

Untersuchungsbericht

Identifikation

Art des Ereignisses:	Unfall
Datum:	17.10.2021
Ort:	nahe Buchen (Odenwald)
Luftfahrzeug:	Hubschrauber
Hersteller:	Robinson Helicopter Company
Muster:	R44 Raven II
Personenschaden:	Pilot und 2 Fluggäste tödlich verletzt
Sachschaden:	Luftfahrzeug zerstört
Drittschaden:	Forstschaden
Aktenzeichen:	BFU21-0949-3X

Kurzdarstellung

Bei einem Flugmanöver mit verringertem Lastvielfachen schlug der Rotorkopf an den Rotormast, ein Hauptrotorblatt auf die Rumpfwelle und anschließend durchschlug der Rotor das Cockpit. Der Hubschrauber stürzte unkontrolliert in einen Wald.

Sachverhalt

Ereignisse und Flugverlauf

Laut Eintragung im Hauptflugbuch des Verkehrslandeplatzes Herzogenaurach startete der Pilot in Begleitung von 2 Fluggästen um 12:06 Uhr¹ mit seinem Robinson R44 II Hubschrauber zu einem privaten Flug. Gemäß der Flugleitung gab der Pilot an, zu einem Lokalflug starten zu wollen. Laut Flugplanung auf dem iPad des Piloten war ein Flug von Herzogenaurach nach Speyer geplant. Vor dem Flug betankte der Pilot den Hubschrauber mit 74,45 l AvGas 100LL.

Anhand des vom Radar und von 2 der GPS-Navigationsgeräte an Bord aufgezeichneten Flugweges ließ sich feststellen, dass der Flug in Richtung Westen entlang der geplanten Route nach Speyer (Abb. 1) führte, wobei Flugplätze, Kontrollzonen und Fallschirmsprunggebiete umflogen wurden.



Abb. 1: Geplante Flugroute Herzogenaurach nach Speyer (magenta) und tatsächlicher Flugweg (blau)

Quelle: Aufzeichnung der VFR-Flugplanungs- und Navigations-Software SkyDemon

Während des Fluges machte der im Hubschrauber hinten rechts sitzende Passagier mit seinem Mobiltelefon einzelne Fotos und kurze Filmaufnahmen.

Im Bereich der Ortschaft Schweinberg umkreiste der Hubschrauber um ca. 12:48 Uhr, in Form einer Acht, eine Ackerfläche, auf der Figuren am Boden, vermutlich ein abgeerntetes Mais-Labyrinth, zu sehen waren.

Um ca. 12:55 Uhr, etwa 5 km nordwestlich der Stadt Buchen, zwischen den Ortschaften Stürzenhardt und Steinbach, beobachteten Zeugen den Hubschrauber, der geradlinig auf sie zuflog. Sie beschrieben einen unauffälligen Flugverlauf, mit einem für sie normal klingenden Triebwerksgeräusch. Plötzlich habe es einen mechanisch

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

klingenden Knall gegeben und die Rotorblätter hätten sich nach oben gefaltet. Der Hubschrauber habe ab diesem Moment „deformiert und irgendwie in sich verdreht“ ausgesehen. Er sei dann trudelnd, sich ca. zweimal um die Hochachse drehend, wie ein Stein in einen nahegelegenen Wald gefallen.

Andere Zeugen wurden aufgrund des lauten Knalles, der wie das Zuschlagen einer Autotür geklungen habe, auf den Hubschrauber aufmerksam. Sie gaben an die nach oben geklappten Rotorblätter ebenfalls gesehen zu haben und sowie ein Teil oder das Heck des Hubschraubers herunterfallen. Auch hätten sie oberhalb des herabstürzenden Hubschraubers eine sinkende glitzernde Wolke von Cockpitscheibenstücken, die Sonnenstrahlen reflektierten, beobachtet.

Unmittelbar danach suchten mehrere Zeugen die Aufschlagstelle des Hubschraubers im Wald und fanden diese aufgrund einer dunklen Rauchwolke nach wenigen Minuten. Das Hubschrauberwrack brannte im Bereich der Kabine. Mit Pulver-Feuerlöschern, die an einem Bauwagen in der Nähe lagen, konnten sie den Brand löschen.

Zwei der drei tödlich verletzten Insassen des Hubschraubers befanden sich direkt im bzw. am Wrack. Der Passagier, der vorne links gesessen hatte, lag ca. 24 m entfernt. Er war noch in der Luft aus dem Hubschrauber geschleudert worden.

Angaben zu Personen

Der 61-jährige Pilot war im Besitz einer Privatpilotenlizenz für Hubschrauber (PPL(H)) gemäß Teil-FCL, erstmalig erteilt am 17.10.2018. In der Lizenz war die Musterberechtigung für R44, gültig bis zum 31.10.2022, eingetragen.

Er verfügte über ein flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis Klasse 2 mit der Einschränkung VML², gültig bis zum 08.06.2022.

Der Pilot hatte in 2018 seine Flugausbildung zum Erwerb der Pilotenlizenz für Hubschrauber auf dem Muster R44 durchgeführt. Laut den Eintragungen in seinem persönlichen Flugbuch betrug seine Gesamtflugerfahrung mit Hubschraubern ca. 200 Stunden, davon ca. 186 Stunden auf dem betroffenen Muster. Die letztmalige Befähigungsüberprüfung zur Aufrechterhaltung der Musterberechtigung R44 erfolgte am 08.10.2021 auf dem betroffenen Hubschrauber, beim letzten Flug vor dem Unfall.

² Korrektur für eine eingeschränkte Sehschärfe in der Ferne, der Zwischendistanz und der Nähe

Weiterhin war der Pilot seit 2003 im Besitz einer Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (PPL(A)). Laut seinem persönlichen Flugbuch hatte er eine Flugerfahrung mit Flugzeugen von ca. 340 Stunden.

Von mehreren Zeugen wurde er als sehr akribisch in Bezug auf seinen Hubschrauber, dessen Pflege und Handhabung beschrieben. Auch habe er laut Zeugen, die in der Vergangenheit als Passagiere bei dem Piloten mitflogen, bei gemeinsamen Flügen anderen Personen nie das Steuer übergeben.

Angaben zum Luftfahrzeug

Der einmotorige Hubschrauber R44 Raven II des Herstellers Robinson Helicopter Company ist ein leichter Mehrzweckhubschrauber für bis zu 4 Insassen. Das Grundmodell R44 wurde 1992 nach FAR Part 27 von der amerikanischen Luftfahrtbehörde musterzugelassen. Die Variante R44 II wurde im Jahr 2002 zugelassen. Der R44 II verfügt über ein Kolbenantriebswerk Lycoming IO-540-AE1A5 mit Einspritzanlage, einen Zweiblathauptrotor, einen Heckrotor für den Drehmomentausgleich um die Hochachse und ein Kufenlandegestell (Abb. 2). Die Steuerung wird hydraulisch unterstützt. Die maximal zulässige Abflugmasse beträgt 1 134 kg.

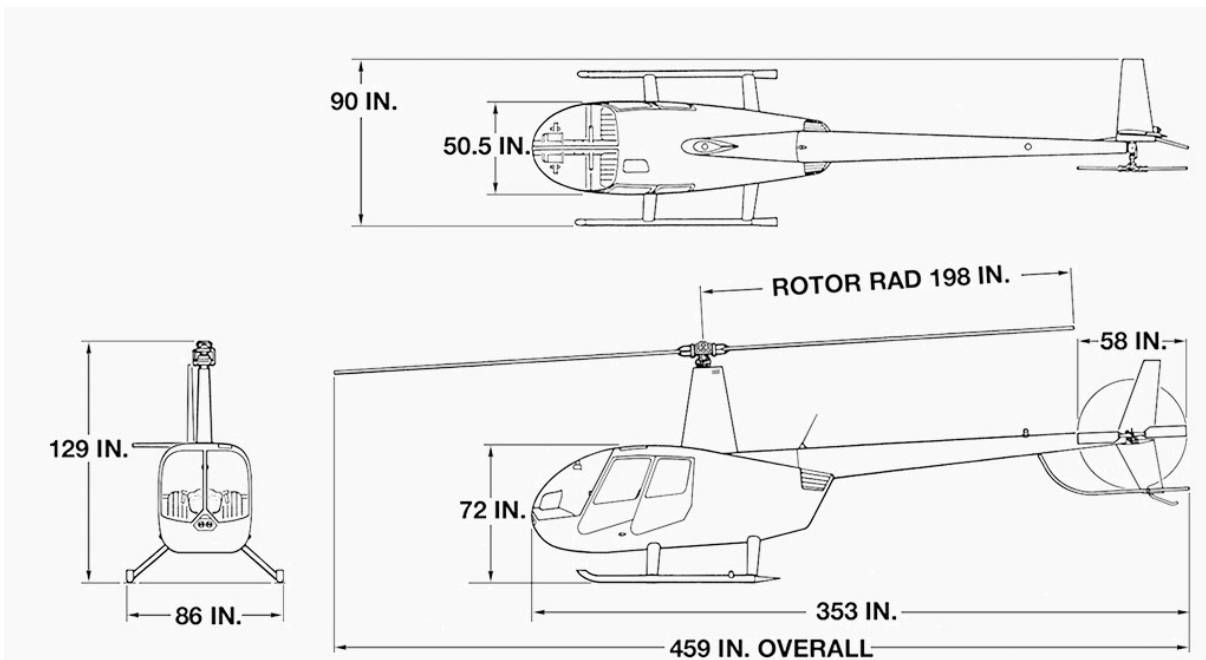


Abb. 2: Dreiseitenansicht des R44-Modells

Quelle: Hersteller RHC

Der verunfallte Hubschrauber, Baujahr 2008, hatte die Werknummer 12468. Die Betriebsleermasse betrug ca. 716 kg. Mit den Massen der 3 Personen an Bord, 66 kg, 78 kg und 88 kg, lag der Schwerpunkt sowohl bei vollem als auch leerem Tank innerhalb des zulässigen Bereichs sowie unterhalb der maximal zulässigen Abflugmasse. Die letztmalige Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit (ARC) wurde am 31.05.2021 ausgestellt. Der Hubschrauber wurde 2020 grundüberholt. Die letzte 100-Stunden-Kontrolle wurde am 17.02.2021 bei ca. 1 893 Betriebsstunden durchgeführt. Das letztmalige Release to Service erfolgte am 30.09.2021 nach dem Wechsel der Antriebsriemen und dem Austausch der Batterie. Zum Unfallzeitpunkt hatte der Hubschrauber eine Gesamtbetriebszeit von ca. 1 924 Stunden.

Die Instandhaltungsmaßnahmen an dem Hubschrauber wurden von einem genehmigten Part 145-Betrieb in Mannheim durchgeführt.

Der Hubschrauber war am Verkehrslandeplatz Herzogenaurach stationiert, in einem Hangar abgestellt und wurde in der Regel auch an diesem Flugplatz betankt. Laut Auskunft von Zeugen tankte der Pilot in der Regel die Tanks des Hubschraubers voll.

Der betroffene Pilot war der Eigentümer und Halter des Hubschraubers.

Meteorologische Informationen

Zeugen beschrieben das Wetter im Bereich der Unfallstelle als schönen Herbsttag mit leichter, hoher Bewölkung und nur schwachem Wind.

Auf einzelnen Fotos aus dem Hubschrauber war zu sehen, dass leichte Bewölkung mit Sonnenschein und Flugsichtweiten von weit über 10 km, trotz leichtem Dunst, vorlagen.

Der Deutsche Wetterdienst erstellte im Auftrag der BFU eine amtliche Auskunft. Die Wetterdaten der zur Unfallstelle umliegenden Wetterstationen Michelstadt-Vielbrunn (ca. 25 km nordwestlich), Würzburg (ca. 55 km nordöstlich), Niederstetten (ca. 50 km südöstlich), Waibstadt (ca. 40 km südwestlich) und Mannheim (ca. 55 km west-südwestlich) wurden jeweils für 12:30 Uhr und 13:00 Uhr betrachtet. Laut DWD war es schwachwindig. Die Temperatur lag zwischen 8 °C und 10 °C und die Bewölkung schwankte zwischen bedeckt in 200 ft AGL und 1 100 ft AGL westlich und 5 300 ft AGL bis wolkenlos östlich der Unfallstelle. Im Bereich der Unfallstelle war es gering bewölkt. Auf der Westseite des Odenwaldes und im Rheintal lag dagegen kompakte Bewölkung mit niedrigeren Wolkenuntergrenzen (Abb. 3) vor.

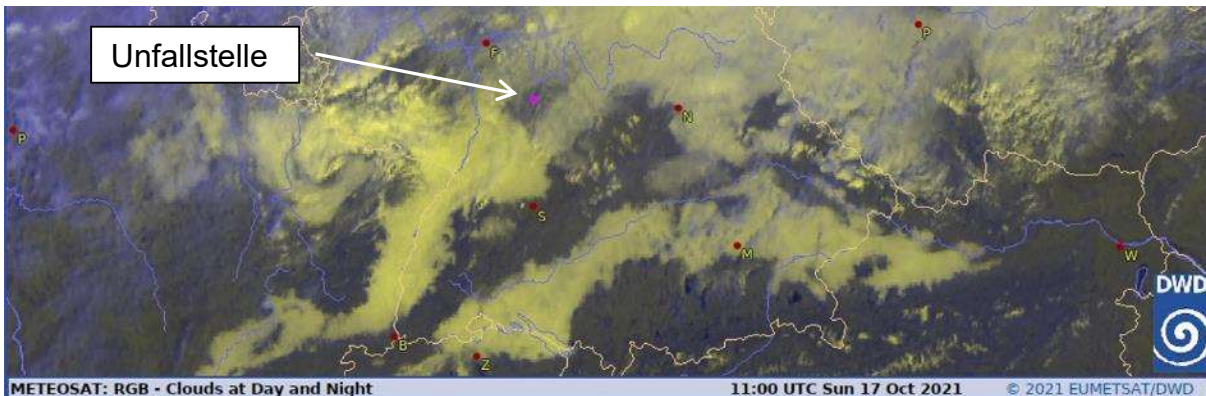


Abb. 3: RGB-Satellitenbild, Verteilung der Bewölkung um 13:00 Uhr

Quelle: DWD, Bearbeitung BFU

Navigationshilfen

An Bord des Hubschraubers befanden sich zur navigatorischen Unterstützung drei GPS-basierte Navigationssysteme, ein fest installiertes Garmin 430, ein iPad mit der VFR-Flugplanungs- und Navigations-Software SkyDemon, das in einem Halter im Cockpit vor dem Piloten befestigt war, sowie ein Moving Terrain MT-VisionAir X, befestigt auf dem Instrumentenpult.

Die Geräte waren im Flug eingeschaltet.

Funkverkehr

Über etwaigen Funkverkehr nach dem Abflug von Herzogenaurach liegen der BFU keine Informationen vor. Mit dem örtlich zuständigen Fluginformationsdienst hatte der Pilot keinen Kontakt aufgenommen.

Flugdatenaufzeichnung

Der Hubschrauber war nicht mit einem Flight Data Recorder (FDR) oder Cockpit Voice Recorder (CVR) ausgestattet. Diese Aufzeichnungsgeräte waren nicht vorgeschrieben.

Der Flugweg des Hubschraubers wurde vom Flugsicherungsradar zwischen 12:17:04 Uhr und 12:54:49 Uhr, bis auf 3 kurzzeitige Unterbrechungen, durchgehend erfasst. Die Transpondersignalerfassung beinhaltete jedoch keine Höheninformation.

Der Hersteller des MT-VisionAir X prüfte im Auftrag der BFU, ob Flugdaten des Ereignisfluges auf dem Navigationsgerät gespeichert waren. Er stellte fest, dass Daten des Fluges vom Start bis 12:46:13 Uhr aufgezeichnet worden waren. Die letzten Minuten des Fluges waren nicht auf dem Datenträger gespeichert, da laut Hersteller das Gerät immer Datenpakete aus dem flüchtigen Speicher abspeichert und die Stromunterbrechung durch den Unfall die nächste anstehende Speicherung wahrscheinlich verhinderte.

Der Flugverlauf wurde vom Start bis zum Unfall durchgehend von der Flugplanungs- und Navigations-Software SkyDemon auf dem iPad des Piloten aufgezeichnet. Die Daten konnten gesichert werden und standen für die Untersuchung zur Verfügung. Während der letzten 60 Sekunden der Aufzeichnung, ab ca. 12:54:15 Uhr, flog der Hubschrauber in ca. 1 930 ft AMSL mit ca. 105 kt und konstantem Kurs über Grund. Ab 12:54:44 Uhr erhöhte sich in den folgenden 10 Sekunden die Flughöhe bis auf ca. 2 130 ft AMSL, hierbei reduzierte sich die Fluggeschwindigkeit auf 83 kt über Grund. Zeitgleich zum oberen Scheitelpunkt des Höhenverlaufs, um 12:54:54 Uhr, änderte sich der Kurs über Grund um wenige Grad nach rechts. Nach dem Scheitelpunkt, im von Zeugen beobachteten „Trudeln des Hubschraubers“, reduzierten sich Flughöhe und Geschwindigkeit über Grund (Abb. 4).

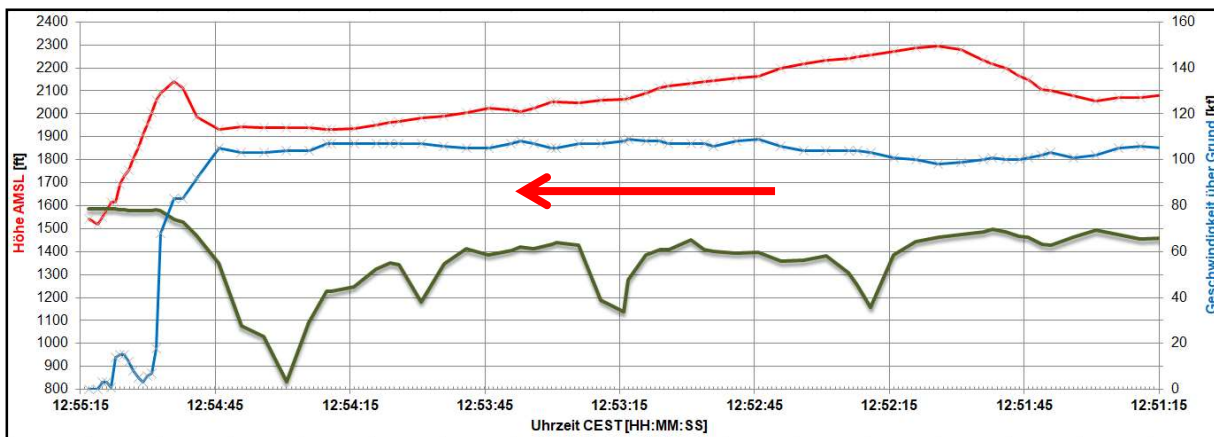


Abb. 4: Flugdaten (zeitlich von rechts nach links), Geschwindigkeit über Grund (blau), Flug- (rot) und Bodenhöhe (grün)

Quelle: Flugdatenaufzeichnung SkyDemon, Bearbeitung BFU

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Die Unfallstelle lag ca. 3 NM nordwestlich der Stadt Buchen (Odenwald), zwischen den Ortschaften Stürzenhardt und Steinbach, in einem Waldstück auf einer Höhe von

ca. 485 m (1 590 ft) AMSL. Das Hauptwrack lag auf der Position 49°33'8.90"N 009°15'39.39"E.

Vom Hauptwrack aus in nordöstliche Richtung lagen einzelne Wrackstücke bis in eine Entfernung von 110 m, im Wesentlichen Teile der Cockpitverglasung und Cockpitgegenstände. Ebenfalls in diesem Bereich lagen das iPad des Piloten, das Moving-Terrain-Navigationsgerät, Teile eines Instruments, Dokumente aus dem Hubschrauber und das linke Heckrotor-Steuerungspedal des linken Sitzplatzes.

Der Hubschrauber lag in Normallage auf dem Boden (Abb. 5). Das Rumpfgerüst war zusammengestaucht. Einzelne Gerüstrohre waren gebrochen. Die Rotormasthülle war nach hinten geneigt. Das Hauptrotorgetriebe war vorne links aufgebrochen. Der Rotormast war unterhalb der Taumelscheibe aufgebrochen. Der Rotorkopf inklusive Taumelscheibe, oberem Mastlager und Restmast lag vor dem Hauptgetriebe im Bereich der Kabine. Die Kufen waren aufgebrochen. Diese lagen rechts und links neben dem Rumpf. Die beiden Kraftstofftanks (flexible bladder tanks) einschließlich der Metallverkleidung lagen mehrere Meter vom Wrack entfernt.



Abb. 5: Hauptwrack des Hubschraubers mit abgebrochenem Rotorkopf

Quelle: BFU

Der Rotormast war im Bereich des Rotorkopfes eingedrückt und die Polymeranschlüsse waren beschädigt. Sowohl am Rotormast als auch am Rotorkopf lagen typische Mast-Bumping-Spuren vor.

Die Steueranlenkungsstangen der Rotorblätter (pitch links) waren im Bereich der Gewindestange der oberen Kugelköpfe abgebrochen. Die Steuereingaben des kollektiven und des zyklischen Steuerknüppels wurden bis in den Brandschadensbereich auf Höhe des Hauptgetriebes übertragen. In diesem Bereich waren die zu den Hydraulikservos führenden Steuerstangen geschmolzen. Ab den Servos war eine Steuerstange noch mit dem stehenden Teil der Taumelscheibe verbunden und die beiden anderen waren durch Schmelzen getrennt (Abb. 6).



Abb. 6: Steuerstangen im Bereich Kabine und Taumelscheibe

Quelle: BFU

Die Rotorblätter waren mit ihrer gesamten Länge an der Unfallstelle vorhanden und noch mit dem Rotorkopf verbunden. Ein Blatt war um ca. 180° verdreht, d. h. die Unterseite des Blattes zeigte nach oben (Abb. 7). Dieses Blatt wies auf der Unterseite Einschlagsmarken der Verschraubungen der mittleren Cockpitverglasungsstrebe auf (Abb. 8).



Abb. 7: Beschädigungen an den Rotorblättern

Quelle: BFU



Abb. 8: Einschlagspuren der Schraubenköpfe der mittleren Cockpitverglasungsstrebe an der Unterseite von einem der beiden Rotorblätter

Quelle: BFU

Der Heckausleger mit Heckrotor lag ca. 16 m vom Hauptwrack (Abb. 9) entfernt. Das Leitwerk war vom Heckrotortriebeträger abgerissen. Es lag unmittelbar neben dem Heckausleger. Der Heckrotor war nur leicht beschädigt. Auf der Seite zum Heckausleger zeigte er geringe Kratzspuren an den Blattenden. Am Heckausleger lagen entsprechende Kratzspuren vor. Das Heckrotorgetriebe ließ sich drehen. Die Anlenkungen des Heckrotors waren unbeschädigt.



Abb. 9: Heckausleger mit Heckrotor und abgerissenem Leitwerk

Quelle: BFU

Das Hubschrauberwrack wurde geborgen und für weitergehende Untersuchungen zur BFU transportiert. Die technische Untersuchung ergab folgende Feststellungen:

- Die Temperaturmarker an den Lagern des Antriebsstranges und der Hydraulikpumpe zeigten keine erhöhten Temperaturen bzw. heiß gelaufene Lager an. Der Temperaturstreifen am Hauptgetriebe war dunkel verfärbt. Das Hauptgetriebe war innen ausgebrannt. Es ließ sich von Hand durchdrehen.
- Der Metallspäne-Warnanzeiger (Chip-Detector) vom Heckrotorgetriebe war spanfrei. Der Warnanzeiger des Hauptgetriebes konnte aufgrund der Verschmelzung mit dem Getriebe nicht geprüft werden.
- Die Hydraulikpumpe für die Steuerungsunterstützung war nach der Demontage vom Hauptgetriebe noch mit Hydrauliköl gefüllt. Der Antrieb war nicht beschädigt und ließ sich von Hand drehen. Hierbei förderte die Pumpe Flüssigkeit.
- Die Schraubverbindungen der Hydraulikleitungen an den Steuerservos, dem Vorratsreservoir und der Pumpe wiesen keine Leckagen auf. Die Arbeitskolben zweier Servos konnten von Hand bewegt werden, bei dem dritten Servo war der Kolben verbogen. Die Stellschieber der Servos waren unauffällig.
- Die Rotormasthülle wurde vom Hauptgetriebe demontiert. Der Rotormast war bis zur Bruchstelle gerade. In dem Bruchbereich hatte er rundherum einmal in der Rotormasthülle angeschlagen.
- Die 4 Antriebsriemen waren von der oberen Riemenscheibe gesprungen. Sie waren nicht gerissen. Die Riemenscheibe zeigte umlaufende Kratzspuren.

- Die Spannvorrichtung für die Riemen (Clutch Assembly) war losgerissen und die Schubstange zum Spannen verbogen und durchgebrochen.
- Der Freilauf, verbaut in der oberen Riemenscheibe, öffnete und griff sinnrichtig.
- Das Lüfterrad des Triebwerks war eingedrückt. Es hatte außen umlaufende Kratzspuren. Die Rutschmarkierung zur Kurbelwelle war um ca. 45° verdreht. Der Sicherungssplint der Haltemutter auf der Kurbelwelle war abgeschert.
- Die Kühlluftführungen oberhalb der Zylinder des Triebwerks waren gefüllt mit Nadeln von Bäumen.
- Der Kraftstofffilter am Brandschott war mit Kraftstoff gefüllt. Dieser enthielt einen geringen Anteil Wasser. Ansonsten war er sauber und entsprach farblich AvGas 100 LL.
- Die oberen 6 Zündkerzen des Triebwerks wiesen ein gleichmäßiges Verbrennungsbild auf. Die unteren 6 Zündkerzen wurden nicht geprüft.

Untersuchung der Pitch Links

Die BFU hat das Institut für Füge- und Schweißtechnik (ifs) der Technischen Universität Braunschweig³ beauftragt die gebrochenen Pitch Links zu den Rotorblättern detailliert zu untersuchen.

Die Untersuchungen der Bruchflächen im Rasterelektronenmikroskop zeigten einen Gewaltbruch durch Überlastung sowohl mit transkristallin verlaufenden duktilen und spröden Anteilen wie auch große Bereiche mit einem interkristallinen Bruchbild. Hinweise auf einen Schwingungsbruch ergaben sich nicht.

Metallographische Untersuchung

Im Anschluss an die REM-Untersuchungen beider Bruchoberflächen wurden weitere metallographische Untersuchungen an nur einem der beiden gebrochenen Pitch Links (LOT 961 I) durchgeführt.

Auszug aus dem ifs-Bericht:

Bei dem Werkstoff handelte es sich um einen hochlegierten Stahl mit der Bezeichnung 17-4PH/ 1.4542/ 1.4548/ AISI630 (X5CrNiCuNb16-4 bzw. X5CrNiCuNb17-4-4), einem

³ Bruchuntersuchung an zwei gebrochenen Gewindeschäften von Pitch Links eines Hubschraubers (Robinson R44), ifs-Kurzbericht, Umfang 60 S., 01.02.2022

nichtrostenden, martensitischen, aushärtbaren Stahl mit einer vorgegebenen Härte von HRC 39-44.

Für weitere metallographische Untersuchungen wurde nur aus dem Bruchstück LOT 961 I ein Längsschliff herausgetrennt.

Der Gewindebereich des verbleibenden Bruchstücks LOT 961 I sowie LOT 962 II wurden mittels Stereomikroskop Stemi 2000-C, Fa. Zeiss sowie mit der Digitalkamera dokumentiert.

Der Längsschliff wurde ungeätzt sowie geätzt mit unterschiedlichen Ätzmitteln (verdünnte Adlerlösung, abgewandelte Beraha II, V2A-Beize sowie nach LePera) untersucht und mit einem Lichtmikroskop, Bezeichnung DM 4000M der Firma Leica, dokumentiert.

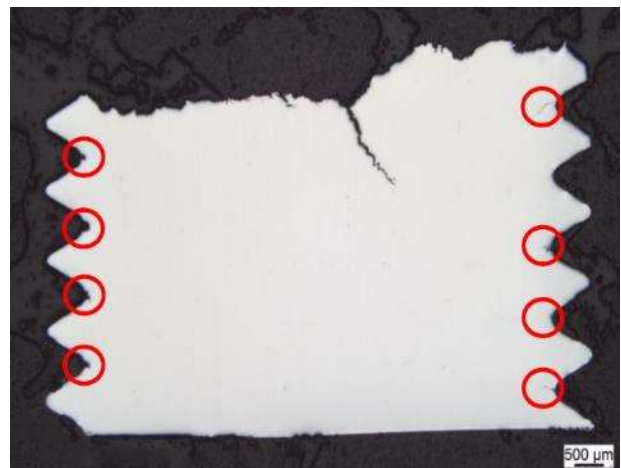
Die Kernhärte wurde nach Vickers HV1, Gerät TUKON 1202 der Firma Wilson Hardness/ Bühler bestimmt und mittels der Umwertungstabelle nach DIN EN ISO 18265 in HRC umgerechnet.

Zusätzlich wurde eine flächenhafte Härteprüfung nach dem UCI-Verfahren, Gerät UT 200 der Fa. BAQ mit der Belastung HV0,2 über die gesamte Schlieffläche durchgeführt.

Befunde

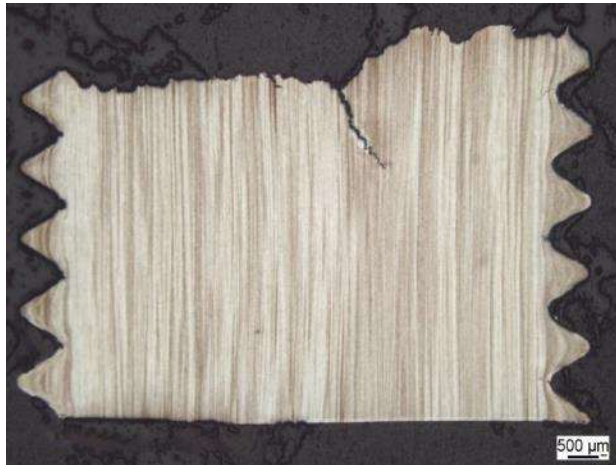
Im ungeätzten Zustand zeigte der Längsschliff der Probe LOT 961-I im Bruchbereich interkristalline und transkristalline Rissverläufe (Korrelation zur REM-Untersuchung).

Es traten Nebenrisse unter 45° verlaufend auf. Besonders auffällig war der gesamte Gewindebereich. In allen Gewindegurten waren deutliche Schädigungen, teilweise wie Lochfraß, teilweise Anrisse mit vorwiegend interkristallinen Rissverläufen, zu sehen. Vereinzelt waren ganze Körner „herausgelöst“. Teilweise schien der Rissverlauf innerhalb der Korngrenze verästelt bzw. verdickt und es waren lokal „herausgelöste“ Ausscheidungen im Anriss zu erkennen.



Übersicht des Längsschliffes, deutliche Nebenrisse im Bruchbereich sowie Fehlstellen / Anrisse im Gewindegurt

Im geätzten Zustand zeigte sich ein zeiliges, stark geseigertes Gefüge. Der Gewindebereich war herstellungsbedingt verformt. Besonders die Ätzung nach LePera bildete die inhomogene Elementverteilung ab und wies zusätzlich lokal geringe Restaustenitgehalte (bleiben weiß) nach. Der trans- und interkristalline Rissverlauf im Bruchbereich sowie die Anrisse im Gewindegrundbereich waren im geätzten Zustand deutlich zu sehen.



Ausgeprägte Zeiligkeit und Verformung des Werkstoffes im Randbereich

Die unterschiedlichen Ätzverfahren zeigten bei höheren Vergrößerungen jeweils ein ausgeprägtes Netzwerk der ehemaligen Austenitkorn Grenzen und wiesen damit eindeutig Ausscheidungen (Karbidausscheidungen) auf den ehemaligen Austenitkorn Grenzen nach. Das Grundgefüge bestand aus angelassenem Martensit mit inhomogener Korngröße.



Geätzt sind inhomogene Korngrößen erkennbar

Die Härteprüfung nach Vickers HV1 zeigte im Kern eine mittlere Härte von 410 HV1. Laut Umwertungstabelle nach Din EN ISO 18265 entsprach das 42,2 HRC und lag somit im vorgegebenen Härtebereich von 39-44 HRC (entspricht 382-435HV).

Die flächenhafte Härteprüfung nach Vickers HV0,2 über die gesamte Schliifffläche zeigte dagegen eine inhomogene Härteverteilung. Während im Kern lokal Härtewerte (Minimum ~350 HV) unterhalb von 39 HRC/382 HV vorlagen, zeigten der Gewindebereich sowie der Bereich unterhalb des Bruches Härtewerte im Härtebereich zwischen 470 bis 560 HV, das entsprach einer Rockwellhärte von 46,9 bis 53 HRC, einer deutlich höhere Härte als vorgegeben.

Zusammenfassung

Im ungeätzten Schliff waren im Gewindegrund interkristallin verlaufenden Anrisse und muldenförmige Fehler zu sehen. Die Anrisse korrelierten mit dem interkristallinen Bruchbild und waren auf Ausscheidungen auf den Korngrenzen zurückzuführen. Ob es sich bei den muldenförmigen Fehlstellen um Lochfraß handelte konnte auf Grund der verölten Bruchfläche und der notwendigen Reinigung nicht näher untersucht werden.

Das martensitische Gefüge war stark geseigert und die Korngröße war inhomogen. Diese Gefügeinhomogenitäten spiegelten sich auch in dem großen Streuband der Härtewerte von 35,5 HRC bis 53 HRC wider.

Medizinische und pathologische Angaben

Der Pilot sowie die Passagiere wurden obduziert. Laut den Obduktionsergebnissen verstarben die Insassen des Hubschraubers an Polytraumata und zentralen Regulationsversagen.

Brand

Beim Aufschlag entstand ein Brand im Bereich der hinteren Kabine. Dieser wurde von Ersthelfern mit vor Ort vorgefundenen Feuerlöschern gelöscht.

Überlebensaspekte

Der vorne links sitzende Passagier wurde in der Luft aus dem Hubschrauber geschleudert. Der Pilot und der hinten rechts sitzende Passagier prallten mit dem Hubschrauber auf den Boden.

Sowohl aufgrund der hohen Aufschlagsenergie als auch der Verletzungen durch Rotorblattkontakt war der Unfall für die Insassen des Hubschraubers nicht überlebbar.

Zusätzliche Informationen

Robinson-Hubschrauber führen seit Jahren die Liste der meistverkauften Hubschrauber an. Das Modell R44 gilt als das meistproduzierte zivile Hubschraubermuster weltweit.

Sogenannte „In Flight Break Up“ Unfälle mit Robinson-Hubschraubern ereignen sich immer wieder. Das kleinere zweisitzige R22-Hubschraubermodell und die größere fünfsitzige turbinengetriebene R66-Variante sind davon genauso betroffen wie das hier verunfallte R44-Modell. Diesen Robinson-Hubschraubertypen gemein ist ein zweiblättriger Hauptrotor und ein Rotorkopf mit einem zentralen Wippgelenk (teeter hinge) und zwei Schlaggelenken (coning hinge). In Deutschland kam es Mitte der 90er-Jahre zu einer Serie dieser Art Unfälle⁴.

Sehr verkürzt beschrieben sind „In Flight Break Up“ Unfälle meist die Folge eines sogenannten Mast-Bumpings, d. h. der Rotorkopf schlägt im Flug an den Rotormast an. Das Mast-Bumping erfolgt in der Regel nach einer Verringerung des Lastvielfachen (Low-G) im Flug. In einer solchen Low-G-Situation wird das Gewicht des Rumpfes kurzzeitig von der Rotorblattebene entlastet. Die Drehmomentreaktion des Hauptrotors zusammen mit dem Schub des Heckrotors, der sich über dem Schwerpunkt des Hubschraubers befindet, führt sofort zu einem schnellen Rollen des Rumpfes nach rechts. Diese Rollrate nach rechts kann bei höheren Fluggeschwindigkeiten bis zu 100° pro Sekunde betragen. Die instinktive Reaktion von Piloten ist eine abrupte korrigierende Steuereingabe nach links. Aufgrund dieser Steuereingabe kippt die Rotorblattebene nach links, jedoch folgt der Rumpf aufgrund der Schwerelosigkeit nicht und es kommt zum Anschlag des Rotorkopfes an den Rotormast (Mast Bump). In der Folge bricht oder biegt der Rotormast oder die Rotorblätter schlagen durch den Heckausleger oder die Kabine (Anlage 1, Robinson Helicopter Company, Safety Notice SN-11).

Low-G im Flug kann mehrere Ursachen haben. Diese reichen von äußeren meteorologischen Einflüssen (Turbulenz) über technische Probleme bis hin zu Steuerfehlern und gefährlichen Flugmanövern.

Um auf die Gefahren von Low-G im Flug aufmerksam zu machen, hatte der Hersteller im Flughandbuch Hinweise, Warnungen und Sicherheitshinweise (wie z.B. Anlagen 1 u. 2) gegeben.

Ausführliche Herleitungen und Beschreibungen zu Low-G und Mast-Bumping im Flug finden sich auch im Internet. Folgend einige Beispiele:

- NTSB, Special Investigation Report, Robinson Helicopter Company R22, Loss of Main Rotor Control Accidents⁵

⁴ Beispiel: Bericht über die Untersuchung des Flugunfalles mit dem Hubschrauber Robinson R44 am 08. Dezember 1994 bei Weingarten, Az.: 3X593-0/94

⁵ <http://www.rotorshop.com/sir9603.pdf>, 25.02.2022

- Transport Accident Investigation Commission, Robinson helicopters: mast bumping accidents in NZ⁶
- New Zealand Helicopter Association, Safety Bulletin, Low-G situations, mast bump, and turbulence⁷
- Vertical, Undetermined Reasons⁸
- Mornington Stanford Aviation, Rotor Torque, Autumn 2014, It's all in your head⁹

Flugdatenerfassung und Cockpitkamera

Unter anderem aufgrund von unerklärlichen Flugunfällen und Zweifeln an Flugfehlern seitens der Piloten als alleinige Ursache für einen Unfall empfahlen mehrere Sicherheitsuntersuchungsbehörden die Installation von Cockpitkameras oder einfachen Flugdatenrekordern¹⁰.

Seit Januar 2021 werden alle neu produzierten R66-Hubschrauber standardmäßig mit einem Cockpitkameranystem ausgeliefert. Ab Januar 2022 auch alle neu hergestellten R44-Hubschrauber.¹¹ Das Modell R22 soll zeitnah folgen. Das System ist auch zum Nachrüsten in ältere Hubschrauber erhältlich.

Beurteilung

Flugverlauf und Flugdatenaufzeichnung

Der Flugverlauf vom Start bis kurz vor dem Unfall war unauffällig. Die geflogene Streckenführung ergab sich sehr wahrscheinlich aufgrund des Umfliegens von Nahbereichen von Flugplätzen und Sprunggebieten.

Der aufgezeichnete Verlauf unmittelbar vor dem Unfall, der starke Höhengewinn aus dem schnellen Reiseflug mit gleichzeitiger Reduktion der Geschwindigkeit über Grund über die Dauer von ca. 10 Sekunden, lässt sich nur mit einem aktiven Ziehen am Steuerknüppel erklären. Aufgrund der Dauer des Steigflugs kann ruckartiges Ausweichen, z.B. eines Vogelschwarms oder Flugverkehrs, ausgeschlossen werden. Am Ende des

⁶ <https://www.taic.org.nz/watchlist/robinson-helicopters-mast-bumping-accidents-nz>, 25.02.2022

⁷ <https://www.aia.org.nz/site/aianz/NZHA%20safety%20bulletin%20number%204%20pdf.pdf>, 25.02.22

⁸ <https://verticalmag.com/features/undetermined-reasons/>, 25.02.2022

⁹ <https://www.morningtonstanfordaviation.com/pdfs/It%27s-all-in-your-head.pdf>, 25.02.2022

¹⁰ <https://www.taic.org.nz/recommendation/01416>, 28.02.2022,

NTSB Safety Recommendation Report, May 19, 2020: Install Flight Data, Audio, and Image Recorder Systems on all Turbine-Powered Helicopters

¹¹ <https://robinsonheli.com/news/robinsons-cockpit-video-camera-now-available/>, 24.02.2022

Steigflugs wurde der Steuerknüppel sehr wahrscheinlich zügig nach vorne gedrückt, was einen Flugzustand mit verringerten Lastvielfachen erzeugte. Die aufgezeichnete leichte Kursänderung nach rechts korrespondiert mit einer zu erwartenden Rollbewegung des Hubschraubers nach rechts unter Low-G-Bedingungen. Auf diese Rollbewegung wurde sehr wahrscheinlich intuitiv mit einer korrigierenden Steuereingabe nach links reagiert. Aufgrund der Steuereingabe schlug der Rotorkopf an den Rotormast, das sogenannte Mast-Bumping. Die Beschädigungen und Kontaktsuren an Rotormast und -kopf belegen dies eindeutig. Infolge des Mast-Bumpings schlug ein Rotorblatt unmittelbar auf die Cockpitkanzel. Ab diesem Moment war der Unfall unumkehrbar. Der Scheitelpunkt der Flugbewegung lag ungefähr an der Stelle, an der die ersten Hubschrauberteile im Wald gefunden wurden.

Wer zum Zeitpunkt des Unfalls bzw. beim Hochziehen und Überdrücken den Hubschrauber steuerte, der rechts sitzende Pilot oder der links sitzende Passagier, konnte nicht geklärt werden. Das Doppelsteuer bzw. die linke Verlängerung der Steuerwippe war installiert. Aus Sicht der BFU ist es durchaus möglich, dass der Passagier bei diesem Flug auch steuern durfte und ggf. unwissend das Hochziehen und Überdrücken einleitete, auch wenn mehrere Zeugen, die den Piloten und dessen Verhalten kannten, dies als unmöglich ansahen.

Pilot

Der Pilot verfügte über die erforderliche Lizenz, Musterberechtigung und Flugtauglichkeit zur Durchführung des privaten Rundflugs mit dem R44-Hubschrauber. Er hatte insgesamt noch eine geringe Flugerfahrung mit Hubschraubern. Dennoch, da er seine Flugerfahrung in wenigen Jahren nahezu ausschließlich mit dem Hubschraubermodell Robinson R44 sammelte, lag wahrscheinlich eine gute Inübunghaltung und Handlungssicherheit vor. Zumal er seine letztmalige Befähigungsüberprüfung auf dem Muster 9 Tage vor dem Unfall bestanden hatte.

Hubschrauber

Der Robinson R44 Raven II ist ein weit verbreitetes Hubschraubermuster, das weltweit im privaten, gewerblichen und auch staatlichen Einsatz geflogen wird. Aufgrund von Unfällen mit diesem und anderen Robinson Mustern stehen die Hubschrauber in einigen Ländern unter erhöhter Beobachtung. Unter anderem, um Unfallursachen besser klären zu können und um Forderungen von Sicherheitsuntersuchungsstellen nachzukommen, werden bereits und zukünftig Robinsonhubschrauber mit Cockpitkammersystemen ausgestattet.

Der betroffene Hubschrauber war in Deutschland zugelassen und durch einen genehmigten Part 145-Betrieb kontinuierlich instandgehalten. Er befand sich in einem sehr guten technischen Zustand. Anzeichen von vor dem Unfall bestandenen technischen Mängeln ergaben sich bei der Untersuchung nicht.

Die Untersuchung des Wracks ergab eindeutige Spuren eines Mast-Bumpings mit anschließender Zerlegung des Hubschraubers in der Luft. Die technischen Befunde und der aufgezeichnete Flugverlauf weisen darauf hin, dass kein plötzliches katastrophales Versagen einer Komponente (z.B. Bruch eines Pitch Links oder ein Rotorblattversagen), eine Steuerungsunterbrechung oder ein Hydraulik-Runaway ursächlich vorlagen. Die Untersuchung ergab, dass sich das Triebwerk bis zum Aufschlag in Betrieb befand. Auffällig war, dass sich, trotz der mehrfach beschriebenen Akribie des Piloten, Wasser im Kraftstofffilter befand und dieser offenbar über eine längere Zeit nicht gedraint worden war.

Die metallographische Untersuchung der Pitch Links ergab Gefügeinhomogenitäten und unterschiedliche Härtewerte im Gewindebereich des untersuchten Probenstücks LOT 961 I. Ursächlich oder beitragend für das Unfallgeschehen waren diese Befunde nicht. Jedoch hätten die im Probenstück festgestellten Anrisse und interkristallinen Brüche aufgrund der festgestellten Gefügeinhomogenitäten und dem großen Streuband der Härtewerte aus Sicht der BFU über eine längere Betriebszeit eventuell zu einem Versagen des Pitch Links führen können.

Wetter

Die herrschenden Wetterbedingungen entlang der Flugstrecke schränkten das Flugvorhaben, einen Flug nach Sicht von Herzogenaurach nach Speyer, nicht ein. Das Flugwetter im Bereich der Unfallstelle war nicht ursächlich oder beitragend für das Unfallgeschehen. Bodennahe Turbulenzen konnten aufgrund der Schwachwindlage und der zu dieser Jahreszeit geringen Thermikintensität ausgeschlossen werden.

Low G und Mast-Bumping

Hubschrauber mit halbstarren bzw. Zweiblatt-Rotorsystemen unterliegen Bauartbedingt der Gefahr eines sogenannten Mast-Bumpings beim Flugbetrieb mit verringerten Lastvielfachen. Diese Gefahr bedarf der kontinuierlichen Berücksichtigung durch die Piloten bei der Durchführung von Flugmanövern, Wahl des Flugweges und den Einschränkungen durch Wind und Turbulenz, um jederzeit Flugbedingungen mit verringerten Lastvielfachen zu vermeiden.

Sollte es trotz aller Vorsicht dennoch zu einem verringerten Lastvielfachen kommen, muss den Verfahren der Hubschrauberhersteller gefolgt und durch kontrolliertes Ziehen am Steuerknüppel, ohne lateral dem einsetzenden Rollen entgegen zu steuern, das Rotorsystem wieder belastet, d.h. Lastvielfache aufgebaut werden. Fluglehrer und Flugprüfer sollten im Rahmen der Ausbildung und Überprüfung dies immer wieder ansprechen und das Bewusstsein der Piloten über diese Gefahr aufrechterhalten.

Schlussfolgerungen

Der Unfall ereignete sich in Folge eines Flugmanövers, das zu verringerten Lastvielfachen im Flug führte. Sehr wahrscheinlich aufgrund von fehlerhaften Steuereingaben kam es zu einem Mast-Bumping und in dessen Folge zum Einschlag des Rotors in die Rumpfzelle und zur Zerlegung des Hubschraubers in der Luft.

Sicherheitsmaßnahmen

Da seit Jahresbeginn 2022 alle neu produzierten R44-Hubschrauber mit Cockpitkammeras ausgeliefert werden, sieht die BFU von einer Sicherheitsempfehlung an den Hubschrauberhersteller bzgl. einfacher Flugdatenrekorder oder Kamerasysteme zur Ursachenklärung von immer wiederkehrenden Low-G / Mast-Bumping Unfällen ab.

Der Hersteller des Hubschraubers wurde von der BFU am 22.04.2022 über die Ergebnisse der metallographischen Untersuchung der Pitch Links informiert. Der Hersteller nahm die Information zum Anlass intern die Qualität und Betriebssicherheit der Pitch Links zu prüfen. Bisher sind dem Hersteller keine Brüche bzw. vorzeitiges Versagen von Pitch Links im normalen Flugbetrieb bekannt.

Untersuchungsführer: Axel Rokohl
Untersuchung vor Ort: Marcus Kistner, Volker Erlewein,
Thomas Karge, Thomas Kostrzewa
Mitwirkung: Thomas Karge, Thomas Kostrzewa,
Dietmar Nehmsch, Ekkehart Schubert

Braunschweig, 26.08.2022

Anlagen

Anlage 1: Robinson Helicopter Company, Safety Notice SN-11

Anlage 2: Robinson Helicopter Company, Safety Notice SN-29

Anlage 1: Robinson Helicopter Company, Safety Notice SN-11

ROBINSON HELICOPTER COMPANY

Safety Notice SN-11

Issued: Oct 82 Rev: Nov 00

LOW-G PUSHOVERS - EXTREMELY DANGEROUS

Pushing the cyclic forward following a pull-up or rapid climb, or even from level flight, produces a low-G (weightless) flight condition. If the helicopter is still pitching forward when the pilot applies aft cyclic to reload the rotor, the rotor disc may tilt aft relative to the fuselage before it is reloaded. The main rotor torque reaction will then combine with tail rotor thrust to produce a powerful right rolling moment on the fuselage. With no lift from the rotor, there is no lateral control to stop the rapid right roll and mast bumping can occur. Severe in-flight mast bumping usually results in main rotor shaft separation and/or rotor blade contact with the fuselage.

The rotor must be reloaded before lateral cyclic can stop the right roll. To reload the rotor, apply an immediate gentle aft cyclic, but avoid any large aft cyclic inputs. (The low-G which occurs during a rapid autorotation entry is not a problem because lowering collective reduces both rotor lift and rotor torque at the same time.)

Never attempt to demonstrate or experiment with low-G maneuvers, regardless of your skill or experience level. Even highly experienced test pilots have been killed investigating the low-G flight condition. Always use great care to avoid any maneuver which could result in a low-G condition. Low-G mast bumping accidents are almost always fatal.

NEVER PERFORM A LOW-G PUSHOVER!!

Anlage 2: Robinson Helicopter Company, Safety Notice SN-29

Safety Notice SN-29

Issued: Mar 93 Rev: Jun 94

AIRPLANE PILOTS HIGH RISK WHEN FLYING HELICOPTERS

There have been a number of fatal accidents involving experienced pilots who have many hours in airplanes but with only limited experience flying helicopters.

The ingrained reactions of an experienced airplane pilot can be deadly when flying a helicopter. The airplane pilot may fly the helicopter well when doing normal maneuvers under ordinary conditions when there is time to think about the proper control response. But when required to react suddenly under unexpected circumstances, he may revert to his airplane reactions and commit a fatal error. Under those conditions, his hands and feet move purely by reaction without conscious thought. Those reactions may well be based on his greater experience, i.e., the reactions developed flying airplanes.

For example, in an airplane his reaction to a warning horn (stall) would be to immediately go forward with the stick and add power. In a helicopter, application of forward stick when the pilot hears a horn (low RPM) would drive the RPM even lower and could result in rotor stall, especially if he also "adds power" (up collective). In less than one second the pilot could stall his rotor, causing the helicopter to fall out of the sky.

Another example is the reaction necessary to make the aircraft go down. If the helicopter pilot must suddenly descend to avoid a bird or another aircraft, he rapidly lowers the collective with very little movement of the cyclic stick. In the same situation, the airplane pilot would push the stick forward to dive. A rapid forward movement of the helicopter cyclic stick under these conditions would result in a low "G" condition which could cause mast bumping, resulting in separation of the rotor shaft or one blade striking the fuselage. A similar situation exists when terminating a climb after a pull-up. The airplane pilot does it with forward stick. The helicopter pilot must use his collective or a very gradual, gentle application of forward cyclic.

To stay alive in the helicopter, the experienced airplane pilot must devote considerable time and effort to developing safe helicopter reactions. The helicopter reactions must be stronger and take precedence over the pilot's airplane reactions because everything happens faster in a helicopter. The pilot does not have time to realize he made the wrong move, think about it, and then correct it. It's too late; the rotor has already stalled or a blade has already struck the airframe and there is no chance of recovery. To develop safe helicopter reactions, the airplane pilot must practice each procedure over and over again with a competent instructor until his hands and feet will always make the right move without requiring conscious thought. AND, ABOVE ALL, HE MUST NEVER ABRUPTLY PUSH THE CYCLIC STICK FORWARD.

Also see Safety Notices SN-11 and SN-24.

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 Zivilluftfahrt 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