

Untersuchungsbericht

Identifikation

Art des Ereignisses:	Unfall
Datum:	2. August 2016
Ort:	Sonderlandeplatz Oberschleißheim
Luftfahrzeug:	Hubschrauber
Hersteller / Muster:	Agusta S.p.A. / A 109E
Personenschaden:	eine Person leicht verletzt
Sachschaden:	Luftfahrzeug schwer beschädigt
Drittschaden:	keiner
Aktenzeichen:	BFU16-1082-3X

Sachverhalt

Ereignisse und Flugverlauf

Am Unfalltag wollte die zweiköpfige Besatzung einen Trainingsflug mit einem Hubschrauber Agusta A 109E durchführen. Hierzu starteten sie um 14:53 Uhr¹ am Hubschrauber-Sonderlandeplatz Ottobrunn (EDMR) und flogen westlich um München herum zum Sonderlandeplatz Oberschleißheim (EDNX). In Oberschleißheim flogen sie insgesamt drei südliche Platzrunden (Segelflugplatzrunde) mit simuliertem, einseitigem Triebwerksausfall in Anflugrichtung auf die Piste 26. Bei den Anflügen sei

¹ Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen Ortszeit

nach Angaben der Besatzung das Bugrad verriegelt und die Hauptrotordrehzahl auf 102 % gestellt gewesen.

Nach Angaben der beiden Piloten sei bei dem ersten Einmotoren-Anflug eine Roll-landung mit ca. 25 kt Vorwärtsgeschwindigkeit auf der Piste 26 durchgeführt worden. Beim zweiten Anflug sei ein CAT-A-Anflug auf einen begrenzten Raum vor der Piste geplant gewesen. Der Lehrberechtigte (TRI) habe den einseitigen Triebwerksausfall vor dem Anflug-Entscheidungspunkt (LDP) simuliert, der steuerführende Pilot habe daraufhin den Anflug abgebrochen und sei einmotorig durchgestartet. Bei dem folgenden Anflug habe der TRI den einseitigen Triebwerksausfall nach dem LDP simuliert. Daraufhin habe der steuerführende Pilot den Anflug mit ca. 20 kt bei einer Sinkrate von weniger als 300 ft/min zum geplanten Absetzpunkt vor der Piste 26 mit gelöster Parkbremse durchgeführt. Unter Beachtung der maximal zulässigen Einmotoren-Triebwerksleistung habe er dort mit geringer Vorwärtsfahrt aufgesetzt, zügig den kollektiven Verstellhebel reduziert und die Hauptrotordrehzahl auf 100 % gestellt.

Nachdem der Hubschrauber fest auf dem Boden gestanden habe und der TRI gerade den Einmotoren-Trainingsmodus deaktiviert hatte, habe der Hubschrauber plötzlich vertikale Schwingungen durchgeführt, die beide Piloten auf Bodenresonanz schließen ließen. Diese wollte der TRI augenblicklich stoppen und habe dazu den kollektiven Verstellhebel gezogen. Daraufhin habe der Hubschrauber jedoch noch stärkere vertikale Schwingungen und zusätzlich horizontale Schaukelbewegungen durchgeführt. Letztendlich sei der Hubschrauber vom linken zum rechten Hauptfahrwerk und zurückgesprungen. Aufgrund der dabei entstehenden Schräglage habe der Hauptrotor Bodenkontakt bekommen. In der Folge drehte sich der Rumpf um die Hochachse und kam nach der Notabstellung der Triebwerke um ca. 15:15 Uhr mit abgebrochenem linkem Hauptfahrwerk, zum Teil auf dem Rumpfboden zum Liegen.

Beide Piloten konnten den schwer beschädigten Hubschrauber selbstständig verlassen. Der TRI erlitt bei dem Unfall eine Schnittwunde am Hinterkopf.



Überblick: Schäden am Hubschrauber

Foto: BFU

Angaben zu Personen

Lehrberechtigter

Der 53-jährige, links im Cockpit sitzende Pilot war im Besitz einer Verkehrspilotenlizenz für Hubschrauber (ATPL(H)), erteilt gemäß Teil-FCL. In die Lizenz waren die gültigen Musterberechtigungen als verantwortlicher Luftfahrzeugführer auf AS350/EC130, AW109, BK117, EC135/635 und EC145(BK117) eingetragen. Zusätzlich verfügte er über die Lehrberechtigung für die Flugausbildung (FI(H)) und Musterlehrberechtigung (TRI) für die zweimotorigen Hubschraubermuster. Er verfügte über ein Flugtauglichkeitszeugnis Klasse 1 mit Auflage (TML), gültig bis zum 20.10.2016. Seine Gesamtflugerfahrung betrug 9 021 Stunden, von denen ca. 450 auf dem betroffenen Muster geflogen wurden.

Steuerführender Pilot

Der 62-jährige, rechts im Cockpit sitzende Pilot war im Besitz einer Verkehrspilotenlizenz für Hubschrauber (ATPL(H)), erteilt gemäß Teil-FCL. In die Lizenz waren die gültigen Musterberechtigungen als verantwortlicher Luftfahrzeugführer auf

AS350/EC130, AW109 und EC135/635 eingetragen. Er verfügte über ein Flugtauglichkeitszeugnis Klasse 1 mit Auflage (VDL), gültig bis zum 12.11.2016. Seine Gesamtflugerfahrung betrug 10 340 Stunden, von denen ca. 840 auf dem betroffenen Muster geflogen wurden.

Angaben zum Luftfahrzeug

Der zweimotorige Hubschrauber A 109E des Herstellers Agusta S.p.A., heutzutage Leonardo S.p.A. Helicopters, ist ein leichter Mehrzweck-Hubschrauber für bis zu acht Insassen. Er wurde 1993 nach FAR/JAR Part 27 und in Teilen nach Part 29 zugelassen. Der Hubschrauber verfügt über zwei Triebwerke PW 206C von Pratt & Whitney, Canada, einen Vierblatt-Hauptrotor, einen vollgelenkigen Rotorkopf mit Elastomeren, ein Dreibein-Einziehfahrwerk und einen Heckrotor für den Drehmomentausgleich um die Hochachse. Die maximal zulässige Abflugmasse beträgt 2 850 kg.

Der Hubschrauber ist in der Lage, unter Beachtung der CAT-A-Verfahren, die Flugleistungsstufe 1 zu erfüllen, d.h. im Falle eines Triebwerkausfalls bei Start oder Landung wieder sicher zu landen oder den Flug mit dem verbleibenden Triebwerk fortzusetzen. Zum Trainieren der CAT-A-Verfahren verfügt das Muster über einen Trainingsmode, der den Ausfall eines Triebwerks simuliert. Hierbei wird das ausgewählte Triebwerk im Trainingsmode auf 90 % N₂-Leistung reduziert und dem Piloten ein Ausfall auf den Displays im Cockpit simuliert angezeigt. Das verbleibende Triebwerk ist im Trainingsmode zur Schonung und Vermeidung von Schäden in Bezug auf die maximal zulässige Abgastemperatur und N₁-Drehzahl leistungsreduziert. Im Falle einer echten Notsituation oder abgefallenen Hauptrotordrehzahl unter 87 % würde der Trainingsmode automatisch deaktiviert und die normalen Triebwerks- und Notleistungen stünden zur Verfügung.

Aufgrund der Leistungsreduzierung im Trainingsmode ist die maximal zulässige Abflugmasse je nach Landeort (Clear Area, Short Field und Ground Based Helipad) reduziert. Bei einer Druckhöhe (PA) von ca. 1450 ft AMSL und einer Außentemperatur von 21 °C am Unfalltag in Oberschleißheim, betrug die maximal zulässige Abflugmasse für Clear Area ca. 2 740 kg, Short Field ca. 2 655 kg und Ground Based Helipad ca. 2 525 kg.

Bis zum Jahresende 2016 wurden von dem Muster A 109E, S, SP und dem militärischen Muster A 109LUH, die das gleiche Fahrwerk- wie auch ein sehr ähnliches Ro-

torkopfdesign nutzen, 764 Stück hergestellt. Der Hersteller schätzt die Gesamtbetriebszeit dieser Flotte auf ca. 1,5 Millionen Flugstunden.

Nach Angaben des Herstellers ereigneten sich in der Vergangenheit wiederholt Bodenresonanz-Ereignisse mit A 109E bzw. S Hubschraubern:

Date	Type	Location	Findings
08.11.2005	A 109E	USA	Uncontrolled landing
19.01.2006	A 109E	USA	Sudden braking during ground taxiing turn
22.08.2009	A 109E	Saudi Arabia	Main Rotor FOD
18.09.2009	A 109E	Kazakhstan	Hard landing
20.11.2009	A 109E	Poland	Asymmetrical hard landing
09.07.2012	A 109S	Germany	Instability during taxi turn
03.10.2015	A 109E	Iran	Improper manoeuvre during lifting up the helicopter nose

Das Flughandbuch enthielt im Teil 2 Normal Procedures die Caution:

CAUTION

**The helicopter is free of ground resonance.
 However if, for some reason, ground resonance should occur, lift
 the helicopter free of the ground immediately. If unable to become
 airborne, lower collective and shut-down engines.**

Der betroffene Hubschrauber, Baujahr 1998, hatte die Werknummer 11014. Die letzte Prüfung der Lufttüchtigkeit wurde am 24.09.2015 durchgeführt. Die letztmalige Freigabebescheinigung (Release to Service) wurde am 08.07.2016 bei einer Gesamtbetriebszeit von 1 951 Stunden und 3 661 Landungen erteilt. Zum Unfallzeitpunkt hatte der Hubschrauber eine Gesamtbetriebszeit von ca. 1 966 Stunden mit 3 700 Landungen. Die Betriebsleermasse betrug laut Wägebericht vom 10.09.2015 2 002 kg. Beim Start in Ottobrunn war der Hubschrauber mit 430 kg Kraftstoff betankt. Die Abflugmasse betrug ca. 2 612 kg. Der Hubschrauber war in Deutschland zum Verkehr zugelassen, Halter war ein deutsches Luftfahrtunternehmen.

Meteorologische Informationen

Entsprechend der Routinewettermeldung (METAR) von 15:20 Uhr wurden ca. 5 Minuten nach dem Unfall an dem ca. 11 nautische Meilen (NM) entfernten Flughafen München (EDDM) folgende Wetterbedingungen beobachtet:

Der Wind kam aus 280° mit 6 kt. Die Sicht in Bodennähe betrug mehr als 10 km, leichter Niederschlag, geringe Bewölkung in 3 300 ft und durchbrochene Bewölkung in 5 500 ft. Die Temperatur lag bei 21 °C und der Taupunkt bei 11 °C. Der Luftdruck (QNH) betrug 1 018 hPa.

Navigationshilfen

Im Cockpit des Hubschraubers befand sich neben der umfangreichen Avionik ein iPad® mit zwei installierten Apps zur Navigationsunterstützung (Air Nav Pro® und Jeppesen Mobile FD®). Im Air Nav Pro Logbook war der Unfallflug mit Start- und Landezeit sowie Ort gespeichert. Jedoch waren weder im Air Nav Pro noch im Jeppesen Mobile FD Flugwegdaten gespeichert.

Funkverkehr

Der Funk mit dem Flugleiter am Sonderlandeplatz Oberschleißheim wurde nicht aufgezeichnet.

Angaben zum Flugplatz

Der Sonderlandeplatz Oberschleißheim (EDNX) befindet sich nördlich von München. Er verfügt über eine 808 m x 15,6 m lange Asphaltpiste mit der Ausrichtung 08/26. Südlich der Hauptpiste sind zwei 250 m x 30 m Graslandflächen für Segelflugzeuge sowie die Windenseil-Auszugsfläche. Die Motorflugplatzrunde verläuft nördlich und die Segelflugplatzrunde südlich der Piste. Die Flugplatzhöhe beträgt 1 596 ft AMSL. Die Dichtehöhe betrug zum Unfallzeitpunkt in Oberschleißheim ca. 2 700 ft AMSL.

Vor dem Pistenbeginn 26 befinden sich Reste der ehemaligen Betonplattenpiste des Fliegerhorstes. Der Untergrund ist fest, jedoch mit losen Steinen, Unkraut und größeren Moosflächen bedeckt und leicht wellig.



Übersicht: Pistenanfang 26 und geplanter Aufsetzpunkt sowie Unfallort

Bild: BFU/ Google earth™

Flugdatenaufzeichnung

Der Hubschrauber war nicht mit einem Flight Data Recorder (FDR) oder Cockpit Voice Recorder (CVR) ausgerüstet. Diese Aufzeichnungsgeräte waren entsprechend den gültigen Luftfahrtvorschriften nicht gefordert.

Eine Auswertung der Data-Collecting-Units der beiden Triebwerke ergab aufgrund des Softwarestands der Units (Baujahr 1998) keine Informationen bzgl. der Triebwerksparameter im Anflug oder während des Unfalls.

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Die Unfallstelle befand sich ca. 100 m vor dem Pistenbeginn 26 am Sonderlandeplatz Oberschleißheim. Der Hubschrauber stand aufrecht nach links geneigt in Richtung von ca. 320°. Das Einziehfahrwerk war ausgefahren. Die Parkbremse war gelöst. Das linke Hauptfahrwerk war nach außen weggebrochen. Das Bugrad war nach links verdreht. Der Zapfen der Bugradzentrierung war nicht im Eingriff. Der Hebel für die Bugradverriegelung im Cockpit stand nach dem Unfall nicht ganz oben auf „LOCK“.



Position des Hubschraubers zum Pistenbeginn 26 und Untergrund der Landefläche

Foto: BFU

Die Rumpfnase war beschädigt. Einzelne elektronische Geräte waren herausgerissen. Das rechte Plexiglas-Cockpitdach war beschädigt, die Pitot-Tubes auf dem Dach in Drehrichtung des Hauptrotors umgebogen. In die Passagierkabine war durch das Dach die Halterung des Hauptgetriebes eingedrungen. Alle vier Hauptrotorblätter und der Rotorkopf waren beschädigt. Die vier Halterungsstangen des Hauptgetriebes auf dem Rumpf waren gebrochen. Das Hauptgetriebe wurde im Wesentlichen nur noch durch die Hydraulikleitungen der Steuerservos gehalten. Die Heckrotorwelle war am Hauptgetriebe im Bereich der Rotorbremse abgerissen. Der Heckrotor hatte an einem Blattende im Nasenbereich eine Hühnereigroße, kugelförmige Eindellung.

An Bord des Hubschraubers befand sich eine Mappe mit den Bordpapieren, einem Flugauftrag für einen VFR-Checkflug mit handschriftlicher Änderung des Lehrberechtigten und Flugzweck sowie die Flugvorbereitung inkl. Flightlog, Kraftstoff- und Gewichtsberechnung, Flugwetterabfrage und AIS-NOTAM-Abfrage für die Strecke: Ottobrunn, Oberschleißheim, Ottobrunn, Ziel Innsbruck (LOWI).

Der Hubschrauber wurde geborgen und mit Unterstützung eines Part-145-Betriebes weiter untersucht. Dabei ergaben sich augenscheinlich keine Hinweise auf einen ursächlichen, technischen Defekt am Rotorkopf oder am Fahrwerk als Auslöser für die Bodenresonanz.

Die Luftdrücke der Reifen wurden gemessen und der Gasdruck sowie die aufgefüllte Ölmenge je Fahrwerksdämpfer ermittelt.

Für weitergehende Untersuchungen beim Hersteller wurden die vier Hauptrotorblatt-Schwenkungsdämpfer des Rotorkopfes sowie die drei Fahrwerksdämpfer einschließlich des Nose-Wheel-Locks ausgebaut.

Die Hauptfahrwerksdämpfer und Schwenkungsdämpfer wurden geröntgt und dabei keine inneren Beschädigungen, Hinweise auf lose Schraubverbindungen oder dergleichen festgestellt. An allen vier Schwenkungsdämpfern war der jeweilige Kugelkopf für die Befestigung am Blattgriff an der Kolbenstange abgebrochen. Die Brüche wurden im Auftrag der BFU an der Technischen Universität Braunschweig, Institut für Füge- und Schweißtechnik, untersucht und eindeutig als Unfallfolgeschaden klassifiziert.

Die weitergehenden Untersuchungen fanden im Oktober 2016 bei dem jeweiligen Zulieferer der Dämpfer im Beisein von Experten des Hubschrauberherstellers und der BFU in Italien statt. Bei den Untersuchungen ergaben sich keine Hinweise auf eine Fehlfunktion der Fahrwerksdämpfer, des Nose-Wheel-Lock-Mechanismus oder der vier Schwenkungsdämpfer.

Brand

Es entstand kein Brand.

Zusätzliche Informationen

Bodenresonanz bei Hubschraubern

Auszug aus dem Rotorcraft Flying Handbook der US amerikanischen Luftfahrtbehörde (FAA):

Ground resonance is an aerodynamic phenomenon associated with fully-articulated rotor systems. It develops when the rotor blades move out of phase with each other and cause the rotor disc to become unbalanced. This condition can cause a helicopter to self-destruct in a matter of seconds. However, for this condition to occur, the helicopter must be in contact with the ground.

If you allow your helicopter to touch down firmly on one corner (wheel type landing gear is most conducive for this) the shock is transmitted to the main rotor system. This may cause the blades to move out of their normal relationship with each other. This movement occurs along the drag hinge.

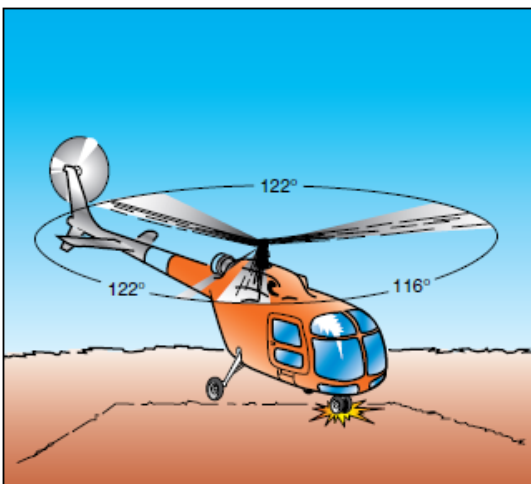


Figure 11-5. Hard contact with the ground can send a shock wave to the main rotor head, resulting in the blades of a three-bladed rotor system moving from their normal 120° relationship to each other. This could result in something like 122°, 122°, and 116° between blades. When one of the other landing gear strikes the surface, the unbalanced condition could be further aggravated.

If the r.p.m. is low, the corrective action to stop ground resonance is to close the throttle immediately and fully lower the collective to place the blades in low pitch. If the r.p.m. is in the normal operating range, you should fly the helicopter off the ground, and allow the blades to automatically realign themselves. You can then make a normal touchdown. If you lift off and allow the helicopter to firmly re-contact the surface before the blades are realigned, a second shock could move the blades again and aggravate the already unbalanced condition. This could lead to a violent, uncontrollable oscillation.

This situation does not occur in rigid or semirigid rotor systems, because there is no drag hinge. In addition, skid type landing gear are not as prone to ground resonance as wheel type gear.

Auszug aus dem Unfalluntersuchungsbericht "Final Report, Occurrence 995/09, Agusta A 109E helicopter, SP-HXA, 20. November 2009":

There are several causes which may trigger ground resonance. The list of possible causes divided into two groups is given below:

Technical causes: incorrect pressure in tires, incorrect performance of wheels shock absorbers, damage to the main rotor damper, delamination of the composite blade, inadequate tracing of the main rotor blades, other damage.

Pilotage causes: asymmetrical landing, landing on a slope, hard landing, an impact during taxiing of the helicopter after touchdown, any actions causing rapid change of engine parameters.

It should be noted that the complete elimination of the possibility of ground resonance is impossible.

Beurteilung

Während eines Trainingsflugs, bei einer Einmotoren-Landung außerhalb der Betriebspiste, kam es nach dem Bodenkontakt zu einer Bodenresonanz. Innerhalb weniger Sekunden wurde der Hubschrauber dabei schwer beschädigt und der linksitzende Lehrberechtigte leicht verletzt.

Sowohl der Lehrberechtigte (TRI) als auch der steuerführende Pilot verfügten über die luftrechtlich vorgeschriebenen Lizenzen und Berechtigungen, um den Trainingsflug durchzuführen. Beide müssen aufgrund ihrer hohen Gesamtflugerfahrungen und Musterkenntnis als sehr erfahren angesehen werden. Gerade aufgrund der hohen Gesamtflug- und Mustererfahrung des steuerführenden, rechts sitzenden Piloten ist der Trainingsflug mit den dadurch entstehenden Kosten für den Halter aus Sicht der BFU bemerkenswert. Aufgrund der fehlenden Prüferanerkennung des linksitzenden TRI hätte der Flug, entgegen dem ursprünglichen Flugauftragszweck mit einem anderen Lehrberechtigten mit Prüferanerkennung, nicht genutzt werden können für eine Verlängerung der Musterberechtigung oder einen kommerziellen Operator-Proficiency-Check.

Der Hubschrauber war entsprechend den luftrechtlichen Bestimmungen kontinuierlich instandgehalten worden. Der Schwerpunkt und die Abflugmasse lagen innerhalb der zulässigen Grenzen. Bei der technischen Untersuchung des Hubschraubers nach der Bergung und bei den Untersuchungen der Schwenkungs- und Fahrwerksdämpfer sowie des Nose-Wheel-Lock-Mechanismus beim jeweiligen Hersteller konnten keine Hinweise auf einen technischen Mangel gefunden werden, die technisch das Entstehen einer Bodenresonanz erklären könnten. Auch ergaben sich an

den Reifen, den Felgen, der Bremsanlage und des Hecksporns keine Hinweise auf eine harte Landung. Das Hubschraubermuster ist seit Jahrzehnten im privaten, gewerblichen und militärischen Einsatz. Bodenresonanz-Ereignisse aus der Vergangenheit mit diesem Hubschraubermuster konnten zumeist auf operationelle Ursachen zurückgeführt werden.

Das Flugwetter war für den geplanten Flug gut. Es schränkte das fliegerische Trainingsvorhaben und die Durchführung der CAT-A-Flugverfahren lediglich in Bezug auf die Beachtung der Druckhöhe und Temperatur ein. Die Gegenwindkomponente, bei einem Wind aus 280 Grad, wirkte im Einmotoren-Anflug auf die Piste 26 positiv unterstützend in Bezug auf die benötigte Triebwerksleistung.

Die Betriebspiste 26 und ihre Kennzeichnungen ermöglichten zur Simulation einer eingeschränkten Landefläche vielfache Stellen mit eindeutiger Zielansprache für das Trainieren von Einmotoren-Anflügen/-Landungen. Auf der Piste wären, unter Beachtung der Gewichtsbeschränkungen und der verminderten Triebwerksleistung im Trainingsmode, alle Landeortvarianten (Clear Area, Short Field und Ground Based Helipad) unter vergleichsweise gefahrlosen Rahmenbedingungen möglich gewesen. Der nach Angaben der beiden Piloten explizit ausgewählte Landeort vor der Betriebspiste 26 in Oberschleißheim ist für die BFU nicht nachvollziehbar. Der Untergrund war in diesem Bereich, aufgrund loser Steine, teilweisem Gras- und Moosbewuchs und der leichten Welligkeit, für eine simulierte Notlandung während eines Trainingsfluges aus Sicht der BFU ungeeignet. Insbesondere da ein Absetzen ohne jegliche Vorwärtsfahrt, mit der simulierten Triebwerksnotleistung im Trainingsmode, nahezu unmöglich war. Die Flugmasse nach ca. 22 Minuten Flugzeit betrug zum Unfallzeitpunkt ca. 2 530 kg. Diese Masse war für eine Ground Base Helipad OEI-Landung im Trainingsmode am oberen Grenzwert.

Auch barg der Untergrund unnötige Gefahren für Fremdkörperschäden, z.B. am Heckrotor, verursacht durch vom Rotorabwind oder von den Fahrwerksreifen hochgeschleuderten Steinen. Die hühnereigroße, kugelförmige Eindellung an einem der Heckrotorblätter könnte z.B. durch einen Stein entstanden sein. Dieser Stein könnte dann vom Heckrotor hochgeschleudert worden sein und zu einem Hauptrotorblattschaden geführt haben. Ein Hauptrotorblattschaden wiederum könnte zum Auslösen der Bodenresonanz geführt haben. Aufgrund der zahlreichen Beschädigungen der Hauptrotorblätter ließ sich dies weder belegen noch ausschließen.

Die amerikanische Luftfahrtbehörde beschreibt in ihrem Rotorcraft Flying Handbook kurz zusammenfassend wie Bodenresonanz bei Hubschraubern mit vollgelenkigen

Rotorkopfdesigns in der Regel entsteht. Ohne eine technische Beeinträchtigung bzw. technischen Mangel kann eine Bodenresonanz durch eine äußere Ursache, z.B. ungleichmäßiges Aufsetzen, hartes Aufsetzen, starkes Abbremsen, ungleichmäßiger Untergrund beim Rollen usw., ausgelöst werden. Das übliche Notverfahren, wie es auch im Handbuch des betroffenen Hubschraubers beschrieben war, ist die sofortige Aufnahme des Hubschraubers in den Schwebeflug zum Beenden der Bodenresonanz. Das Bodenresonanzphänomen lässt sich technisch nicht vollständig vermeiden. Vorkommnisse aus der Vergangenheit belegen, dass Hubschraubermuster mit vollgelenkigem Rotorkopfdesign und Radfahrwerk anfälliger sind als andere technische Auslegungen.

Aus Sicht der BFU ist es sehr wahrscheinlich, dass es im Rahmen der simulierten Einmotoren-Landung des Hubschraubers, dem folgenden kurzen Rollen über den ungleichmäßigen Untergrund, dem Abbremsen bis zum Stillstand, dem zügigen Kollektiven-Verstellhebel-Senken und Reduzieren der Rotorblatt Drehzahl von 102 % auf 100 % zu einem Input kam, der den Rotorblattabstand aus dem Gleichgewicht brachte und als Auslöser für die Bodenresonanz wirkte. Es kann aber auch nicht ausgeschlossen werden, dass ein plötzlicher Hauptrotorblattschaden, z.B. durch einen vom Heckrotor hochgeschleuderten Stein, als Auslöser wirkte. Nur ein sofortiges Erkennen der Situation mit einer vollständigen Aufnahme des Hubschraubers in den Schwebeflug hätte den Unfall dann noch vermeiden können.

Ursächliche technische Vorschädigungen am Hubschrauber bzw. an den Dämpfern konnten nicht ermittelt werden.

Schlussfolgerungen

Der Unfall und die schweren Beschädigungen am Hubschrauber waren auf eine Bodenresonanz im Anschluss an eine simulierte Einmotoren-Landung außerhalb der Betriebspiste auf ungeeignetem Untergrund zurückzuführen.

Untersuchungsführer: Axel Rokohl
Untersuchung vor Ort: Hans Rachl, Philipp Lampert, Axel Rokohl
Mitwirkung: Philipp Lampert
Braunschweig, den: 21.04.2017

Die Untersuchung wurde in Übereinstimmung mit 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 Zivillufffahrt und dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz - FIUUG) vom 26. August 1998 durchgeführt.

Danach ist das alleinige Ziel der Untersuchung die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens, der Haftung oder von Ansprüchen.

Herausgeber

Bundesstelle für
Flugunfalluntersuchung
Hermann-Blenk-Str. 16

38108 Braunschweig

Telefon 0 531 35 48 - 0
Telefax 0 531 35 48 - 246

Mail box@bfu-web.de
Internet www.bfu-web.de