diese Treibstoffmenge reichte für eine Flugdauer von etwa 1:45 h aus.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 1. Juli 2012 / Nr. 2, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister.
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 29. Mai 2013, gültig bis auf Widerruf.
Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit	Datum der Ausstellung: 28. Mai 2013 Datum des Ablaufs der Gültigkeit: 24. Juni 2014
Einsatzart	Privat VFR ² bei Tag und bei Nacht, gewerbmässig nur VFR bei Tag
1.3.2	Motor- und Kühlluftsystem
1.3.2.1	Allgemeines
	Der luftgekühlte Boxermotor ist hinter der Kabine im Motorenraum eingebaut. Der Abtrieb des Motors ist nach vorne gerichtet. Die Kraftübertragung vom Motor auf das Hauptgetriebe respektive den vorgeschalteten Freilauf erfolgt über einen Vielkeilriemen (<i>poly v-belt</i>). Die Antriebsriemenscheibe (<i>engine pulley</i>) ist stirnseitig an das Schwungrad (<i>flywheel</i>) des Motors angeflanscht. Die Antriebsriemenscheibe

² VFR: *visual flight rules*, Sichtflugregeln

mit dem Vielkeilriemen befindet sich hinter der Rückwand der Kabine beziehungsweise vor dem Gehäuse des Kühlluftsystems. Das Ein- und Auskuppeln des Motors erfolgt über ein Spannen und Entspannen des Vielkeilriemens.

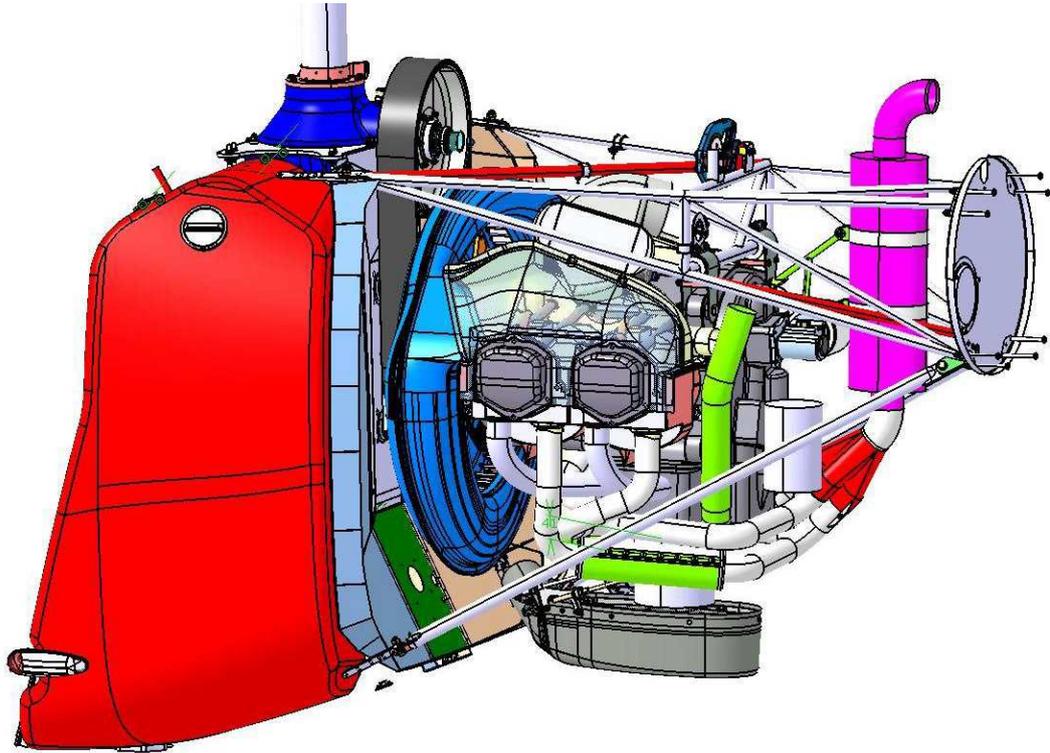


Abbildung 1: Kabine (rot), Antriebsriemenscheibe mit dem Vielkeilriemen (dunkelgrau), Gehäuse des Kühlluftsystem (blau)

Das Kühlluftsystem besteht aus einem drehenden Gebläserad (*cooling fan*) und einem dazugehörigen Gehäuse mit einem Luftleitsystem. Das Gebläserad wird mit 12 Schrauben ebenfalls am Schwungrad befestigt.

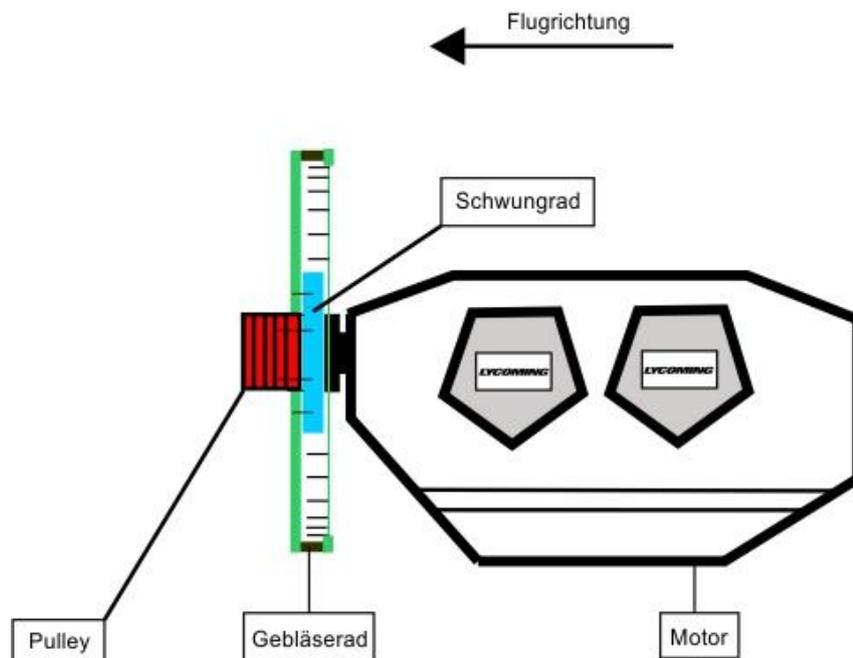


Abbildung 2: Prinzipskizze bezüglich der Reihenfolge der Montage der Komponenten im Bereich Antrieb und Kühlung

1.3.2.2 Gebläserad

Das Gebläserad (siehe Anlage 1) besteht aus:

- der tellerförmig geformten vorderen Scheibe (*front disc*) gefertigt aus Aluminium 2024 T351. Der Aussendurchmesser beträgt 560 mm. Der Innendurchmesser, der zum Zentrieren bei der Montage dient, misst 255 mm;
- dem hinteren Ring (*rear ring*) mit U-förmigen Querschnitt, spanabhebend gefertigt aus Aluminium 6061 T651;
- den 64 Gebläseschaufeln (*fan blade*), ebenfalls aus Aluminium.

All diese Teile werden mit insgesamt 128 Senkkopfschrauben von 4 Millimeter Schaftdurchmesser und 58 Millimeter Länge zusammengehalten. Die Gebläseschaufeln dienen auch als Distanzstücke zwischen der vorderen Scheibe und dem hinteren Ring. Die Montageorte der Gebläseschaufeln sind von 1 bis 64 durchnummeriert. Das Gebläserad wird in der Ebene des hinteren Rings, wenn nötig, mit kleinen runden Stahlscheibchen mit einem Durchmesser von 22 mm und einer Dicke von 1 mm ausgewuchtet. Für die Montage dieser Stahlscheibchen werden die Schrauben, die das Gebläserad zusammenhalten benutzt.

Bei der Montage des Gebläserades an das Schwungrad wird die vordere Scheibe von vorn mit 12 kurzen Senkkopfschrauben M6 x 15 mit dem Schwungrad des Motors verschraubt. Der Innendurchmesser der vorderen Scheibe passt dabei auf den Zentrieransatz des Schwungrades.

1.3.2.3 Einsehbarkeit und Zugänglichkeit des Kühlluftsystems

Das Schwungrad und das Gebläserad sind zu einem grossen Teil vom Kühlluftgehäuse umschlossen. Dieses Kühlluftgehäuse besteht aus kohlefaserverstärktem Kunststoff mit einer Wandstärke von ca. 1.3 Millimeter. Der Freiraum zwischen den rotierenden Teilen und dem nicht rotierenden Kühlluftgehäuse ist an gewissen Stellen äusserst gering. Im Gehäuse wird der vom Gebläserad erzeugte Kühlluftstrom gesammelt und zu den Zylindern geleitet.

Bei geöffneter Verschalung des Motorraums ist der Bereich der Luftansaugöffnung schlecht einsehbar. Insbesondere ist nur ein kleiner Teil der Rückseite der vorderen Scheibe sichtbar (siehe Abbildung 3). Die Sicht wird dabei durch das Lufteinlassgitter und weiteren Komponenten des Motors zusätzlich eingeschränkt. Der hintere Ring ist in jedem Fall nicht sichtbar.



Abbildung 3: Ansicht auf das Kühlluftsystem im Motorraum. Der gelbe Pfeil zeigt auf den Bereich des Lufteinlasses.



Abbildung 4: Nahaufnahme des Luftenlasses bei demontiertem Gitter

Für eine Inspektion des hinteren Ringes und der Befestigungsschrauben der Gebläseschaufeln, muss das Luftleitsystem im Bereich der Zylinder ausgebaut werden (siehe Anlage 3). Durch Drehen des Gebläserades kann anschliessend der gesamte Bereich überprüft werden. Um dies zu bewerkstelligen, müssen am Motor die Zündkerzen entfernt werden. Für eine Kontrolle der Vorderseite des Gebläserades inklusive des Bereichs, in dem es an das Schwungrad montiert wurde, muss der Motor ausgebaut werden.

1.3.3 Systemanzeigen

1.3.3.1 Allgemeines

In der Cabri G2 werden die verschiedenen Systemzustände auf einem zentral angeordneten Bildschirm angezeigt, der als *electronic pilot monitor* (EPM) bezeichnet wird.

Auf diesem EPM befinden sich unter anderem die folgenden Anzeigen:

- Leistungsanzeige (*multiple limit indicator* – MLI)
- Triebwerk- und Rotordrehzahl
- Treibstoff- und Durchflussmenge
- Feuer-Warnanzeige
- Betriebszustand der Vergaservorwärmung und Vergasertemperatur
- Zylinderkopftemperatur
- Öltemperatur
- Öldruck
- Treibstoffdruck
- Betriebszustand der Batterie
- Aussentemperatur

Bedient wird der EPM mit fünf Tasten, die sich auf dem Gehäuserahmen rechts vom Bildschirm befinden.



Abbildung 5: Darstellung des EPM in französischer Sprache und in SI Einheiten

Über dem EPM befinden sich sieben optische Anzeigen, die unabhängig vom EPM Systemzustände oder Warnungen anzeigen, indem eine gelbe oder rote Lampe aufleuchtet. Es sind dies von links nach rechts die Anzeigen für den elektrischen Starter, den automatischen Drehzahlregler, die Rotorbremse, den Öldruck, die Temperatur im Hauptgetriebe, den zu niedrigen Treibstoffstand sowie den Alternator.

Der Hersteller bezeichnet mit der Abkürzung BARC das *fuel and rotor alarm device*, dessen Anzeigen sich links vom EPM befinden. Das System generiert optische sowie akustische Signale um den Piloten alternativ zum EPM über die aktuelle Drehzahl des Hauptrotors zu informieren. Weiter soll diese Anzeige im Zweifelsfall gegenüber den Anzeigen des EPM bevorzugt werden.

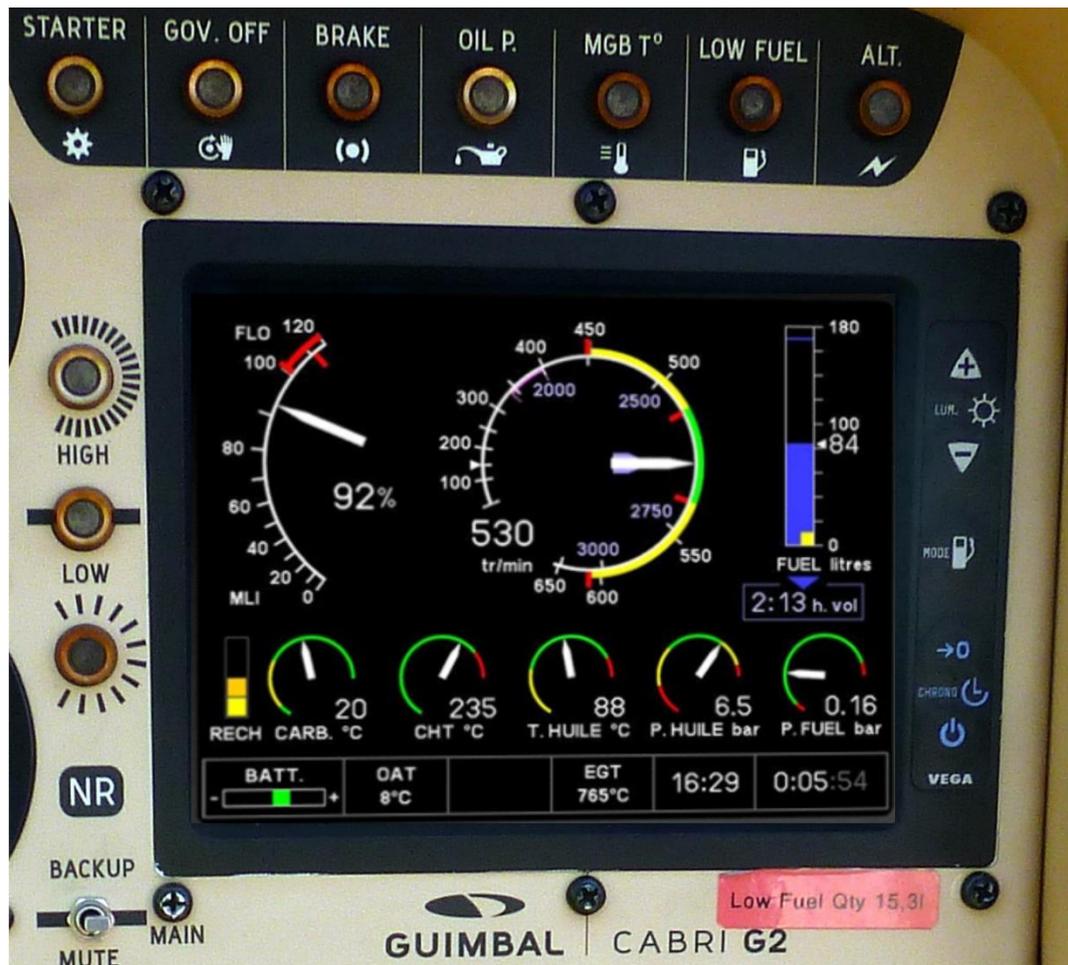


Abbildung 6: Übersicht der Anzeigen oberhalb und links vom EPM

1.3.3.2 Drehzahlbereiche und Limitationen

Die Drehzahlen von Rotor und Triebwerk werden analog kombiniert auf einer Ringskala angezeigt. Zusätzlich befindet sich unten links auf der Skala ein Feld, in dem die Rotordrehzahl digital in weissen Zahlen auf schwarzem Hintergrund angezeigt wird. Folgende relevante Bereiche und Limitationen werden auf dem EPM bezüglich Triebwerk- und Rotordrehzahl angezeigt:

Rotor:

Minimal:	450 RPM
Unterer gelber Bereich	450 – 515 RPM
Grüner Bereich:	515 – 540 RPM
Oberer gelber Bereich	540 – 610 RPM
Maximal	610 RPM

Sobald die Rotordrehzahl in den gelben Bereich gerät, wechselt die Farbe des Feldes für die digitale Rotordrehzahlanzeige auf Gelb und die Zahlen werden schwarz dargestellt. Weiter ertönt die Warnung *high NR horn*, sobald die Rotordrehzahl über 594 RPM liegt, während die Warnung *low NR horn* bei einer Rotordrehzahl von unter 466 RPM ertönt.

Triebwerk:

Minimum	2585 RPM
Grüner Bereich	2585 – 2700 RPM
Maximum	2700 RPM

1.3.4 Notverfahren

1.3.4.1 Allgemeines

Im Luftfahrzeughandbuch (*flight manual*) der HB-ZLJ sind unter anderem die Notverfahren definiert.

1.3.4.2 Leistungsverlust

Die folgenden relevanten Punkte finden sich im Kapitel *power failures*:

„General

Engine failure can be detected by:

- *Yaw acceleration, nose to the right,*
- *Engine noise level decreases,*
- *Tachometer needles desynchronization on the EPM (engine decreases)*
- *OIL P warning on the EPM and OIL P red light coming ON.*
- *Plasma beeper,*
- *Rotor speed decreasing and “low NR” horn.*

[...]

Primary transmission failure can be detected by:

- *Yaw acceleration, nose to the right,*
- *Engine noise level increases,*
- *Tachometer needles desynchronization on the EPM (engine increases). Eventual engine overspeed only if the governor is OFF*
- *Rotor speed decreasing and “low NR” horn.*

[...]

All cases:

1. *Lower the collective immediately and maintain full down,*
2. *Use pedals to control yaw,*
3. *Maintain IAS between 30 and 50 kt IAS (50 kt IAS recommended),*
4. *Select landing area and manoeuvre to land into the wind,*
5. *Adjust collective to centre NR in green arc,*
6. *When the landing is ensured, consider engine restarting [...].*
7. *At about 60 ft AGL, apply cyclic to raise the helicopter nose smoothly and continuously. Below 50 kt IAS this manoeuvre will not stop sink rate.*
8. *As ground closes-on, apply forward cyclic to level the helicopter while raising the collective to stop sink rate.*
9. *Use pedals to minimize ground drift,*
10. *Once stopped, lower the collective.*

Note: *Average manoeuvre requires about 200 to 300 m (650 to 1000 feet) free of obstacle.*

Note: During an emergency autorotation, always monitor airspeed carefully. Increasing airspeed above 50 kt IAS makes the landing easier, but requires a longer landing area.

[...]"

1.3.4.3 Triebwerkbrand

Die Notverfahren für den Fall eines Triebwerkbrandes sind wie folgt festgelegt:

„Engine fire can be detected when the EPM fire warning lights up:

[...]

In flight:

Once fire is confirmed:

LAND IMMEDIATELY

- 1. Shut cabin heater OFF,*
- 2. Lower the collective to enter autorotation as per procedure page [...],*
- 3. Shut fuel valve OFF,*
- 4. Shut fuel pump OFF,*
- 5. [...],*
- 6. Perform an autorotation landing according to pages [...],*
- 7. Pull rotor brake,*
- 8. Wait for complete rotor stop before evacuating the cabin.”*

1.4 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.4.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle befand sich etwa 1 km nordnordwestlich der Ortschaft Wichtrach und knapp 100 m östlich der Kantonsstrasse, die von Wichtrach nach Münsingen verläuft. Der Helikopter landete auf trockenem Untergrund in einem Getreidefeld, dessen Ähren bis zu einem Meter hoch waren.

1.4.2 Aufprall

Der Helikopter setzte in einer Gleitlandung im Getreidefeld auf und stoppte nach wenigen Metern.

1.4.3 Wrack

1.4.3.1 Allgemeines

Die Bauch- und Schultergurten wurden getragen und hielten der Beanspruchung stand. Der Fluglehrer trug einen Helm. Der Flugschüler trug eine Hörsprechgarnitur.

Im Einzelnen konnten am Wrack folgende Feststellungen gemacht werden:

- Die Schalter des *master switch*, des *strobe light*, der elektrischen Treibstoffpumpe, des Alternators, der Positionslichter sowie des Landescheinwerfers waren alle ausgeschaltet.
- Die Kupplung des Hauptrotors befand sich in der Position eingekuppelt.
- Der Hebel für die kollektive Blattverstellung war ganz unten.

- Die Sicherungsautomaten waren alle gestossen.
- Der Hauptschalter für die Treibstoffzufuhr war in der Stellung OFF.
- Der automatische Notsender (*emergency locator transmitter* – ELT) war in der Stellung ARMED und wurde nicht ausgelöst.
- Die Rotorbremse befand sich in der Stellung OFF.
- Der Gemischhebel befand sich in der Stellung FULL RICH.
- Ein Hauptrotorblatt durchschlug die Oberseite des Heckauslegers und durchtrennte dabei die Antriebswelle des ummantelten Heckrotors.

Eine visuelle Prüfung der Anschlüsse, Verbindungsgestänge und Umlenkhebel ergab keine Anhaltspunkte für vorbestehende Mängel.

Auf der Unfallstelle wurde festgestellt, dass das Kühlluftgehäuse zerstört und das Gebläserad stark beschädigt war. Ein grösseres Segment war abgerissen (siehe Abbildung 7). Die Desintegration des Gebläserades hatte zur Folge, dass das Kabel der Gemischregulierung derart aufgewickelt wurde, dass es riss. In der Folge stellte der Motor in einer Höhe von knapp 2400 ft ab, was etwa einer Höhe von rund 200 m über Grund entsprach.

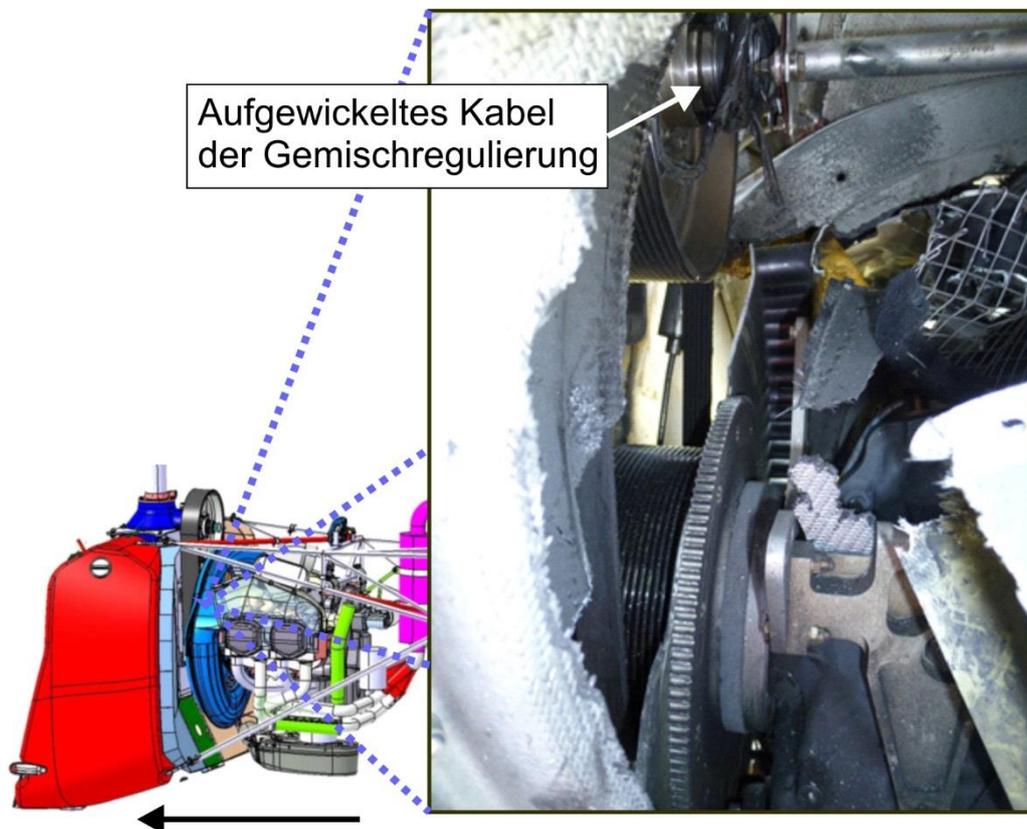


Abbildung 7: Schäden im Bereich des Gebläserades. Der schwarze Pfeil entspricht der Flugrichtung.

Zu weiteren Untersuchungen wurden der Motor und das beschädigte Kühlluftsystem ausgebaut.

Die visuelle Begutachtung des Kühlluftgehäuses ergab folgendes Bild:

- Das Gehäuse wurde auseinandergerissen und dabei in eine grössere Anzahl Teile zerlegt.
- Die Teile waren unterschiedlich gross.
- Bei mehreren Teilen waren auf der Gehäuseinnenseite Reibspuren sichtbar.
- Die Richtung dieser Reibspuren entsprach der Rotationsrichtung des Gebläserades.

1.4.3.2 Schäden am Gebläserad

Eine erste Beurteilung des stark beschädigten Gebläserades ergab folgendes Bild (siehe Abbildung 8):

Ein Segment des Gebläserades war abgerissen. Der innere Durchmesser der vorderen Scheibe wurde durch den Riss der Scheibe nicht geöffnet.

Das abgerissene Segment, bestehend aus einem Teil der vorderen Scheibe, einem Teilstück des hinteren Ringes und den in diesem Segment befestigten 17 Gebläseschaufeln, war zum Teil plastisch deformiert. Bei diesen Schaufeln handelt es sich um die Nr. 49, 50 bis 64 und 1. Einzelne Schaufeln wiesen Einschlagmarkierungen auf.

Im Bereich der acht Schaufeln Nr. 41 bis 48 fanden sich unter den Montagemuttern auf Seite des hinteren Rings jeweils zwei runde Auswuchtgewichte pro Schaufel. Ein Auswuchtgewicht hatte eine Masse von 2.77 g. Die gesamte Auswuchtmasse betrug somit 44.32 g.

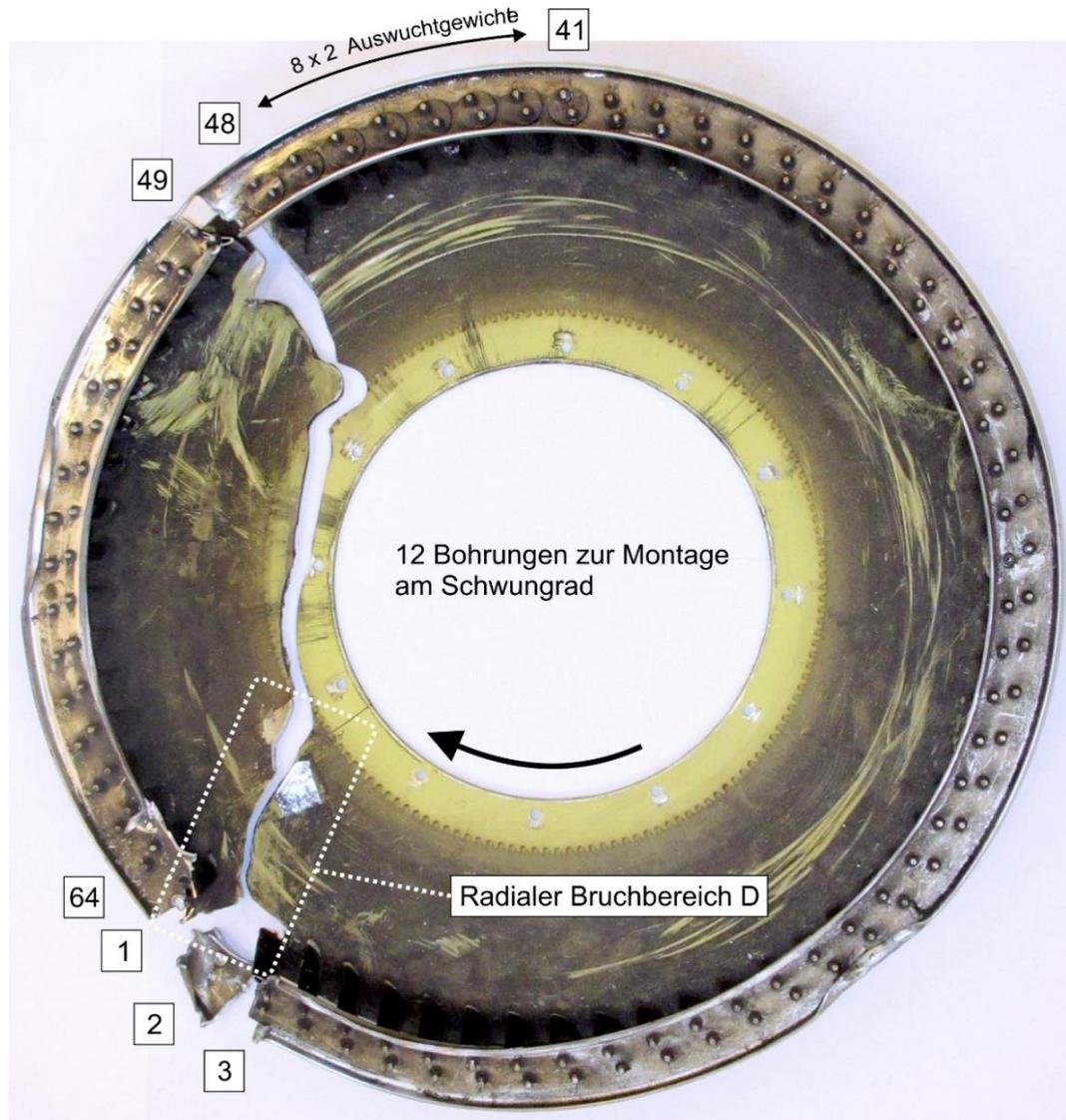


Abbildung 8: Darstellung der Rückseite des beschädigten Gebläserades der HB-ZLJ. Mit dem schwarzen Pfeil wird die Drehrichtung angezeigt. Die Zahlen in den weissen Quadraten entsprechen der Nummerierung der Gebläseschaufeln.

1.4.3.3 Schäden am hinteren Ring des Gebläserades

Das kleine fehlende Stück des hinteren Rings und die dazu passende Schaufel Nr. 2 wurden lose im Motorenraum aufgefunden. Für eine umfassende Bruchflächenuntersuchung des hinteren Rings waren alle Bruchflächen beidseitig vorhanden. Die innere Schraube steckte noch in der Schaufel Nr. 2. Der Gewindeteil mit der Mutter war jedoch abgerissen und nicht auffindbar. Von der äusseren Schraube der Schaufel Nr. 2 wurde nur der Schaft im Motorraum aufgefunden.

1.4.3.4 Schäden an der vorderen Scheibe des Gebläserades

Von der vorderen Scheibe waren zwei kleinere Bruchstücke, das grössere der beiden rund 10 cm² gross, nicht mehr auffindbar. Dieses grössere Teil war ursprünglich mit der Schaufel Nr. 2 verbunden. Für eine Bruchflächenuntersuchung der vorderen Scheibe waren bis auf eine kleine Ausnahme alle Bruchflächen beidseitig vorhanden.

An der Vorderseite der vorderen Scheibe wurden in der Rotationsrichtung des Gebläserades Schleifspuren festgestellt.

Der grössere Teil des Gebläserades war nach dem Unfall immer noch mit dem Schwungrad des Motors mit den 12 Senkkopf-Befestigungsschrauben verschraubt. Der Riss verlief durch die Bohrung einer dieser Befestigungsschrauben. Bei diesem Teil der vorderen Scheibe konnten vor allem im äusseren Bereich, in unmittelbarer Nähe des Bruchbereichs D plastische Deformationen festgestellt werden. Der äussere Rand der Vorderseite wies im Bereich A starke Abriebspuren auf. Abriebspuren waren in den Bereichen B und C ebenfalls vorhanden (siehe Abbildung 9).

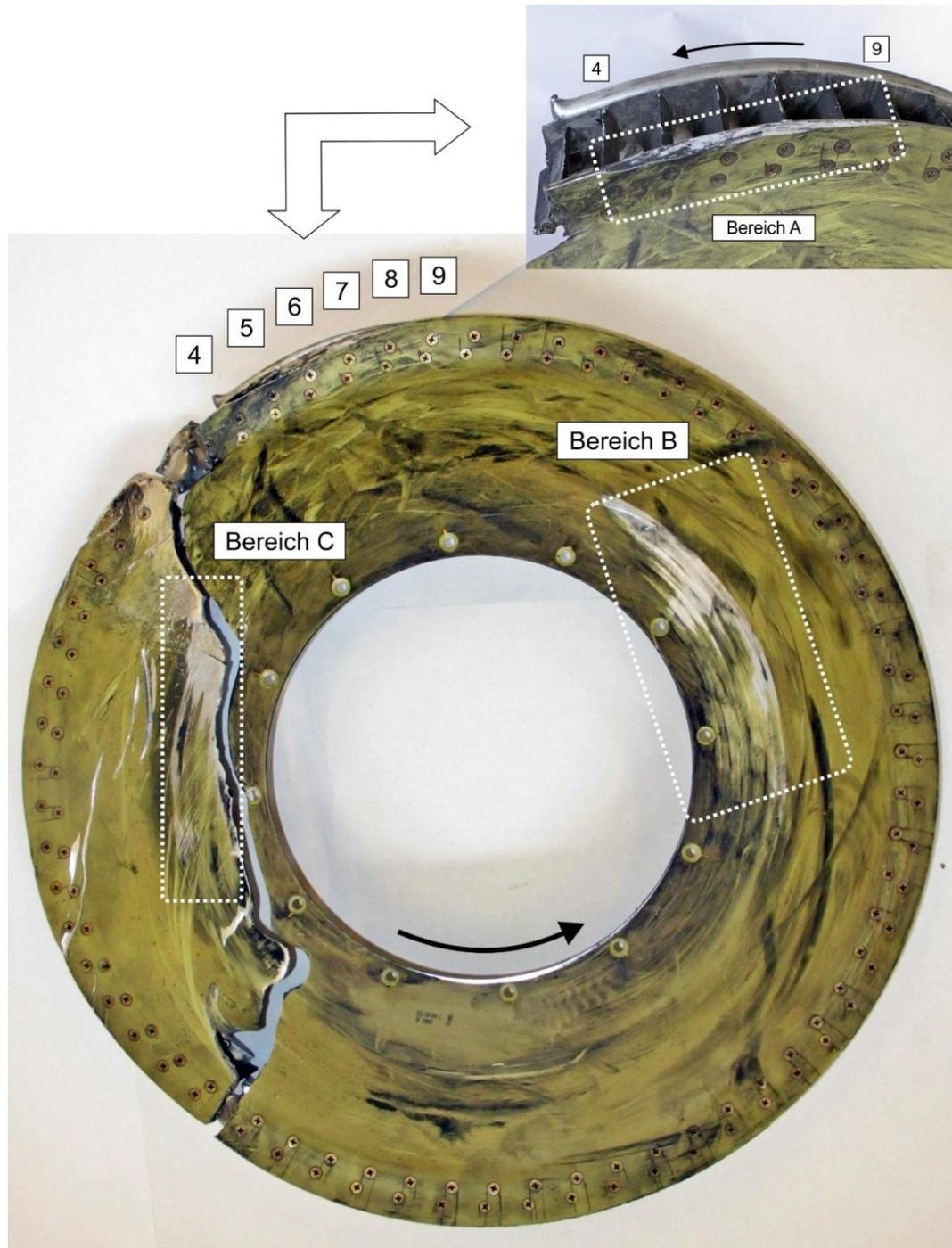


Abbildung 9: Darstellung der Vorderseite des beschädigten Gebläserades der HB-ZLJ mit Detail des abgeschliffenen äusseren Randes. Der schwarze Pfeil entspricht der Drehrichtung.

1.5 Versuche und Forschungsergebnisse

1.5.1 Allgemeines

Das auseinandergebrochene Gebläserad aus der HB-ZLJ wurde eingehend untersucht. Zu Vergleichszwecken standen für die Untersuchung zwei intakte, nach identischen Spezifikationen hergestellte Gebläseräder aus baugleichen Helikoptern zur Verfügung. Ein Gebläserad stammte aus der VH-ZZT, die in Australien eingetragen war und rund 400 Betriebsstunden aufwies. Das andere Gebläserad stammte aus der HB-ZLS. Dieses Gebläserad wurde lediglich für Oberflächenuntersuchungen verwendet und war knapp 400 Stunden in Betrieb.

Des Weiteren wurde auch Ausgangsmaterial Aluminium 2024 T351 zur Verfügung gestellt. Aus solchem Material wird gemäss Angaben des Herstellers die vordere Scheibe (*front disc*) des Gebläserades fabriziert. Die hohe Festigkeit dieses Materials ergibt sich aus einer thermischen Behandlung mit nachfolgender Alterung bei Raumtemperatur. Bei einer späteren Handhabung bei Temperaturen ab 100 °C reagiert das Material empfindlich und verliert dadurch seine mechanischen Eigenschaften.

Mit diesem Material und den Herstellerzeichnungen wurden folgende Untersuchungen durchgeführt:

- Feststellen der Konstruktionsmerkmale
- Bestimmen des Fabrikationsprozesses
- Überprüfen der Abmessungen
- Chemische Zusammensetzung und metallografische Gefügeuntersuchung
- Bestimmen der mechanischen Materialeigenschaften
- Untersuchung der Bruchflächen
- Beurteilung der Oberflächen

1.5.2 Konstruktionsmerkmale

Vom Schwungrad des Motors des Helikopters wird Leistung zum Hauptgetriebe und zum Kühlgebläse übertragen. Verursacht durch den Vierzylindermotor sind am Schwungrad zusätzlich Torsions- und Lateralschwingungen wirksam.

In der Schraubverbindung vom Schwungrad zur vorderen Scheibe des Gebläserades werden nebst der Leistung fürs Gebläse ebenfalls die Torsions- und Lateralschwingungen übertragen. Bei der Auslegung der vorderen Scheibe des Gebläserades sind diese dynamischen Beanspruchungen zu berücksichtigen.

1.5.3 Fabrikationsprozess

1.5.3.1 Hinterer Ring

Die Untersuchung bestätigte, dass der Ring spanabhebend gefertigt wurde. Die Ringoberfläche wurde anodisch oxydiert und elektrolytisch eingefärbt. Oberflächenkorrosion konnte an keiner Stelle – auch nicht unter den Muttern der Schaufelbefestigung – nachgewiesen werden.

1.5.3.2 Vordere Scheibe

Es konnten keine Angaben bezüglich des Fabrikationsprozesses erhoben werden. Bei der Untersuchung der dem Motor zugewandten Oberfläche der vorderen Scheibe konnten kreisförmig verlaufende Rillen festgestellt werden. Das Ausgangsmaterial ist jedoch frei von solchen Rillen. Es muss davon ausgegangen

werden, dass diese Rillen beim Fabrikationsprozess der vorderen Scheibe entstanden sind. Solche Rillen entstehen üblicherweise bei einer Drückumformung auf einer Drückbank. Bei solchen Fabrikationsprozessen wird oft der Rohteil erwärmt. Aluminium 2024 T351 erleidet durch einen solchen Fabrikationsprozess eine Qualitätseinbusse, es verliert an Festigkeit und wird spröde.

1.5.4 Abmessungen

Die Abmessungen des hinteren Ringes (*rear ring*) und der Gebläseschaufeln (*fan blade*) entsprachen den Zeichnungsangaben des Herstellers.

Beim Überprüfen der Abmessungen der vorderen Scheibe (*front disc*) wurden sehr grosse Abweichungen der Wandstärke festgestellt. Auf der Zeichnung des Herstellers ist die Wandstärke mit 4 mm (P.M.) angegeben. Gemessen wurden Werte von 3.1 bis 3.9 mm. Gemäss den Angaben des Herstellers steht die Bezeichnung (P.M.) für „*pour memoire*“. Das Ausgangsmaterial weist eine Stärke von 4 mm auf. Die übrigen Masse der Zeichnung wurden soweit noch kontrollierbar eingehalten.

Bei der Überprüfung der Wandstärke der vorderen Scheibe aus dem Helikopter VH-ZZT wurden für die Wandstärken Werte zwischen 3.7 und 4.1 mm gemessen.

1.5.5 Chemische Zusammensetzung und metallografische Gefügeuntersuchung

Vom hinteren Ring, der vorderen Scheibe und einer Gebläseschaufel wurde die chemische Zusammensetzung ermittelt. Bei allen 3 Bauteilen entsprach das Material hinsichtlich der chemischen Zusammensetzung der Spezifikation.

Eine metallografische Untersuchung des Gefüges der vorderen Scheibe ergab eine sehr hohe Sprödigkeit des Materials.

1.5.6 Mechanische Materialeigenschaften

1.5.6.1 Hinterer Ring

Im Kernmaterial des hinteren Ringes wurden Vickershärten³ von 114 bis 118 HV 5 gemessen.

Für das Material Aluminium 6061 T651, aus dem dieser Ring gefertigt wurde, wird in den einschlägigen Normen ein Brinell-Härterichtwert⁴ von 88 HBW spezifiziert. Dies entspricht einer Vickershärte von etwa 108 HV 5. Die gemessenen Werte zeigen, dass das Material korrekt ausgehärtet wurde.

1.5.6.2 Vordere Scheibe

Gemäss Spezifikation muss das zur Herstellung der vorderen Scheibe verwendete Aluminium 2024 T351 eine Brinellhärte von mindestens 124 HBW aufweisen. Am Ausgangsmaterial, an der vorderen Scheibe des Unfallhelikopters und des Helikopters VH-ZZT wurden folgende Brinell-Härtewerte gemessen:

Ausgangsmaterial: 133 -- 138 HBW

Unfallhelikopter: 103 -- 137 HBW

Helikopter VH-ZZT: 102 -- 126 HBW

Zusätzlich zu diesen Messungen wurden Härtewerte gemäss Vickers HV 5 bestimmt. Die entsprechenden Härtewerte waren:

³ Härteprüfung, Eindringen eines Prüfkörpers nach dem Vickers-Verfahren

⁴ Härteprüfung, Eindringen eines Prüfkörpers nach dem Brinell-Verfahren

Ausgangsmaterial: 141 -- 145 HV 5
 Unfallhelikopter: 108 -- 110 HV 5
 Helikopter VH-ZZT: 90 -- 130 HV 5

Auffallend sind die grosse Streuung und die tiefen Messwerte bei den Scheiben aus den beiden Helikoptern.

Mit dem Ausgangsmaterial, dem Material aus der vorderen Rotorscheibe des Unfallhelikopters und dem Material aus dem Helikopter VH-ZZT wurden statische Zugversuche durchgeführt.

Gemäss Spezifikation gelten folgende Mindestwerte:

Bruchfestigkeit: 440 MPa
 Streckgrenze: 290 MPa
 Bruchdehnung: 14 %

Die Resultate aus diesen Versuchen sind in der Tabelle 1 zusammengefasst:

	Ausgangsmaterial	HB-ZLJ	VH-ZZT
Bruchfestigkeit [MPa]	467 – 477	427 – 473	410 – 429
Streckgrenze [MPa]	321 – 327	292 – 416	308 – 340
Bruchdehnung [%]	19.8 – 24.1	4.6 – 6.4	4.3 – 7.0

Tabelle 1: Resultate der Zugversuche (siehe Anlage 2)

1.5.7 Bruchflächenuntersuchung

Die Untersuchung wurde nach folgenden 3 Verfahren durchgeführt:

- Visuell
- Mit Stereomikroskop
- Mit Rasterelektronenmikroskop REM

Die Beurteilung der Bruchflächen des hinteren Ringes (*rear ring*) ergab folgenden Befund:

Auf den Ringbruchflächen liessen sich keine Ermüdungsbruchmerkmale nachweisen. Es handelt sich um duktile Gewaltbrüche.

Die Beurteilung der Bruchflächen der vorderen Scheibe (*front disc*) ergab folgende Befunde:

Die Bruchfläche des zirkulären Bruchbereichs wies auf der ganzen Länge die charakteristischen Schwingstreifen eines Ermüdungsbruches auf. Diese Schwingstreifen waren ebenfalls im radialen Bruchbereich E – unmittelbar an den zirkulären Bereich anschliessend – vorhanden (siehe Abbildung 10). Im äusseren, radialen Bruchbereich E – in der Nähe der Schaufelbefestigung – wies die Bruchfläche eine wabenähnliche Struktur auf. Dies weist auf einen duktilen⁵ Gewaltbruch hin.

Im radialen Bruchbereich D wurden an mehreren Stellen die charakteristischen Schwingstreifen eines Ermüdungsbruches vorgefunden.

⁵ Beim duktilen Gewaltbruch handelt es sich um einen Bruch mit vorgängiger plastischer Verformung. Er wird auch als Verformungsbruch bezeichnet.

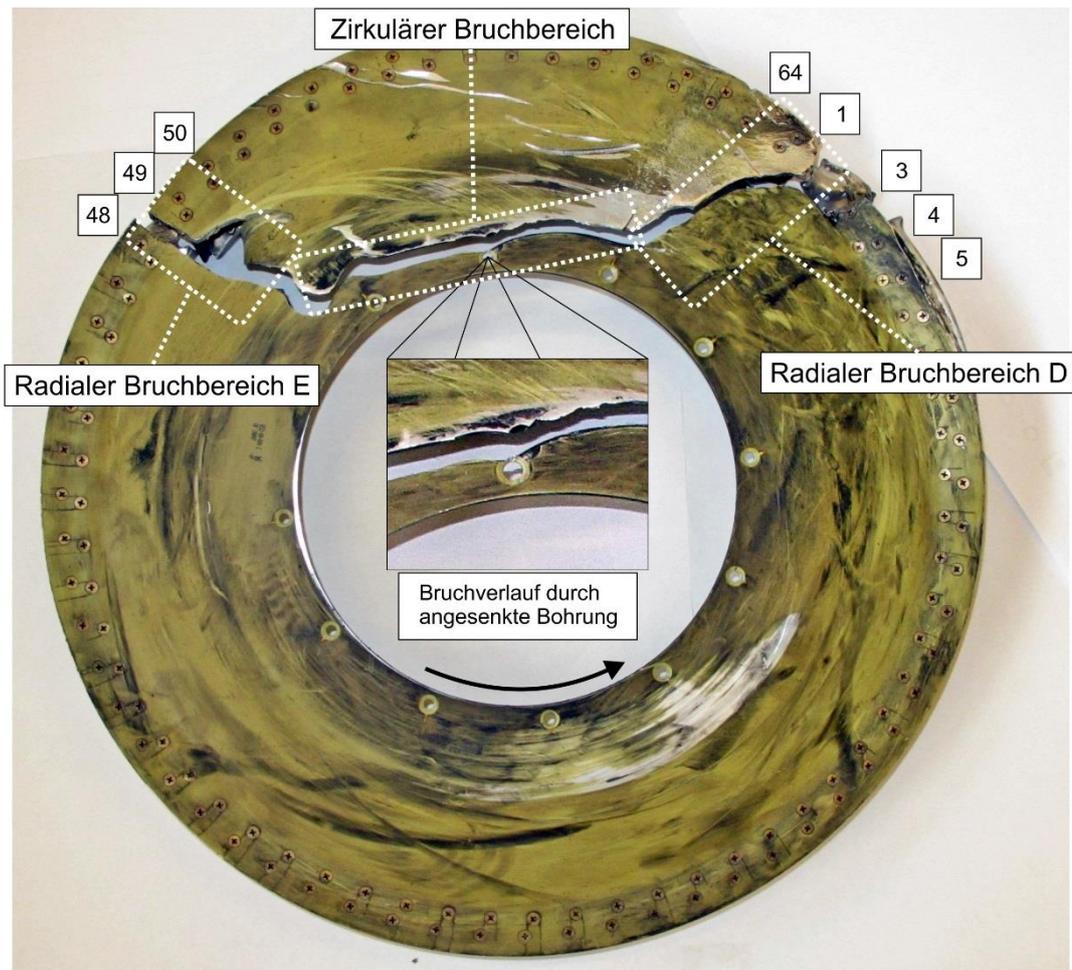


Abbildung 10: Darstellung des zirkulären Bruchbereichs und der radialen Bruchbereiche mit Detailansicht

1.5.8 Beurteilung der Oberflächen

1.5.8.1 Allgemeines

Wenn ein Bauteil ständig durch Stöße auf eine Oberfläche beansprucht wird, tritt eine Zerrüttung der Randschicht auf. Sie ist abhängig von Art und Frequenz der Beanspruchung. Bei der Untersuchung der Oberfläche, mit der die vordere Scheibe des Gebläserades nach der Montage an das Schwungrad in Kontakt war, wurde im Bereich der 12 Befestigungspunkte eine abnormale Oberflächenzerrüttung (*impact wear*) festgestellt.

Optisch kann ein derartiger Bereich leicht mit Korrosionsspuren verwechselt werden. Sowohl an der vorderen Scheibe wie auch am Schwungrad wurden keine Korrosionsschäden gefunden.

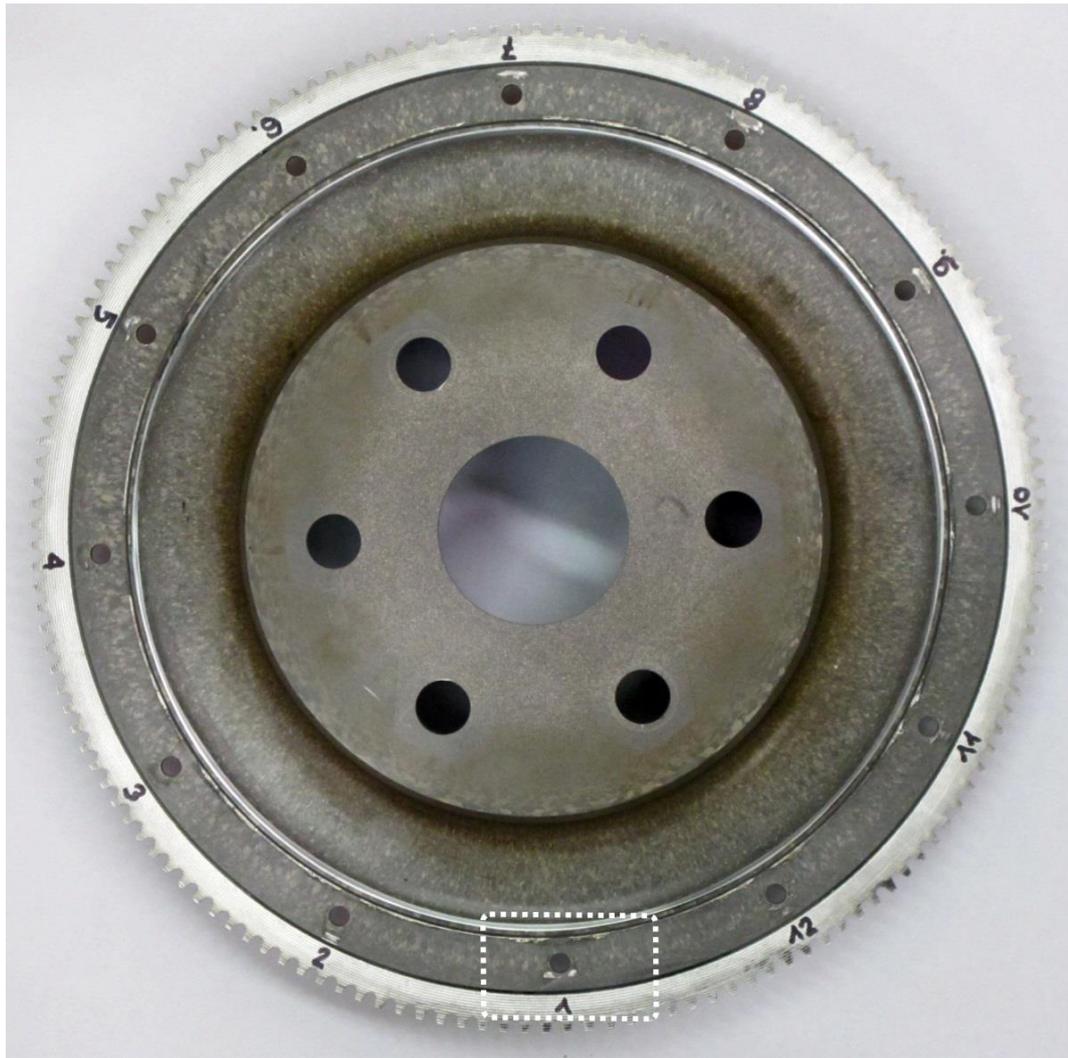


Abbildung 11: Ansicht auf Montagefläche des Schwungrads, auf welche die vordere Scheibe des Gebläserades montiert war. Eingerahmt dargestellt ist die Zone des Befestigungspunktes 1.

1.5.8.2 Oberflächenzerrüttung

Spuren einer Oberflächenzerrüttung fanden sich bei allen 12 Befestigungspunkten. Die Oberflächenzerrüttung zwischen dem Schwungrad und dem nach dem Unfall noch montierten Teil des Gebläserades war beim Befestigungspunkt 1 sehr ausgeprägt. Die zerrütteten Oberflächen waren bei Scheibe und Schwungrad deckungsgleich (siehe Abbildung 12). Der zirkuläre Riss verlief durch den Befestigungspunkt 1. Die Oberflächenzerrüttung auf der Schwungradoberfläche war im Kontaktbereich des abgebrochenen Segments des Gebläserades weit fortgeschritten.

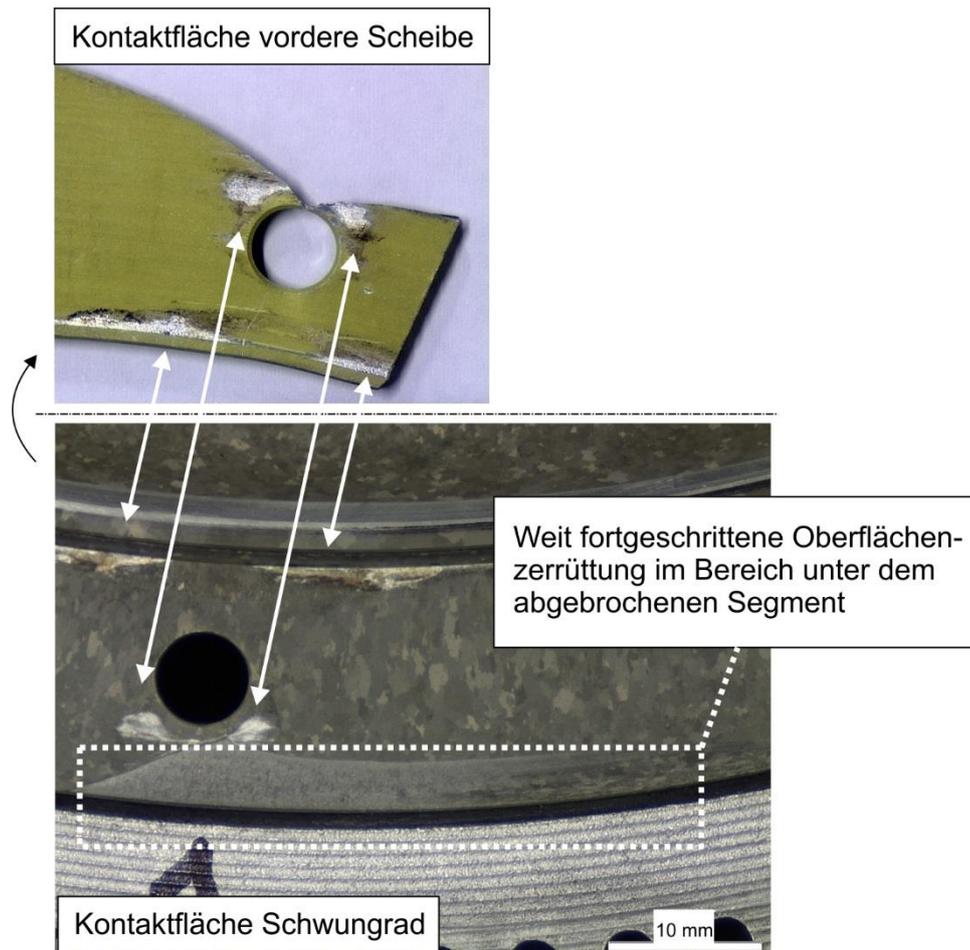


Abbildung 12: Darstellung der Kontaktflächen zwischen Schwung- und Gebläserad mit der deckungsgleichen Oberflächenzerrüttung im Bereich des Befestigungspunkts 1.

Dieser Kontaktbereich deckt sich zudem mit der weit fortgeschrittenen Oberflächenzerrüttung des abgebrochenen Segments des Gebläserades (Abbildung 13).

Bemerkenswert ist dabei das auf der Montagestirnseite des Schwungrades gut erkennbare Abbild des Rissverlaufs der vorderen Scheibe des Gebläserades.

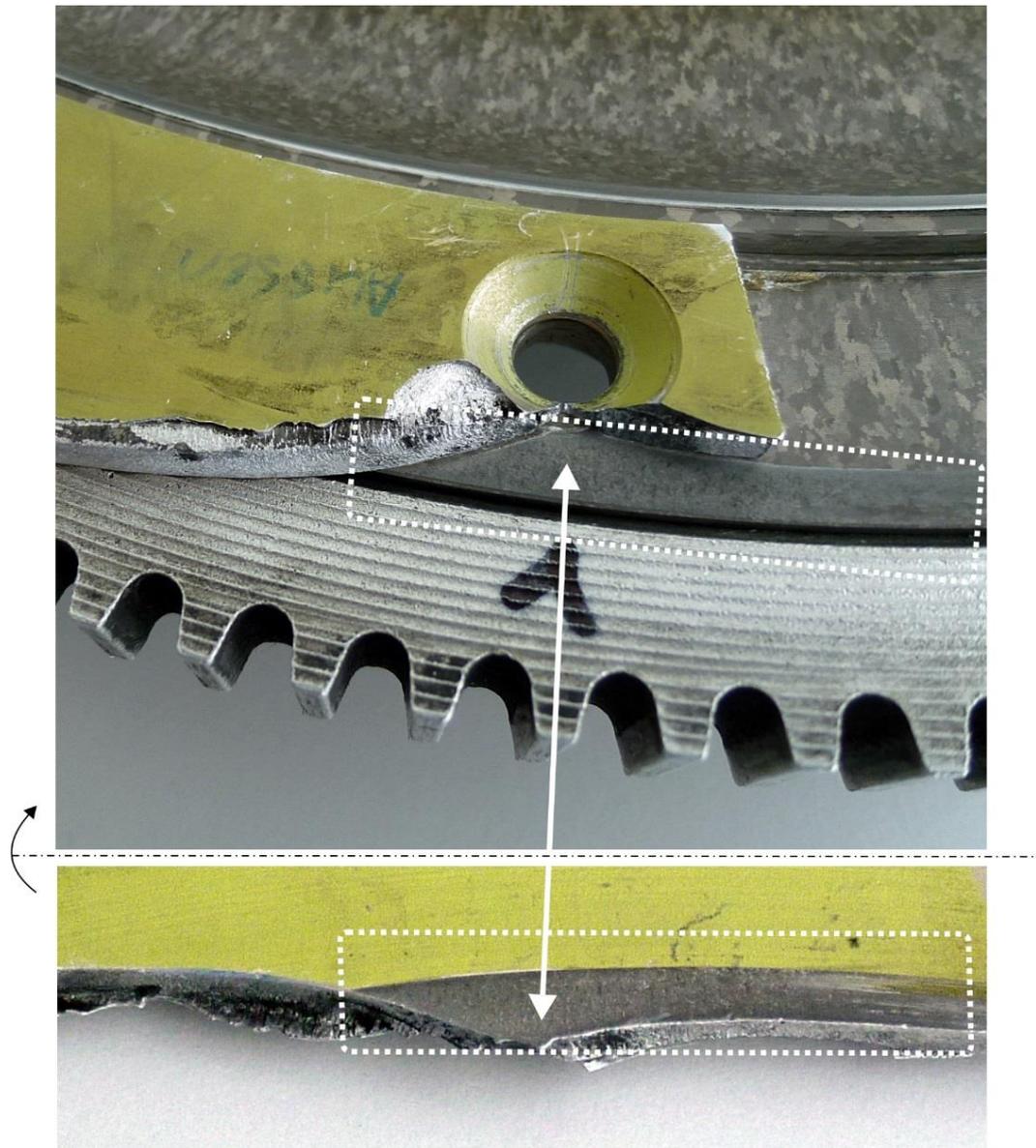


Abbildung 13: Deckungsgleiche weit fortgeschrittene Oberflächenzerrüttung auf dem Schwungrad und dem abgebrochenen Segment des Gebläserades.

Die Oberflächenzerrüttung in der Ansenkung des abgebrochenen Segments war sehr tief. Abriebspuren auf der Scheibenoberfläche waren beim Befestigungspunkt 1 nur beim abgebrochenen Segment vorhanden (siehe Abbildung. 14).



Abbildung 14: Tiefe Oberflächenzerrüttung in der Ansenkung und ausgeprägte Abrieb-
spuren beim abgebrochenen Segment.

Bei der Überprüfung der 12 Befestigungsschrauben wurde festgestellt, dass bei einer Schraube der kegelförmige Teil des Schraubenkopfes eine Oberflächenzerrüttung aufwies. Das Abbild dieser Oberflächenzerrüttung entsprach von Form und Grösse her der zerrütteten Ansenkung des abgerissenen Segments (siehe Abbildung 15).

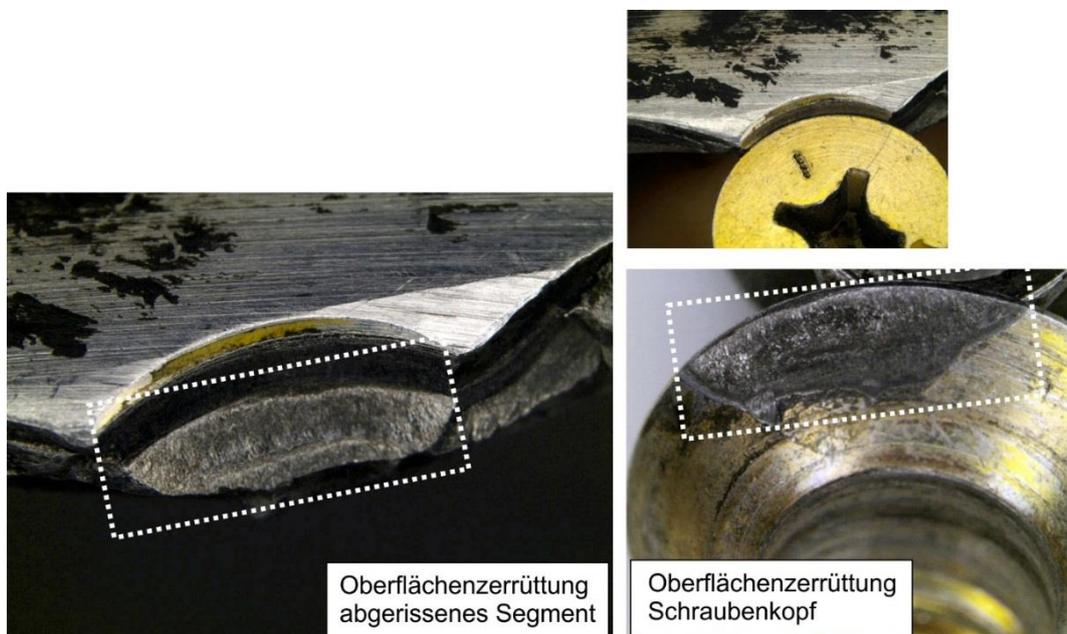


Abbildung 15: Vergleich der Oberflächenzerrüttung in der Ansenkung und am Schraubenkopf.

Bei der Überprüfung der beiden Gebläseräder aus den Helikoptern VH-ZZT und HB-ZLS konnte ebenfalls der Beginn einer Oberflächenzerrüttung im Bereich der 12 Befestigungspunkte nachgewiesen werden.

1.5.8.3 Reibspuren

Die Innenseite des vorderen Teils des Kühlluftgehäuses wies Reibspuren auf. Diese Reibspuren stimmen mit den Reibspuren und der Rotationsrichtung der vorderen Scheibe des Gebläserades überein (vgl. Kapitel 1.4.3.4). Auf der Reibspuroberfläche des Kühlluftgehäuses wurde Aluminiumabrieb gefunden.

Die Untersuchung des äusseren Randes der Scheibenvorderseite ergab im Bereich A (siehe Abbildung 16) folgendes Resultat:

- Die Randpartie war scharfkantig abgeschliffen.
- Auf der abgeschliffenen Oberfläche wurden Ablagerungen gefunden; sie enthielten Kohlefasern.
- Die abgeschliffene Oberflächenstruktur war durch Überhitzung aufgeschmolzen.

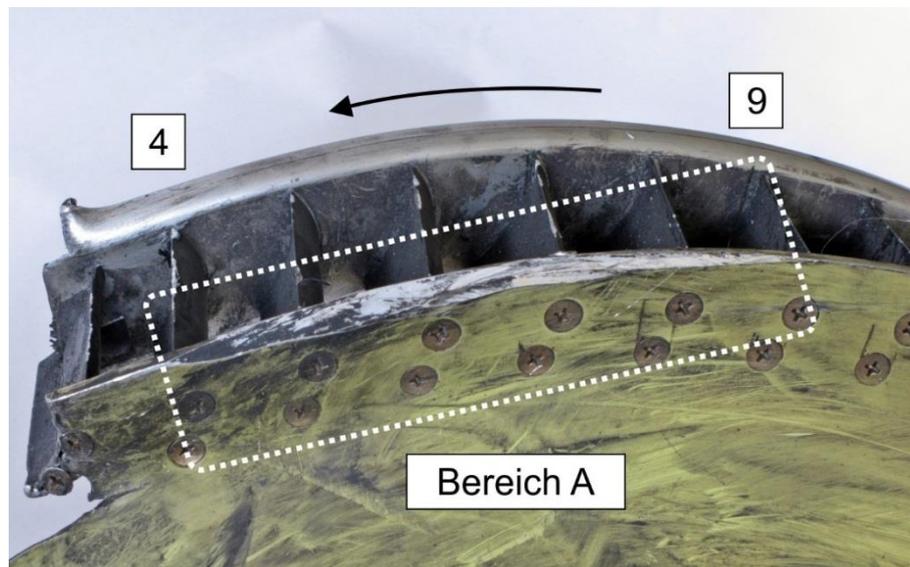


Abbildung 16: Darstellung des abgeschliffenen äusseren Randes der Scheibenvorderseite

1.6 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.6.1 Hersteller

Die Firma Hélicoptères Guimbal wurde im Jahr 2000 gegründet. Das Ziel der Firma war die Entwicklung und die Produktion eines zweisitzigen Helikopters. Das Entwicklungsprogramm stützte sich hierbei auf die Erfahrungen mit einem Technologieträger aus den Neunzigerjahren.

Der Erstflug der Cabri G2 erfolgte am 31. März 2005. Im Jahr 2007 erteilte die EASA die Musterzulassung. Zum Unfallzeitpunkt waren weltweit ungefähr 50 Cabri G2 im Einsatz.

1.6.2 Flugbetriebsunternehmen

Das Flugbetriebsunternehmen Swiss Helicopter AG ist in der gesamten Schweiz an 14 Standorten vertreten. Die Kerntätigkeit dieses Unternehmens umfasst die Bereiche Arbeitsfliegerei, Personentransporte, Film- und Fotoflüge sowie die Flugausbildung. Des Weiteren bietet das Unternehmen an verschiedenen Basen vereinzelt Helikopter zur Vermietung an Dritte an.

Auf der Basis Bern-Belp wurde die HB-ZLJ im Juni 2011 als neues Muster eingeführt. Der Schwerpunkt beim Betrieb dieses Helikopters lag dabei in der Flugausbildung.

1.7 Zusätzliche Angaben

1.7.1 Orientierung der EASA und des Herstellers

Am 21. Januar 2014 orientierte die SUST anlässlich einer umfassenden Besprechung die Vertreter des *Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile* (BEA), der EASA und des Herstellers über die vorliegenden Erkenntnisse. Insbesondere wurde damals klargestellt, dass am hinteren Ring ausschliesslich Gewaltbrüche und an der vorderen Scheibe Ermüdungsbruchmerkmale nachgewiesen wurden. Die Vertreter des BEA teilten die Auffassung der SUST.

1.7.2 Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit

1.7.2.1 Allgemeines

Im Nachgang zum Unfall der HB-ZLJ haben der Hersteller des Helikopters und die EASA Dokumente zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit publiziert. In den folgenden Kapiteln werden zu jedem Dokument lediglich die wichtigsten/relevanten Punkte zusammengefasst. Die referenzierten Originaldokumente sind in den Anlagen dieses Berichts aufgeführt.

1.7.2.2 Dokumente des Herstellers

Am 18. Juli 2013 veröffentlichte der Hersteller das *mandatory Service Bulletin* SB 13-021A mit dem Titel *cooling fan inspection* (vgl. Anlage 3).

Dieses SB sieht eine visuelle Überprüfung des hinteren Ringes auf allfällige Risse, Korrosion oder Beschädigungen alle 50 Betriebsstunden in eingebautem Zustand vor.

Am 10. September 2013 veröffentlichte der Hersteller das *mandatory Service Bulletin* SB 13-022A mit dem Titel *cooling fan upgrade*. Am 12. September 2013 wurde die Revision B unter der Bezeichnung SB 13-022B veröffentlicht (vgl. Anlage 4).

Dieses SB sieht im Wesentlichen den Austausch des hinteren Ringes vor. Dabei wird dieser durch eine verstärkte Version ersetzt.

1.7.2.3 Dokument der Aufsichtsbehörde

Am 14. Februar 2014 veröffentlichte die EASA die *Airworthiness Directive* AD 2014-0038 (vgl. Anlage 5).

Die im Kapitel 1.7.2.2 referenzierten Dokumente werden in dieser AD als verbindlich erklärt. Begründet wurde dies wie folgt:

“The suspected cause of the cooling fan failure is a crack which had developed in the fan external ring. Although the origin of that crack has not yet been determined, contributing factors could be corrosion, a manufacturing defect or local damage caused by maintenance or foreign object impact.”

1.7.3 Vorfall der Cabri G2 SE-HJR vom 12. August 2014 in Schweden

1.7.3.1 Kurzbeschreibung des Ereignisses

Bei einer Betriebszeit von 2190 Stunden, wurde am Helicopter Cabri G2 mit der Seriennummer 1011, eingetragen als SE-HJR, eine 500-h-Kontrolle durchgeführt. Anlässlich dieser Arbeiten wurde auch das Gebläserad kontrolliert. Da es sich bei

diesem Helikopter um denjenigen mit den meisten Betriebsstunden der Flotte handelte, wurde das Gebläserad im Werk des Herstellers ebenfalls überprüft. Dabei wurde im Bereich der 12 Montagelöcher ein gewisser Oberflächenverschleiss festgestellt. Dieser Verschleiss wurde vom Hersteller wie üblich durch Abschleifen und Neuanstrich mit einer Chromat-Primer-Grundierung instandgestellt.

Bei 2500 Betriebsstunden wurde durch den Betreiber der SE-HJR im November 2013 das SB 13-022 ausgeführt.

Am 12. August 2014, die SE-HJR verfügte mittlerweile über ungefähr 3600 Betriebsstunden, ereignete sich anlässlich eines Ausbildungsfluges ein fast identischer Vorfall wie bei der HB-ZLJ. Nachdem die Besatzung einen ungewöhnlichen Lärm aus dem Motorraum festgestellt hatte, leitete sie sofort eine Notlandung ein. Anschliessend wurden am Gebläserad der SE-HJR die folgenden Schäden festgestellt (siehe Abbildungen 17 und 18):

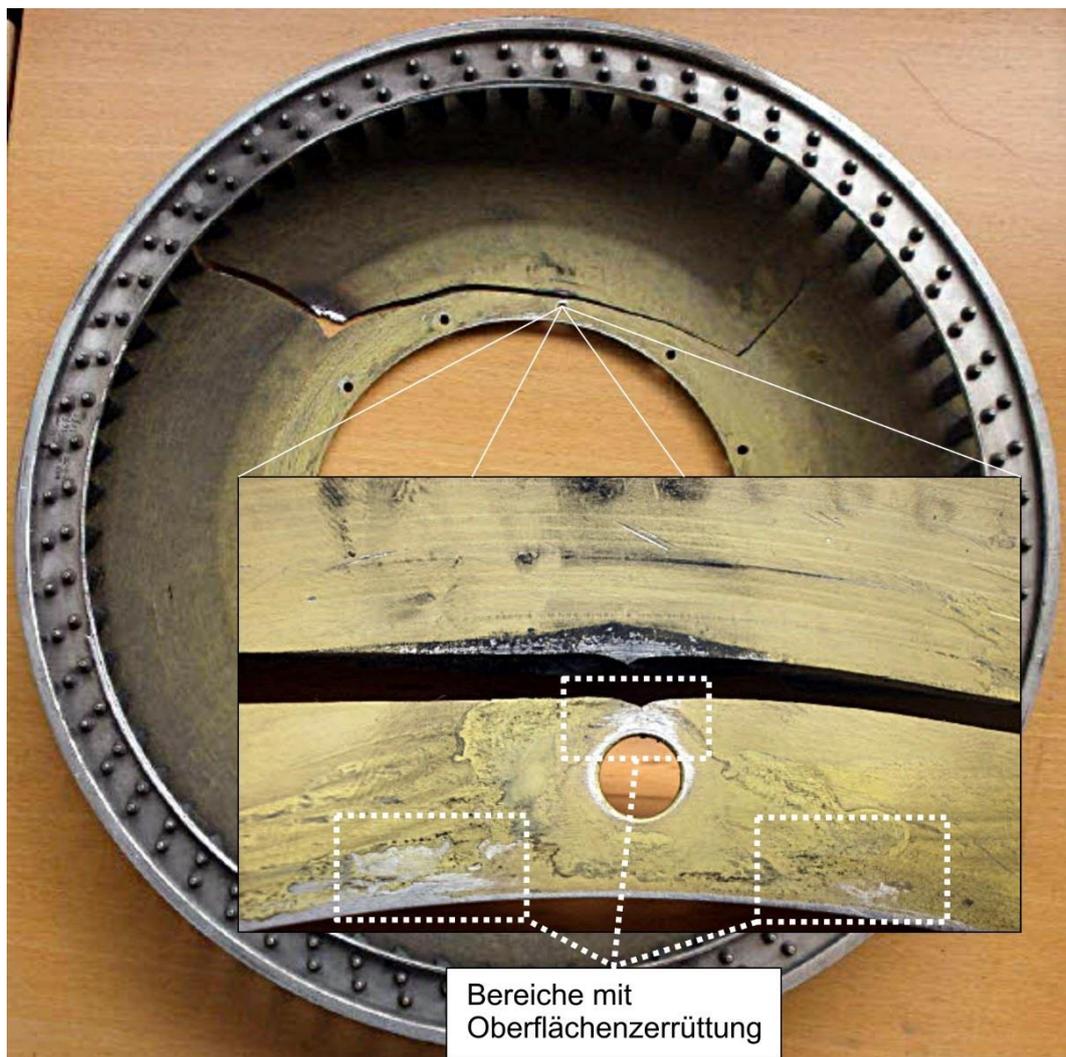


Abbildung 17: Rückseite des beschädigten Gebläserades der SE-HJR.

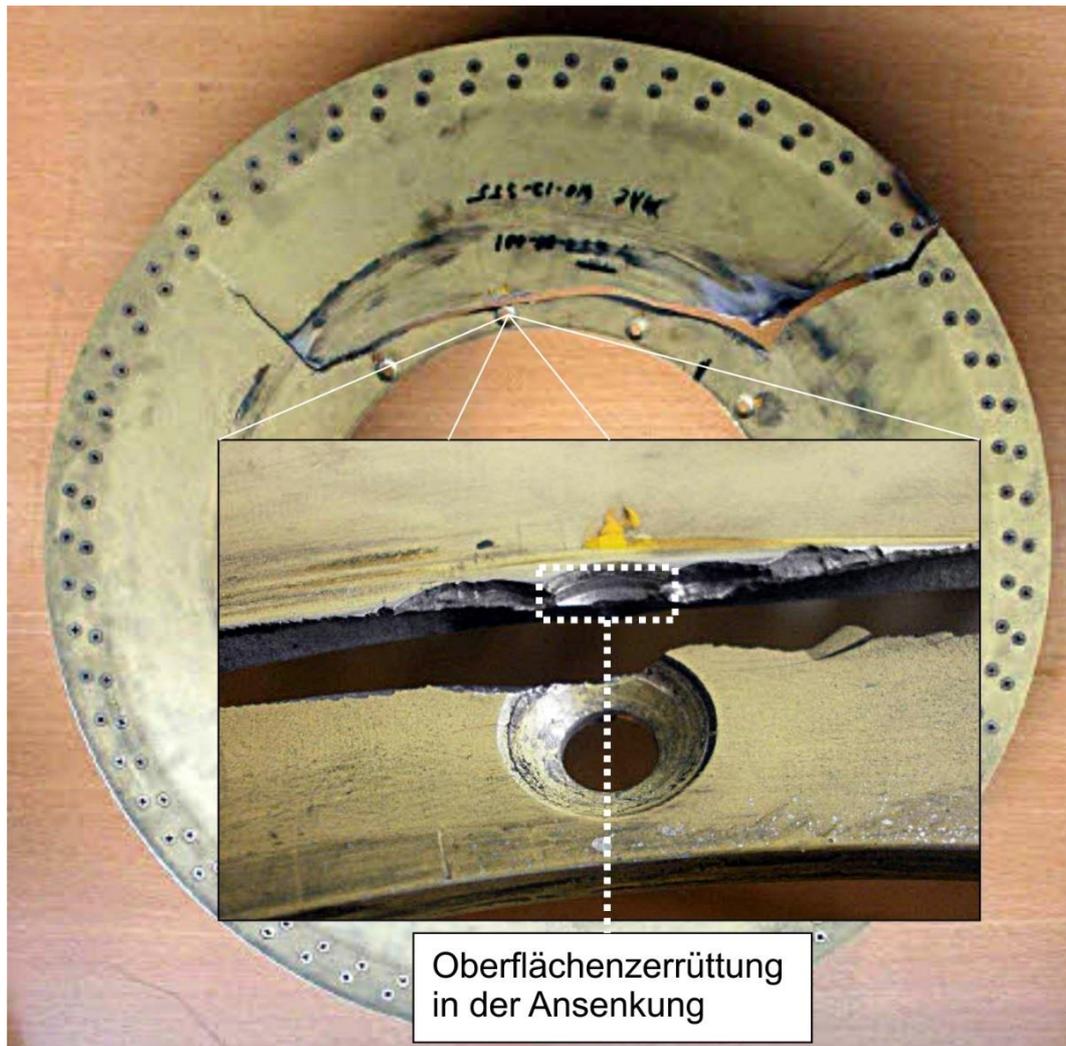


Abbildung 18: Vorderseite des beschädigten Gebläserades der SE-HJR.

Der Hersteller des Helikopters bezog die Untersuchungsergebnisse aus dem Unfall mit der HB-ZLJ in die Analyse des Vorfalls mit der SE-HJR mit ein und kam zum Schluss, dass das Versagen des Gebläserades in beiden Fällen dieselbe Ursache hatte.

1.7.3.2 Massnahmen des Herstellers

Am 27. August 2014 veröffentlichte der Hersteller das *mandatory Service Bulletin* SB 14-018A mit dem Titel *cooling fan inspection* (vgl. Anlage 6).

Dieses SB sieht eine visuelle Überprüfung der vorderen Scheibe alle 50 Betriebsstunden in eingebautem Zustand vor. Dabei ist speziell auf Risse an der vorderen Scheibe im Bereich des Schwungrades zu achten.

Weiter stellt der Hersteller eine Neukonstruktion der vorderen Scheibe in Aussicht.

1.7.3.3 Massnahmen der Aufsichtsbehörde

Am 2. September 2014 veröffentlichte die EASA die *Airworthiness Directive* AD 2014-0196.

Die beiden SB 13-022B und SB 14-018B werden in dieser AD als verbindlich erklärt.

1.7.4 Weitere Fälle von Schäden am Gebläserad des Musters Cabri G2

Am 14. September 2014 wurden am Cabri G2, mit der Seriennummer 1043, fünf radiale Risse an der vorderen Scheibe des Gebläserades festgestellt. Dieser Helikopter wurde im Jahr 2013 gebaut und hatte 1104 Betriebsstunden.

Am 7. Oktober 2014 wurde am Gebläserad des Helikopters mit der Seriennummer 1013 ein kleiner Riss festgestellt. Diese Maschine mit Baujahr 2009 wies 3521 Betriebsstunden auf.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Beurteilung der Konstruktion

Das an das Schwungrad des luftgekühlten Boxermotors stirnseitig angeschraubte Gebläserad rotiert im Betrieb mit 2585 bis 2700 RPM. Das Gebläserad unterliegt dabei Zentrifugalkräften, die das Material des hinteren Rings und auch das der vorderen Scheibe auf Zug beanspruchen. Diese Zugspannung variiert im Betrieb nur wenig und ist bei einer korrekten Bauteilauslegung hinsichtlich Bauteilermüdung ohne Bedeutung.

Hauptsächlich vom Antriebsmotor ausgehend wirken in der Verbindungsebene Schwungrad/Gebläserad zusätzlich Lateralschwingungen. Diese Lateralschwingungen werden über die 12 Befestigungsschrauben vom Schwungrad auf das Gebläserad übertragen. Sie bewirken eine Schwingbeanspruchung der vorderen Scheibe in jedem der 12 Befestigungspunkte. In diesen Bereichen wird die vordere Scheibe zusätzlich zu der statischen Zugbeanspruchung – resultierend aus den Zentrifugalkräften – dynamisch auf wechselnde Biegung beansprucht. Diese zusätzliche dynamische Beanspruchung ist hinsichtlich einer Bauteilermüdung von grosser Bedeutung.

Im vorliegenden Fall wurde festgestellt, dass die vordere Scheibe des Gebläserades die geforderte Steifigkeit nicht aufwies. Diese ist aufgrund ihrer konstruktiven Auslegung für die auftretende Beanspruchung ungenügend. Für die Montage der vorderen Scheibe des Gebläserades an das Schwungrad wurden Senkkopfschrauben verwendet. Montiert man dünnwandige Bauteile mit einer geringen lateralen Steifigkeit mit solchen Schrauben, führt dies bei einer dynamischen Beanspruchung im Klemmbereich der Schrauben zu hohen Spannungsspitzen. Als Konsequenz kommt es in solch kritischen Bereichen der Konstruktion zu Ermüdungsschäden.

2.1.2 Hinterer Ring und Gebläseschaufeln

Der hintere Ring sowie die Schaufeln des Gebläserades entsprachen hinsichtlich Masshaltigkeit und Materialeigenschaften den Spezifikationen des Herstellers. Auf der Oberfläche des Ringes und der Schaufeln wurde an keiner Stelle Korrosion gefunden.

Bei den Bruchflächen handelt es sich ausschliesslich um Gewaltbruchflächen, eine vorbestehende Korrosion oder Materialermüdung kann als Ursache ausgeschlossen werden. Das Versagen des hinteren Ringes erfolgte nach dem Auseinanderbrechen der vorderen Scheibe des Gebläserades.

2.1.3 Markierungen bei Schwung- und Gebläserad

Auf den Kontaktflächen zwischen Schwung- und Gebläserad wurden im mittelbaren Bereich der 12 Befestigungspunkte abnormale Markierungen festgestellt (siehe Abbildungen 11 und 12). Die Markierungen auf dem Schwungrad deckten sich mit den Markierungen auf der Gegenseite, d.h. der Kontaktfläche der vorderen Scheibe des Gebläserades. Bei diesen Markierungen handelt es sich um eine Oberflächenzerrüttung (*impact wear*). Dies ist ein Verschleiss, der durch eine ständige stossartige Beanspruchung der beiden zueinander in Kontakt befindlichen Oberflächen hervorgerufen wird. Diese Markierungen waren so eindeutig, dass eine Kontaktkorrosion ausgeschlossen werden kann.

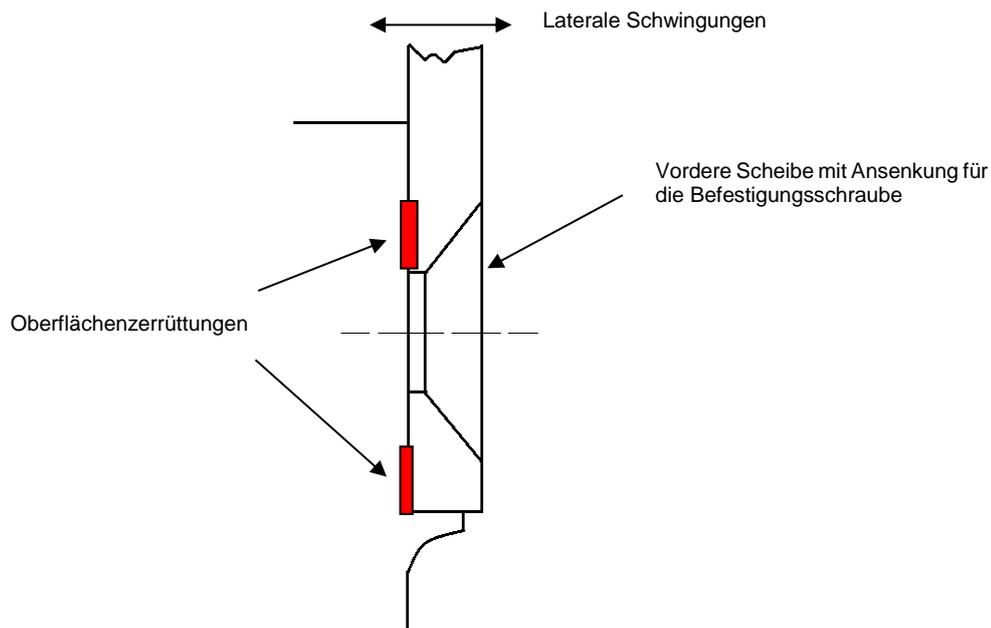


Abbildung 19: Bereich der Oberflächenzerrüttung auf den Kontaktflächen des Schwungrades und der vorderen Scheibe vor Beginn der Rissbildung

Oberflächenzerrüttungen werden durch dynamische, schwellende Kontaktspannungen verursacht. Aus der Art der vorgefundenen Oberflächenzerrüttungen kann geschlossen werden, dass Lateralschwingungen vom Schwungrad auf die vordere Scheibe des Gebläserades übertragen wurden. Begünstigt wurde dies durch eine ungeeignete Schraubenverbindung und einer ungenügenden lateralen Steifigkeit der Scheibe.

Im Kontaktbereich des abgebrochenen Segments des Gebläserades ist die Oberflächenzerrüttung auf der Schwungradoberfläche weit fortgeschritten. Sie deckt sich mit der ebenfalls weit fortgeschrittenen Oberflächenzerrüttung des abgebrochenen Segments des Gebläserades. Auf der Stirnseite des Schwungrades ist der Rissverlauf der vorderen Scheibe des Gebläserades gut erkennbar (siehe Abbildungen 12 und 13).

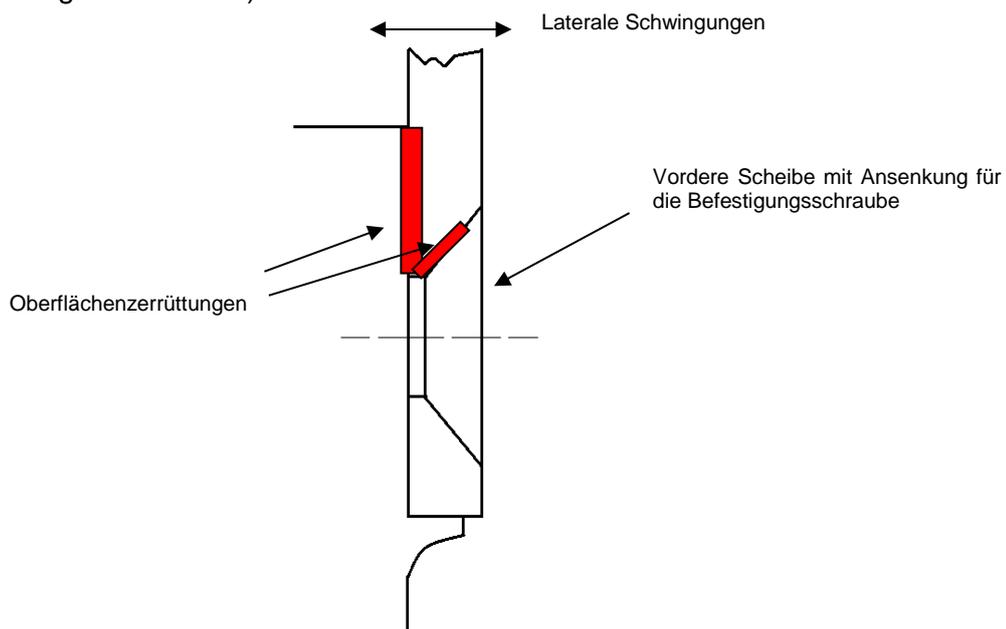


Abbildung 20: Bereich der weit fortgeschrittenen Oberflächenzerrüttung auf den Kontaktflächen und in der Ansenkung nach der Rissbildung

In der Ansenkung des abgebrochenen Segments ist die Oberflächenzerrüttung sehr tief (siehe Abbildung 15). Das Abbild dieser Oberflächenzerrüttung wurde ebenfalls als Zerrüttung auf dem kegelförmigen Teil eines Schraubenkopfes vorgefunden. Abriebspuren auf der Scheibenoberfläche sind beim Befestigungspunkt 1 nur beim abgebrochenen Segment vorhanden.

Bei den festgestellten Oberflächenzerrüttungen handelt es sich um Kontaktverschleiss infolge Ermüdung. Der Verschleiss beginnt nach einer gewissen Anzahl Lastwechsel. Das Wachstum ist abhängig von der Intensität der Belastung und der Frequenz. Die weit fortgeschrittene Zerrüttung der Oberflächen des Schwungrades, des abgebrochenen Segmentes in der Ansenkung und am Schraubenkopf belegen das Vorhandensein eines zirkulären Risses in der vorderen Scheibe des Gebläserades (siehe Abbildungen 13 bis 15). Die Art der Zerrüttung, sowie auch die signifikante Abbildung des Rissverlaufs auf dem Schwungrad lassen den Schluss zu, dass der Riss bereits einige Zeit vor dem Unfall vorhanden war. Dies wird zusätzlich durch die Abriebspuren belegt, die beim Befestigungspunkt 1 nur auf dem abgebrochenen Segment vorgefunden wurden.

2.1.4 Untersuchungen der vorderen Scheibe

Beim Überprüfen der Abmessungen der vorderen Scheibe wurden sehr grosse Abweichungen der Wandstärke festgestellt. Auf der Zeichnung des Herstellers ist die Wandstärke mit 4 mm angegeben. Gemessen wurden Werte von 3.1 bis 3.9 mm. Dies entspricht einer Verminderung der Wandstärke im Extremfall von etwa 25 %. Diese Inhomogenität wurde mit Ausgleichmassen in der Ebene des hinteren Ringes von 44.32 g zu kompensieren versucht. Im Vergleich zu den Gebläserädern aus der VH-ZTT und der HB-ZLS war die Ausgleichsmasse wesentlich höher.

Aus der Untersuchung der Materialeigenschaften geht hervor, dass das Material der vorderen Scheibe Eigenschaften aufwies, die der Spezifikation nicht genügen:

Brinellhärte HBW:	bis	17 %	tiefer
Bruchfestigkeit:	bis	3 %	tiefer
Bruchdehnung:	bis	67 %	tiefer

Bei den Untersuchungen sind die hohe Sprödigkeit des Materials und eine grosse Streuung der Messwerte aufgefallen. Es muss davon ausgegangen werden, dass die Ursache all dieser ungenügenden Materialeigenschaften in einer ungeeigneten Fabrikationsmethode der vorderen Scheibe liegt. Zudem ist dieses am Motor angeflanschte Bauteil des Gebläserades Betriebstemperaturen ausgesetzt, die stark variieren und somit die mechanischen Eigenschaften beeinträchtigen können (vgl. Kapitel 1.5.1).

Die Bruchfläche des zirkulären Bruchbereichs weist auf der ganzen Länge die charakteristischen Schwingstreifen eines Ermüdungsbruches auf. Schwingstreifen sind ebenfalls im radialen Bruchbereich – unmittelbar anschliessend an den zirkulären Bereich – vorhanden. In der Nähe der Schaufelbefestigung, im äusseren radialen Bruchbereich, weisen die Bruchflächen eine wabenähnliche Struktur auf. Dies weist in diesem Bereich auf einen duktilen Gewaltbruch hin.

2.1.5 Schäden am Kühlluftgehäuse

Das Kühlluftgehäuse wurde durch das Bersten des Gebläserades auseinandergelassen. Zuvor streiften Teile der durch Ermüdungsrisse instabil gewordenen vorderen Scheibe die Innenseite des Kühlluftgehäuses. Die Rauchentwicklung und der Geruch vor dem Unfall dürften darauf zurückzuführen sein.

2.1.6 Aufrechterhaltung der Lufttuchtigkeit

Am 18. Juli 2013, d.h. 5 Tage nach dem Unfall, veröffentlichte der Hersteller das *mandatory Service Bulletin* SB 13-021A mit dem Titel *cooling fan inspection* (vgl. Anlage 3). Dieses SB sieht eine visuelle Überprüfung des hinteren Ringes auf all-fällige Risse, Korrosion oder Beschädigungen alle 50 Betriebsstunden in eingebautem Zustand vor. Dies wegen der Annahme des Herstellers, dass die Ursache des Versagens des Gebläserades vom hinteren Ring ausging. Die Ausführung ist problematisch, da in eingebautem Zustand die vordere Scheibe so nicht beurteilt werden kann und dabei vom hinteren Ring nur ein kleines Segment einsehbar ist.

Am 10. September 2013 veröffentlichte der Hersteller das *mandatory Service Bulletin* SB 13-022A mit dem Titel *cooling fan upgrade* (vgl. Anlage 4). Dieses SB sieht im Wesentlichen den Austausch des hinteren Ringes vor. Dabei wird der hintere Ring durch eine verstärkte Version ersetzt.

Die EASA stützte die Ansicht des Herstellers und erliess am 14. Februar 2014 die *Airworthiness Directive* AD 2014-0038 (vgl. Anlage 5).

Zu diesem Zeitpunkt lagen sowohl der EASA und dem Hersteller Untersuchungsergebnisse der SUST vor, die an der vorderen Scheibe einen Ermüdungsbruch und am hinteren Ring Gewaltbrüche nachwiesen. In diesem Licht erscheint es unverständlich, dass keine Massnahmen in Bezug auf die vordere Scheibe getroffen wurden.

Am 12. August 2014 ereignete sich mit der SE-HJR in Schweden ein Unfall mit fast identischem Schadenbild am Gebläserad wie bei der HB-ZLJ. Bei diesem Helikopter wurde rund 1400 Betriebsstunden vor dem Unfall u.a. die vordere Scheibe beim Hersteller inspiziert und der als normal eingestufte Oberflächenverschleiss im Bereich der 12 Montagelöcher durch Abschleifen und Neuanstrich instandgestellt. Rund 1100 Stunden vor dem Unfall wurde das SB 13-022A ausgeführt.

Rund zwei Wochen nach dem Unfall veröffentlichte der Hersteller das *mandatory Service Bulletin* SB 14-018A mit dem Titel *cooling fan inspection* (vgl. Anlage 6). Dieses SB sieht eine visuelle Überprüfung der vorderen Scheibe alle 50 Betriebsstunden in eingebautem Zustand vor. Dabei ist speziell auf Risse an der vorderen Scheibe im Bereich des Schwungrades zu achten.

Aus den Erkenntnissen der Untersuchung geht hervor, dass der Ursprung des Risses im Falle der HB-ZLJ und vermutlich auch im Falle der SE-HJR bei einem der 12 Montagelöcher liegt. Dieser Riss wuchs über längere Zeit in zirkulärer Richtung. Dies bedeutet, dass der Riss, so lange er zirkulär verläuft nicht einsehbar ist, da er durch das Schwungrad verdeckt ist. Mit der im SB 14-018A beschriebenen Methode kann der zirkulär verlaufende Teil des Risses deshalb nicht festgestellt werden.

Ermüdungsrisse dieser Art verlaufen progressiv. Das Risswachstum nimmt entsprechend der Risslänge zu und ist am grössten, wenn er in radialer Richtung wächst.

Aus all den vorgenannten Gründen ist die im SB 14-018A verlangte Inspektion des Gebläserades unzweckmässig. Zudem erscheint das Kontrollintervall von 50 Betriebsstunden zu optimistisch gewählt, um einen sicheren Betrieb zu gewährleisten.

2.1.7 Zusammenfassung

Aus den Untersuchungen geht hervor, dass das Auseinanderbrechen des Gebläserades durch einen Ermüdungsriss im Material der vorderen Scheibe verursacht wurde. Diese Materialermüdung ist darauf zurückzuführen, dass die Scheibe hinsichtlich Materialqualität den Spezifikationen nicht entsprach, Wandstärken aufwies, die bis gegen 25 % geringer waren als auf der Herstellerzeichnung vermerkt, eine ungenügende laterale Biegesteifigkeit aufwies und mit einer ungeeigneten Montageart mittels Senkkopfschrauben mit dem Schwungrad des Motors verschraubt wurde.

Dies hatte zur Folge, dass sich – ausgehend vom Befestigungspunkt einer Senkkopfschraube – in der vorderen Scheibe des Gebläserades zunächst ein zirkulärer Ermüdungsriss ausbreitete. Dieser entstand durch dynamische Beanspruchungen, die vor allem durch Lateralschwingungen des Antriebsmotors verursacht wurden. Der Ermüdungsriss weitete sich in der Scheibe im Betrieb progressiv aus und führte schlussendlich zu einem Auseinanderbrechen des Gebläserades.

Die Abmessungen, die Fabrikation sowie die Materialspezifikation des hinteren Ringes entsprachen den Vorgaben des Herstellers. Weder Korrosion noch Oberflächendefekte wurden festgestellt. Die Bruchflächenuntersuchungen des hinteren Ringes des Gebläserades weisen eindeutig auf einen Gewaltbruch hin.

Der Bruch des hinteren Ringes ist ein Folgeschaden des Versagens der vorderen Scheibe.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Nachdem die Besatzung mit dem letzten Teil der Fluglektion in der Region von Schwarzenegg begonnen hatte, nahm sie im Schwebeflug einen Knall wahr, gefolgt von einer starken Geruchsentwicklung. Es war angebracht, den Helikopter sofort zu landen und mit einem Mechaniker telefonisch Rücksprache zu nehmen. Als die Ursache des Problems so nicht gefunden werden konnte, wurde der Mechaniker vor Ort geflogen.

Der Mechaniker untersuchte den Helikopter systematisch auf Auffälligkeiten. Im Motorraum kontrollierte er das Schwungrad mit dem Zahnkranz für den Starter sowie den festen Sitz des Gebläserades. Da für den Mechaniker das Kühlluftsystem schlecht einsehbar und vom Gebläserad nur ein geringer Teil sichtbar war, darf angenommen werden, dass der Riss zu diesem Zeitpunkt nur zufälligerweise hätte entdeckt werden können. Es bleibt zu erwähnen, dass es zunächst auch keinen Anlass gab, im Bereich des Kühlluftsystems nach der Ursache des Geräusches sowie der Geruchsbildung zu suchen.

Schliesslich entdeckte der Mechaniker das aus der Halterung gelöste Stromversorgungsgerät des Stroboskoplichts. Nachdem er mit dem losen Gerät an die Rückwand geklopft hatte, war man sich einig, dass es sich dabei um das wahrgenommene Geräusch gehandelt haben musste. Der Mechaniker fixierte das gelöste Teil provisorisch. Auf dem anschliessenden Probeflug erschien zunächst alles normal, bis der Fluglehrer und der Mechaniker im Cockpit wieder eine Geruchsentwicklung wahrnahmen. Verschiedene Manipulationen an der Lüftung und der Heizung brachten keinen Erfolg. Der Helikopter wurde wieder abgestellt. Anschliessend widmete sich der Mechaniker erneut einer Kontrolle des Motorraumes, ohne neuere Erkenntnisse zu gewinnen. Die Vermutung liegt nahe, dass die Geruchsentwicklung auf das Streifen des rotierenden Gebläserades am Kühlluftgehäuse zurückzuführen war.

Nach dem Start in Richtung Basis Bern-Belp trat erneut dieselbe Geruchsentwicklung auf, sodass der Fluglehrer wieder zurück zum Standort des Mechanikers flog.

Dieser öffnete die Verschalung zum Motorraum. Dabei fiel ihm erneut die angesengte Oberfläche des Luftfilterschaumstoffes auf, die sich nahe beim Auspuffkrümmer befand. Er löste einen Teil davon, hielt es an den Krümmer und roch daran. Es erinnerte ihn an den im Cockpit wahrgenommenen Geruch. Eine Erklärung dafür könnte sein, dass sich zu diesem Zeitpunkt Partikel des abgeschliffenen Kühlluftgehäuses auf dem Schaumstoff des Luftfilters angesammelt hatten. Die Beteiligten schlossen daraus, den plausiblen Grund der Geruchsentwicklung im angesengten Luftfilterschaumstoff gefunden zu haben.

Der Überflug auf die Basis konnte nun in Angriff genommen werden. Der Start erfolgte noch durch den Fluglehrer, der seit den Testflügen auf dem rechten Sitz sass. Da alles normal schien, sprach nichts dagegen, die Steuerung im Steigflug dem Flugschüler zu übergeben. Wenige Minuten vor der Landung in Bern-Belp war der Geruch im Cockpit wieder wahrnehmbar. Der Fluglehrer öffnete sofort die Türe und blickte nach hinten. Als er die markante Rauchentwicklung aus dem Motorraum feststellte, übernahm er sofort die Steuer und plante eine vorsorgliche Landung zwischen Münsingen und Wichtrach. Dies war der Situation angepasst. Als die Maschine sich knapp 300 m über Grund befand, riss die vordere Scheibe des Gebläserades vollends. Dies wurde von der Besatzung als lautes Rattern wahrgenommen. Durch die Desintegration sämtlicher Komponenten des Kühlluftsystems wurde das Kabel der Gemischregulierung losgerissen und durch die Heckrotorwelle aufgewickelt. In der Folge stellte der Motor ab, was zu einer Autorotation aus etwa 200 m über Grund führte. Da der Fluglehrer ein für eine vorsorgliche Landung geeignetes Feld anvisiert hatte, waren die Voraussetzungen für das Gelingen einer Notlandung gegeben. Aufgrund des vermuteten Verlusts des Drehmomentausgleichs entschied sich der Fluglehrer aus der aktuellen Situation heraus, eine Gleitlandung durchzuführen. Er führte den Endanflug mit einer Geschwindigkeit von 60 bis 70 KIAS aus. Dies führte dazu, dass die Notlandung im Getreidefeld hinter der zuerst anvisierten Landestelle erfolgreich endete.

Als der Helikopter stillstand, verliessen die Insassen das Cockpit bei noch drehendem Hauptrotor. Dass dabei ein mögliches Verletzungsrisiko in Kauf genommen wurde, ist der Furcht vor dem zuvor vermuteten Brand im Motorraum zuzuschreiben. Da die Maschine mit einem Rotorbremssystem ausgerüstet war, wäre das Abbremsen des Rotors vor der Evakuierung ohne grossen Zeitverlust möglich gewesen. Dies hätte das Verletzungsrisiko verringert.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Das Gehäuse des Kühlluftsystems war zerstört und dessen Gebläserad war stark beschädigt. Ein grösseres Segment des Gebläserades war abgerissen.
- Die konstruktive Auslegung des Gebläserades war für die auftretende Beanspruchung ungenügend.
- Die vordere Scheibe wies eine zu geringe laterale Steifigkeit auf.
- Die Montage mit 12 Senkkopfschrauben verursachte im Klemmbereich hohe Spannungsspitzen, was zu einer ausgeprägten Oberflächenzerrüttung und bei einem Befestigungspunkt zu Ermüdungsrissen führte.
- Die vordere Scheibe wies Eigenschaften auf, die nicht den Spezifikationen entsprachen. Das Material war spröde sowie inhomogen und die Wandstärke der Scheibe war an gewissen Stellen bis zu 25 % geringer als spezifiziert.
- Der Bruch der vorderen Scheibe des Gebläserades ist auf eine Ermüdung des Materials zurückzuführen. Die Bruchflächen des zirkulären und Teile des radialen Bereiches wiesen die charakteristischen Schwingstreifen eines Ermüdungsbruches auf.
- Der hintere Ring und die Gebläseschaufeln entsprachen hinsichtlich Abmessungen und Material den Spezifikationen.
- Das Auseinanderbrechen des hinteren Ringes ist auf das Versagen der vorderen Scheibe zurückzuführen. Korrosion oder Ermüdung des Materials kann ausgeschlossen werden.

3.1.2 Besatzungen

- Der Fluglehrer und der Flugschüler besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Fluglehrer trug einen Helm und der Flugschüler eine Hörsprechgarnitur.

3.1.3 Flugverlauf

- Beim Ausüben von Landeübungen im Gelände vernahm die Besatzung des Helikopters einen Knall.
- Ein Mechaniker und die Besatzung führten im Gelände eingehende Inspektionen des Helikopters durch.
- In einem Hohlraum neben dem Hauptrotorgetriebe, fand der Mechaniker das sich von der Halterung gelöste Stromversorgungsgerät des Stroboskoplichts.
- Das Klopfen des Mechanikers mit dem Stromversorgungsgerät gegen die Rückwand assoziierte die Besatzung mit dem zuvor wahrgenommenen Knall.
- Während des darauffolgenden Kontrollfluges bemerkte der Mechaniker einen Geruch, der seiner Meinung nach am ehesten von der elektrischen Installation herrührte.

- Nach dem Flug öffnete der Mechaniker erneut die Verschalung und inspizierte den Motorraum. Dabei stellte er fest, dass die Oberflächenbeschichtung aus Kunststoff des Schaumstoffluftfilters im unmittelbaren Bereich des Auspuffs angesengt war.
- Der Geruch dieser angesengten Oberflächenbeschichtung des Luftfilterschaumstoffes assoziierten die Besatzung und der Mechaniker mit der mehrmals im Flug wahrgenommenen Geruchsentwicklung.
- Es wurde entschieden, den Helikopter zur Basis nach Bern-Belp zu überfliegen.
- Die 25 Liter Flugbenzin im Tank reichten gemäss der Abschätzung des Fluglehrers für den etwa 10-minütigen Flug zur Basis aus.
- Etwa um 12:10 Uhr hob die HB-ZLJ ab. Ungefähr 8 Minuten nach dem Start nahm die Besatzung erneut denselben Geruch im Cockpit wahr.
- Der Fluglehrer öffnete die rechte Türe und schaute nach hinten. Dabei entdeckte er gräulichen Rauch, der aus der Motorverschalung austrat. Daraufhin übernahm er die Steuerung des Helikopters und informierte die Platzverkehrsleitstelle von Bern, dass er eine vorsorgliche Landung einleiten werde.
- Als sich der Helikopter um 12:19 Uhr auf 2500 ft QNH befand, ertönte vom Motorraum ausgehend ein ratterndes Geräusch, gefolgt von deutlichen Vibrationen.
- Vier Sekunden später leuchteten die gelben Anzeigen für eine zu niedrige Rotordrehzahl (<515 RPM) auf und zwei Sekunden später stellte der Motor ab.
- Etwa um 12:20 Uhr setzte die HB-ZLJ in einer Gleitlandung in einem Getreidefeld auf.
- Die Besatzung öffnete die Gurten und verliess, bei noch drehendem Rotor, wegen eines vermuteten Brandes unverzüglich das Cockpit.
- Die Besatzung blieb unverletzt.
- Die HB-ZLJ wurde stark beschädigt. Es brach kein Feuer aus.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den Unfall.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf die Desintegration des Gebläserades des Kühlsystems zurückzuführen, was zu einem Triebwerksausfall mit anschliessender Notlandung führte.

Als direkte Ursachen der Desintegration des Gebläserades wurden folgende Faktoren ermittelt:

- Ungeeignete Konstruktion des Gebläserades;
- Produktionsfehler bei der vorderen Scheibe des Gebläserades.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Sicherheitsempfehlungen

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

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

„Art. 48 Sicherheitsempfehlungen

¹ *Die SUST richtet die Sicherheitsempfehlungen an das zuständige Bundesamt und setzt das zuständige Departement über die Empfehlungen in Kenntnis. Bei dringlichen Sicherheitsproblemen informiert sie umgehend das zuständige Departement. Sie kann zu den Umsetzungsberichten des Bundesamts zuhanden des zuständigen Departements Stellung nehmen.*

² *Die Bundesämter unterrichten die SUST und das zuständige Departement periodisch über die Umsetzung der Empfehlungen oder über die Gründe, weshalb sie auf Massnahmen verzichten.*

³ *Das zuständige Departement kann Aufträge zur Umsetzung von Empfehlungen an das zuständige Bundesamt richten.“*

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

Sicherheitshinweise

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

„Art. 56 Informationen zur Unfallverhütung

Die SUST kann allgemeine sachdienliche Informationen zur Unfallverhütung veröffentlichen.“

4.1 Sicherheitsempfehlungen

4.1.1 Desintegration des Gebläserades im Kühlsystem in Helikoptern des Musters Cabri G2

4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Ein Fluglehrer und ein Flugschüler führten am 13. Juli 2013 mit dem Helikopter Cabri G2, eingetragen als HB-ZLJ, einen Ausbildungsflug durch. Beim Ausüben von Landeübungen vernahm die Besatzung einen Knall, gefolgt von einer Geruchsentwicklung. Zusammen mit einem Mechaniker führte die Besatzung im Gelände eingehende Inspektionen durch. Das in einem Hohlraum neben dem Hauptrotorgetriebe gelöste Stromversorgungsgerät des Stroboskoplichts, sowie die angesengte Oberflächenbeschichtung des Schaumstoffluftfilters im unmittelbaren Bereich des Auspuffs, wurden von den Beteiligten als plausible Erklärungen für die Wahrnehmungen im Flug eingestuft.

Beim anschliessenden knapp 10 Minuten dauernden Rückflug trat der Geruch wieder auf, gefolgt von einer Rauchentwicklung aus dem Motorenraum. Der Fluglehrer leitete sofort eine vorsorgliche Landung ein. Dabei desintegrierte das Gebläserad des Kühlluftsystems und verursachte weitere Kollateralschäden im Motorenraum und den Ausfall des Motors. In der Folge führte die Besatzung eine Autorotation erfolgreich durch.

Als direkte Ursachen für die Desintegration des Gebläserades wurden folgende Faktoren ermittelt:

- Der Bruch der vorderen Scheibe des Gebläserades ist auf eine Ermüdung des Materials zurückzuführen. Die Bruchflächen des zirkulären und Teile des radialen Bereiches, wiesen die charakteristischen Schwingstreifen eines Ermüdungsbruches auf.
- Die konstruktive Auslegung des Gebläserades war für die auftretende Beanspruchung ungenügend.
- Die vordere Scheibe wies eine zu geringe laterale Steifigkeit auf, sowie Eigenschaften, die nicht den Spezifikationen entsprachen. Das Material war spröde sowie inhomogen und die Wandstärke der Scheibe war an gewissen Stellen bis zu 25 % geringer als spezifiziert.

Die bisher vom Hersteller publizierten *Service Bulletins* sind nicht ausreichend, um einen sicheren Betrieb zu gewährleisten.

4.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 502

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*) sollte sicherstellen, dass der Hersteller Hélicoptères Guimbal die Betriebssicherheit des Gebläserades des Kühlsystems in Helikoptern des Musters Cabri G2 flottenweit sofort überprüft und für den weiteren Betrieb ein entsprechendes Inspektionsprogramm erstellt.

4.1.3 Sicherheitsempfehlung Nr. 503

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*) sollte sicherstellen, dass der Hersteller Hélicoptères Guimbal geeignete Massnahmen trifft, um das Auftreten einer Desintegration des Gebläserades des Kühlsystems in Helikoptern des Musters Cabri G2 zu verhindern.

4.2 Sicherheitshinweise

Keine

4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.3.1 Allgemeines

Im Laufe der Untersuchung wurden vom Hersteller der HB-ZLJ verschiedene Massnahmen getroffen. Diese sind im Kapitel 1.7 beschrieben.

4.3.2 Neukonstruktion des Gebläserades für das Kühlsystem des Musters Cabri G2

In seiner Stellungnahme vom 25. September 2015 stellt der Hersteller geplante Massnahmen sowie die Neukonstruktion des Gebläserades für das Muster Cabri G2 wie folgt in Aussicht:

“Given these data and analysis, HG [Hélicoptères Guimbal] decided to design a front flange manufactured with carbon composite material. Two prototypes have been manufactured, serial production mould was launched and first parts should be available by the end of the year.

In the meantime, in order to mitigate the risk of failure on the fleet, several actions have been taken:

- *Manufacturing of front flange with initial design was ensured to be limited to swaging on solution treated material. This avoids negative impact on material properties and thicknesses.*
 - *New intermediate design without flat head screws and double quantity of screws (24) is planned to be installed in production on S/N 1120. Anti-friction shim is maintained.*
 - *Life of both aluminium designs will be limited to 2000 flight hours.*
 - *Fleet will be monitored for marginal operation with high start-stop cycle rate to ensure adequacy of 50 hours inspection interval.*
- *First carbon composite design are planned to be available at the beginning of 2016.*
- *New intermediate design was launched in June 2015 and first items are under quality control. EASA approval is expected by November 2015. It will include limitation section change for maximum life and will account for marginal start-stop cycles.”*

Payerne, 18. Oktober 2016

Untersuchungsdienst der SUST

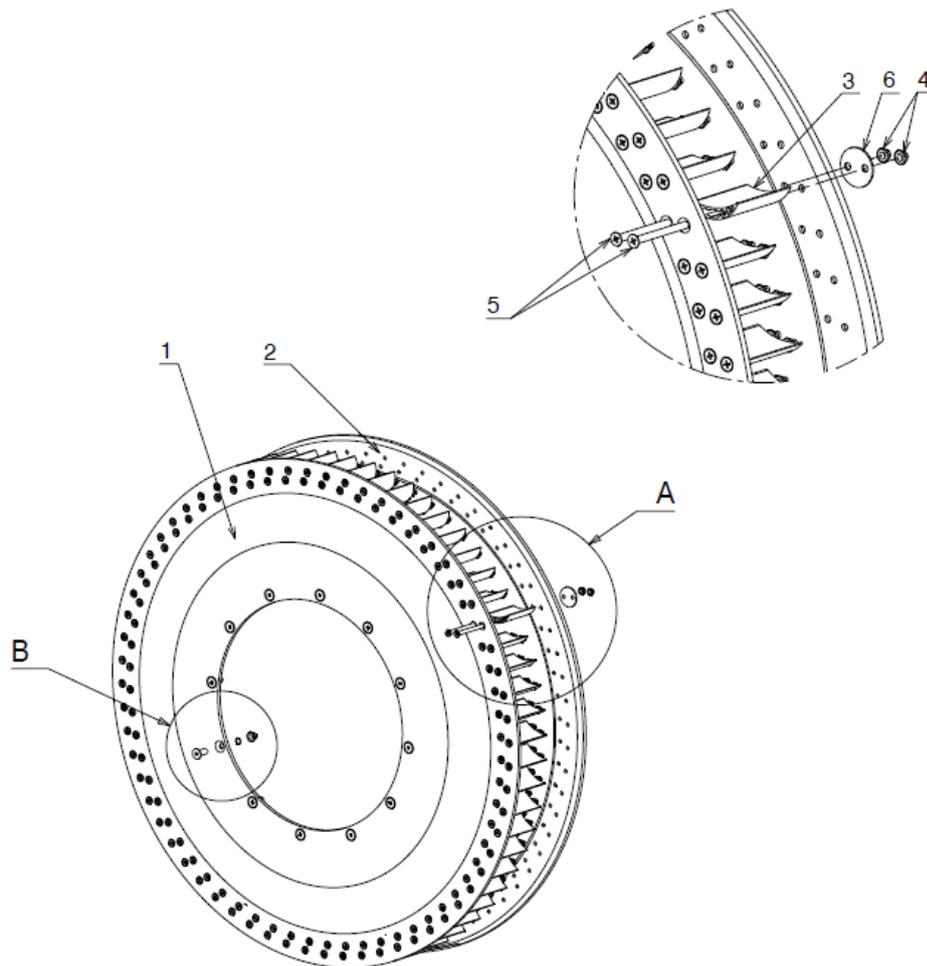
Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).

Bern, 22. September 2016

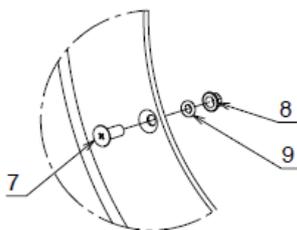
Anlage 1: Zusammenstellung des Gebläserades gemäss Unterhaltshandbuch

5.7.1 VENTILATEUR / COOLING FAN

Détail A

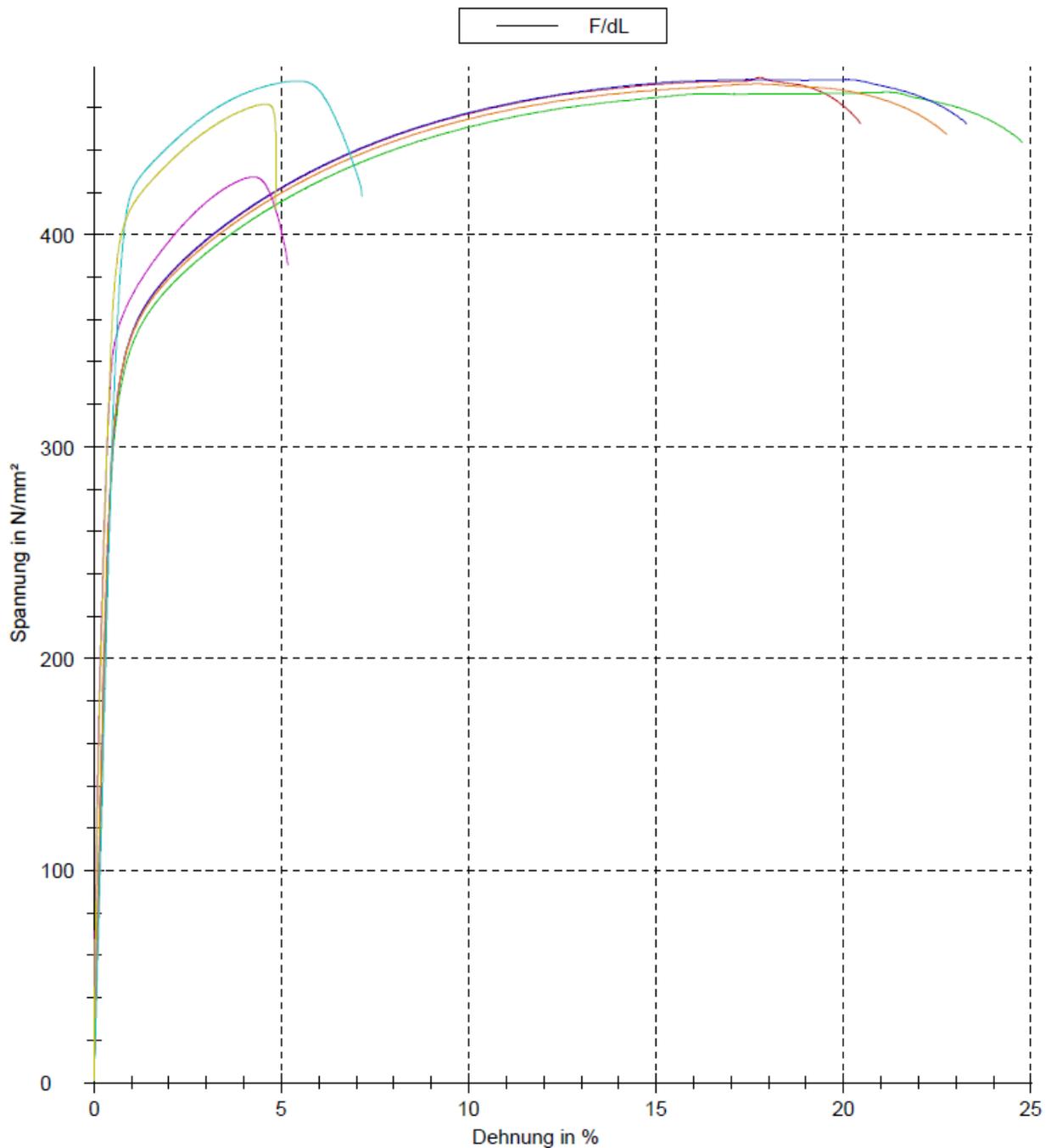


Détail B



Index	Qty	Reference	Désignation	Designation
1	1	G52-02-200	Flasque avant du ventilateur	Cooling fan front flange
2	1	G52-01-200	Flasque arriere du ventilateur	Cooling fan rear flange
3	64	G52-00-200	Aube de ventilateur	Cooling fan vane
4	128	HG12-0332	Ecrou	Nut
5	128	G52-04-200	Vis	Bolt
6	AR	G52-03-200	Masse d'equilibrage	Balancing mass
7	12	HG17-0523	Vis	Bolt
8	12	HG12-0328	Ecrou	Nut
9	12	HG17-0551	Rondelle	Washer

Anlage 2: Zugversuche mit Ausgangsmaterial und Material aus HB-ZLJ



Prüfergebnisse:

Legende	Nr	a ₀ mm	b ₀ mm	S ₀ mm ²	m _E GPa	R _{p0.2} MPa	R _m MPa	A %	Probenkennung
■	1	3.88	9.18	35.62	71.3	326	474	19.8	1E (Ausgangsmaterial)
■	2	3.92	9.19	36.02	63.7	326	467	24.1	1F (Ausgangsmaterial)
■	3	3.9	9.19	35.84	69.7	327	473	22.6	2E (Ausgangsmaterial)
■	4	3.89	9.25	35.98	77.7	321	471	22.2	2F (Ausgangsmaterial)
■	5	3.38	9.16	30.96	217	292	427	5.0	A (aus HB-ZLJ)
■	6	3.78	9.18	34.70	56.7	416	473	6.4	B (aus HB-ZLJ)
■	7	3.8	9.17	34.85	167	314	462	4.6	C (aus HB-ZLJ)

Anlage 3: Service Bulletin SB 13-021A - Cooling fan inspection

	SERVICE BULLETIN		SB 13-021 A
	OPTIONAL	RECOMMENDED	
	REPAIR	<input checked="" type="checkbox"/> MANDATORY	
SUBJECT Cooling fan inspection			
DATE OF EFFECTIVITY		18 / 07 / 2013	
DEADLINE (if applicable)		- First inspection : Applicable immediately – mandatory within the next 5 flight hours. - Periodicity : 50 hours	
Associated AIRWORTHINESS DIRECTIVE		NA	
Associated MODIFICATION / REPAIR		NA	
HG CONTACT	Helicopteres Guimbal – Support Aerodrome d'Aix-en-Provence - 1070 rue Lieutenant Parayre - 13290 LES MILLES - FRANCE Tel : +33 (0)4 42 39 10 88 - Fax : +33 (0)4 42 39 10 82 email : support@guimbal.com		
REVISION	SUBJECT	DATE	
A	Creation	18 / 07 / 2013	
<u>APPLICABILITY</u>			
All Cabri G2.			
<u>Evolution</u> : This SB will be superseded by the application of a new damage tolerant design (MOD13-050 - SB13-022).			
<u>SITUATION</u>			
One serious incident concluded by a forced landing was caused by the failure of the cooling fan for undetermined reasons that could involve corrosion or damage on the ring. This mandatory SB prescribes an inspection of the ring in order to detect any crack or damage.			
<u>REQUIRED ACTIONS</u>			
<ul style="list-style-type: none"> - Remove the upper right and left engine baffles. - Remove the four upper sparkplugs to allow easy rotation of the fan by hand. - Mark the position of the fan with a felt pen or identify the position numbers (64 blades). - For each visible sector of approx. three blades, proceed as follows : <ul style="list-style-type: none"> - Clean ring surface with petrol, - Inspect for cracks, damage or corrosion. 			

Specifically check :

- Around each bolt,
 - Along the inner and outer rims of the ring.
- Proceed to the next sector until reaching the initial mark again : Total 64 blades.



Starting the engine and subsequent flight is not permitted if any damage is found. Proceed to the replacement of the ring.

- Report initial application of this SB.

Anlage 5: Airworthiness Directive AD 2014-0038

EASA	AIRWORTHINESS DIRECTIVE
	<p>AD No.: 2014-0038</p> <p>Date: 14 February 2014</p> <p>Note: This 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 EU 748/2012, Part 21.A.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>	
<p>Design Approval Holder's Name: HELICOPTERES GUIMBAL</p>	<p>Type/Model designation(s): CABRI G2 helicopters</p>
<p>TCDS Number:</p>	<p>EASA.R.145</p>
<p>Foreign AD:</p>	<p>Not applicable</p>
<p>Supersedure:</p>	<p>None</p>
<p>ATA 71</p>	<p>Powerplant – Engine Cooling Fan – Inspection / Modification</p>
<p>Manufacturer(s):</p>	<p>Hélicoptères Guimbal</p>
<p>Applicability:</p>	<p>Cabri G2 G00-00-000 helicopters, all manufacturer serial numbers (S/N).</p>
<p>Reason:</p>	<p>An in-flight engine shutdown was reported on a Cabri G2 helicopter, leading the pilot to a forced landing. Subsequent investigation revealed that the engine cooling fan had failed, which led to power shutdown as the fan damaged the scroll and pulled the mixture control cable.</p> <p>The suspected cause of the cooling fan failure is a crack which had developed in the fan external ring. Although the origin of that crack has not yet been determined, contributing factors could be corrosion, a manufacturing defect or local damage caused by maintenance or foreign object impact.</p> <p>This condition, if not detected and corrected, could lead to other events of cooling fan failure and subsequent in-flight engine shutdown or damage to the engine installation, possibly resulting in reduced control of the helicopter.</p> <p>To address this potential unsafe condition, Hélicoptères Guimbal (HG) issued Service Bulletin (SB) 13-021, providing instructions for inspection of the fan external ring to detect damage or cracking. HG also designed a new external ring with improved mechanical characteristics and a fail-safe feature (glass fiber winding). HG SB 13-022 was issued to provide instructions for installation of this new external ring on in-service helicopters. Helicopters S/N 1053 and from S/N 1055 onwards will be equipped with the new external ring design in production (MOD 13-050).</p> <p>For the reasons described above, this AD requires repetitive inspections of the engine cooling fan external ring part number (P/N) G52-01-200 or P/N G52-01-201 and replacement of the ring with a new design part P/N G52-00-101.</p>

Effective Date:	28 February 2014
Required Action(s) and Compliance Time(s):	<p>Required as indicated, unless accomplished previously:</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) Within 5 flight hours (FH) after the effective date of this AD, identify the engine cooling fan P/N, and, if P/N G52-00-000 is installed, before next flight, inspect the cooling fan external ring in accordance with the instructions of HG SB 13-021. (2) Within 50 FH after the initial inspection as required by paragraph (1) of this AD, and, thereafter, at intervals not to exceed 50 FH, inspect the external ring of engine cooling fan P/N G52-00-000 in accordance with the instructions of HG SB 13-021. <p>Note: A non-cumulative tolerance of 5 FH may be applied to the inspection interval specified in paragraph (2) of this AD.</p> <ol style="list-style-type: none"> (3) If, during any inspection as required by paragraph (1) or (2) of this AD, any crack or damage is found on the external ring, before next flight, modify engine cooling fan P/N G52-00-000 by replacing the ring with a new design external ring P/N G52-00-101 and by marking the cooling fan with new P/N G52-00-001 in accordance with the instructions of HG SB 13-022 issue B. (4) Within 200 FH or 3 months, whichever occurs first after the effective date of this AD, unless already accomplished as required by paragraph (3) of this AD, modify engine cooling fan P/N G52-00-000 by installing a new design external ring P/N G52-00-101 and by marking the cooling fan with new P/N G52-00-001 in accordance with the instructions of HG SB 13-022 issue B. (5) Installation of a new design external ring P/N G52-00-101 and marking of the cooling fan with new P/N G52-00-001 as required by paragraph (3) or (4) of this AD, as applicable, constitutes terminating action for the repetitive inspections required by paragraph (2) of this AD. (6) From the effective date of this AD, do not install a cooling fan P/N G52-00-000 and do not install on an engine cooling fan a plain external ring P/N G52-01-200 or P/N G52-01-201.
Ref. Publications:	<p>HGSB 13-021 original issue, dated 18 July 2013.</p> <p>HGSB 13-022 issue B, dated 10 September 2013.</p> <p>The use of later approved revisions of these documents is acceptable for compliance with the requirements of this AD.</p>
Remarks:	<ol style="list-style-type: none"> 1. If requested and appropriately substantiated, EASA can approve Alternative Methods of Compliance for this AD. 2. Based on the required actions and the compliance time, EASA have decided to issue a Final AD with Request for Comments, postponing the public consultation process until after publication. 3. Enquiries regarding this AD should be referred to the Safety Information Section, Executive Directorate, EASA. E-mail: ADs@easa.europa.eu 4. For any question concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact: <ul style="list-style-type: none"> Helicoptères Guimbal – Support Aérodrome d'Aix-en-Provence, 1070 rue du Lieutenant Parayre, 13290 LES MILLES, FRANCE Tel : +33 (0)4 42 39 10 88 E-mail: support@quimbal.com.

Anlage 6: Service Bulletin SB 14-018A – Cooling fan inspection

	SERVICE BULLETIN		SB 14-018 A
	<input checked="" type="checkbox"/> MANDATORY	<input type="checkbox"/> RECOMMENDED	
<input type="checkbox"/> OPTIONAL			
SUBJECT : Cooling fan inspection			
DATE OF ENTRY INTO FORCE		27 Aug 2014	
DEADLINE		First inspection : Applicable immediately Mandatory within the 5 flight hours after effective date.	
Associated AIRWORTHINESS DIRECTIVE		To be issued	
Associated MODIFICATION / REPAIR		N/A	
HG CONTACT	Helicopteres Guimbal – Support Aéroport d'Aix-en-Provence - 1070 rue Lieutenant Parayre - 13290 LES MILLES - FRANCE Tel : +33 (0)4 42 39 10 88 - email : support@guimbal.com		
REVISION	SUBJECT	DATE	
A	Creation	27 Aug 2014	
<u>APPLICABILITY</u>			
<p>All Cabri G2.</p> <p>- First inspection..... Applicable immediately – mandatory within the 5 flight hours after effective date.</p> <p>- Periodicity..... 50 hours (5-hour non cumulative tolerance)</p>			
<p><u>Evolution</u> : This SB will be superseded by the application of a new front flange design. (MOD14-050 - SB14-019).</p>			
<u>SITUATION</u>			
<p>A crack was found on a high-time cooling fan front flange. This crack developed radially from the starter ring-gear. Despite the SB 13-022 / AD 2014-0038 which greatly reduces the hazard, development of such crack bears a risk.</p>			

REQUIRED ACTIONS

- Open the cowlings,

Note : The inspection is easier if the engine cowlings are removed (which is the case for 100-hour inspections).

- Remove the scroll inlet screen with the two Camlocs,

- Closely inspect the fan front flange :

- Clean the visible portion with a cloth dampened with petrol,
- Using a torchlight, look for any crack, specifically around the starter ring gear,
- Turn the crankshaft approximately 90° and reiterate until the complete flange is inspected.



Note : If the sparkplugs are removed, the crankshaft is easy to turn by hand. If they are not removed, short pulses on the starter may be used to turn the crankshaft. Turn slowly by hand to turn against the compression if needed.

Warning : strictly prohibit using any tool on the starter ring gear to turn the crankshaft.

- If a crack is found, proceed to fan replacement before any further flight.
- Send the cracked front flange to HG when ordering the new one.