



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Schlussbericht Nr. 1964

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters Robinson R44 Raven, HB-ZCU

vom 26. Juli 2003

Selzach, Gemeinde Grenchen/SO

ca. 25 km nördlich von Bern

Cause

L'accident est dû au fait qu'une pale du rotor principal a frappé la poutre de queue de l'hélicoptère au terme d'une manœuvre d'autorotation. L'autorotation a été nécessaire à cause d'une perte de puissance du moteur en vol de croisière. Le problème du moteur est apparu en raison du blocage d'une soupape d'échappement dans un cylindre et de la rupture de la tige de commande.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

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

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet: $LT = MESZ = UTC + 2 \text{ h}$.

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig ihres Geschlechts die männliche Form verwendet.

Schlussbericht

Eigentümer	Heli Sitterdorf AG, Flugplatz, 8589 Sitterdorf
Halter	Heli Sitterdorf AG, Flugplatz, 8589 Sitterdorf
Luftfahrzeugmuster	Helikopter Robinson R44 Raven
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-ZCU
Ort	Selzach, Gemeinde Grenchen/SO
Datum und Zeit	26. Juli 2003, um 15:08 Uhr

Zusammenfassung

Kurzdarstellung

Der Pilot befand sich mit dem Helikopter HB-ZCU auf einem privaten VFR Flug mit zwei Passagieren an Bord. Im Reiseflug, auf einer Höhe von ca. 4500 ft AMSL und mit einer Geschwindigkeit von ca. 80 kt, verspürte er plötzlich Vibrationen, die Nadel des Motordrehzahlmessers schwankte hin und her und der Helikopter vollführte ruckartige Oszillationen um die Hochachse. Als schliesslich die Rotordrehzahl absank und die entsprechende Warnungen (Horn und Warnlampe) ansprachen, leitete der Pilot eine Autorotation ein. Die Notlandung endete mit einem harten Aufsetzmanöver auf freiem Feld, wobei der Hecksporn Bodenkontakt erhielt und ein Hauptrotorblatt in den Heckausleger einschlug.

Die Insassen blieben unverletzt. Der Helikopter wurde beschädigt.

Es entstand unbedeutender Flurschaden.

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich um ca. 15:08 Uhr. Die Untersuchung wurde am 26.08.2003 durch das BFU in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Solothurn eröffnet.

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass am Ende einer Autorotation ein Rotorblatt in den Heckausleger des Helikopters schlug. Die Autorotation wurde notwendig, weil der Motor im Reiseflug an Leistung verlor. Die Motorstörung trat auf, weil in einem Zylinder das Auslassventil blockierte und die Ventil-Stösselstange brach.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

Die folgenden Angaben bezüglich Flugverlauf basieren auf den Aussagen des Piloten.

Der Pilot startete mit dem Helikopter R44 Raven HB-ZCU und zwei Passagieren an Bord um ca. 11:50 Uhr auf dem Flugplatz Sitterdorf zu einem Flug nach Bern. Nach der Landung in Bern wurde der Helikopter betankt. Der Weiterflug führte via Ausflugpunkt November nach Kernenried BE, wo der Pilot eine geplante Landung im Gelände vornahm. Bei dieser Landung verliessen die zwei Passagiere den Helikopter und zwei andere Passagiere stiegen zu. Um ca. 14:45 Uhr startete der Helikopter in Kernenried BE. Der Flug führte über Kirchberg, Koppigen, Niederbipp und Oensingen, von wo aus die südlichste Jurakette Richtung Norden überquert wurde. Anschliessend führte der Flug wieder südwärts über den Jura in Richtung Wiedlisbach. Der Pilot nahm mit dem Kontrollturm Grenchen Kontakt auf und teilte diesem seine Absicht mit, durch die Kontrollzone Grenchen in Richtung Biel zu fliegen.

Auf einer Höhe von rund 4500 ft AMSL verspürte der Pilot im Reiseflug bei einer Geschwindigkeit von ca. 80 kt niederfrequente Vibrationen. Gleichzeitig begann die Motordrehzahl stark zu schwanken. Die Warnlampe für die Kupplung leuchtete kurz auf. Der Pilot reduzierte Leistung und Geschwindigkeit, worauf sich die Vibrationen verringerten. Trotz weiterer Reduktion von Leistung und Geschwindigkeit verbesserte sich die Situation nicht. Kurze Zeit später verstärkten sich die Vibrationen und der Helikopter begann ruckartig um die Hochachse zu oszillieren.

Als mit sinkender Rotordrehzahl die Warnlampe *low rpm* aufleuchtete und das entsprechende akustische Warnsignal ertönte, leitete der Pilot eine Autorotation ein. Im Verlauf der Autorotation teilte der Pilot dem Kontrollturm Grenchen mit, dass er eine Notlandung durchführe.

In der Endphase der Autorotation berührte der Heckrotorschutzbügel den Boden. Das Aufsetzen erfolgte annähernd ohne Vorwärts- jedoch mit erheblicher Sinkgeschwindigkeit. In dieser Phase kollidierte ein Hauptrotorblatt mit dem Heckausleger.

Nachdem der Helikopter zum Stillstand gekommen war, stoppte der Pilot den Hauptrotor mit der Rotorbremse, stellte den noch laufenden Motor ab und schaltete die Systeme des Helikopters aus. Die Insassen konnten den aufrecht auf dem Landegestell stehenden Helikopter unverletzt verlassen. Nach der Notlandung waren Kabine, Rotorblätter, Motor und Heckausleger ölverschmiert.

Der Pilot teilte seinen Standort dem Kontrollturm Grenchen mit.

1.2 Personenschäden

Ver- letzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Dritt- personen
Tödlich	---	---	---	---
Erheblich	---	---	---	---
Leicht	---	---	---	---
Keine	1	2	3	---
Gesamthaft	1	2	3	---

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde beschädigt.

1.4 Drittschaden

Es entstand unbedeutender Flurschaden durch auslaufendes Öl. Dieses wurde durch die Kantonspolizei mit Ölbinder gebunden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Pilot

Person	Schweizerbürger, Jahrgang 1973
Lizenz	<i>Commercial Pilot Certificate</i> für <i>Rotorcraft-Helicopter</i> , ausgestellt am 27.10.2001 durch die Federal Aviation Administration, USA Ausweis für Privatpiloten (Kat. Helikopter) PPL(H) ausgestellt am 21.07.2003 durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt, ausgestellt auf der Basis der US CPL (H), gültig bis 20.11.2004
Berechtigungen	R22 R44 RTI (VFR)
Instrumentenflugberechtigung	keine
Letzte Befähigungsüberprüfung	09.07.2003 PPL(H) Prüfung
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, mit IR, ohne Einschränkungen Beginn der Gültigkeit: 23.11.2002 Ende der Gültigkeit: 23.11.2003
Letzte fliegerärztliche Untersuchung	20.11.2002

1.5.1.1	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	183 h
	Auf dem Unfallmuster	22 h
	Während der letzten 90 Tage	14 h
	Davon auf dem Unfallmuster	14 h
	Während der letzten 24 h	01:30 h
	Davon auf dem Unfallmuster	01:30 h
	Landungen Total	1471
	Landungen während den letzten 90 Tagen	126
	Landungen Total mit dem Unfallmuster	205
	Landungen während den letzten 90 Tagen mit dem Unfallmuster	126
1.5.2	Passagiere	
	Person A	Schweizerbürger, Jahrgang 1971
	Person B	Schweizerbürger, Jahrgang 1977

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Eintragungszeichen	HB-ZCU
Luftfahrzeugmuster	Robinson R44 Raven
Charakteristik	Helikopter mit halbstarrem (<i>semi-rigid</i>) Zweiblatt-Hauptrotor und Kolbenmotorantrieb
Hersteller	Robinson Helicopter, Torrance CA, USA
Baujahr	2001
Werknummer	0986
Eigentümer	Heli Sitterdorf AG, Flugplatz, 8589 Sitterdorf
Halter	Heli Sitterdorf AG, Flugplatz, 8589 Sitterdorf
Triebwerk:	
Hersteller	Textron Lycoming Engines, Williamsport, PA , USA
Typ	O-540-F1B5
Baujahr/Werknummer	2000 / L-25840-40A
Konstruktion	Sechszylinder 4-Takt Ottomotor in Boxeranordnung, Direktantrieb, luftgekühlt Saugmotor mit Vergaser Doppelzündung mit zwei Zündmagneten zwei hängende Ventile pro Zylinder natriumgekühlte Auslassventile Ventilsteuerung durch eine zentrale Nockenwelle über Stößelstangen und Kipphebel, hydraulischer Spielausgleich

Kühlsystem	Direktangetriebenes Radialgebläse
Hubraum	541,5 <i>cubic inches</i> - 8874 cm ³
Nennleistung	194 kW (260 BHP) (<i>Brake Horse Power</i>) bei 2800 RPM
Maximale Dauerleistung eingebaut in R44	153 kW (205 BHP) bei 2692 RPM (102% auf dem Drehzahlmesser)
Startleistung für 5 Minuten, eingebaut in R44	168 kW (225 BHP) bei 2692 RPM
Betriebsstunden Zelle und Motor	774:06 h
Unterhalt	siehe 1.6.3 Seit der letzten 50-Stundenkontrolle sind keine technischen Beanstandungen im Flugreisebuch eingetragen.
Technische Einschränkungen	keine
Treibstoffqualität	Flugbenzin AVGAS 100LL
Treibstoffvorrat	Gemäss Aussage des Piloten war der Treibstoffvorrat beim Start in Sitterdorf ausreichend für eine Flugzeit von 2:30 h. Die Flugzeit nach Bern betrug 1:20 h. In Bern wurden 90 l AVGAS 100LL getankt. Bei einer angenommenen Flugzeit von 0:15 h für den Flug von Bern nach Kernenried und 0:23 h bis zum Unfall und einem Verbrauch von 60 l/h betrug die Flugzeitreserve zum Unfallzeitpunkt noch ca. 2 h. Bei der Untersuchung des Helikopters wurde festgestellt, dass sich im gesamten Brennstoffsystem, bis und mit Vergaser, Treibstoff befand.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 28.02.2001, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 12.03.2001, gültig bis auf Widerruf
Zulassungsbereich	VFR bei Tag / VFR bei Nacht Im gewerbsmässigen Einsatz VFR bei Tag

1.6.1 Masse und Schwerpunkt

Die maximal zulässige Masse beim Start beträgt 2400 lbs.

Masse und Schwerpunkt lagen während dem Unfallflug innerhalb des zulässigen Bereiches.

1.6.2 Leistungsberechnung

Die Leistungsberechnungen anhand der Graphiken im *pilot's operating handbook* (POH) für die Masse und Umgebungsbedingungen zum Unfallzeitpunkt zeigt, dass auf einer Höhe von 1600 ft AMSL ein Schwebeflug sowohl innerhalb als auch ausserhalb des Bodeneffektes möglich gewesen wäre.

1.6.3 Unterhalt

Am 19.01.2002 wurde bei einer Betriebszeit (*time since new* – TSN) von 304.5 h von der Firma Valair Maintenance AG eine 100 Std. Kontrolle an Zelle und Triebwerk sowie das Lycoming *mandatory service-bulletin SB 388B (exhaust valve inspection)* ausgeführt.

Die dabei gemessenen Ventilschaft Spiele wurden im Motorenbuch dokumentiert und betragen:

Zylinder Nr	1	2	3	4	5	6
Spiel [inch]	0.022"	0.021"	0.019"	0.019"	0.020"	0.018"
Spiel [mm]	0.559mm	0.533mm	0.483mm	0.483mm	0.508mm	0.457mm

Am 21.01.2003 wurde bei einer Betriebszeit von 601:48 h von der Firma Ben Air Helicopter-Service AG eine 100 Std. Kontrolle an Zelle und Triebwerk sowie das Lycoming *mandatory service-bulletin SB 388B (exhaust valve inspection)* ausgeführt.

Punkt 16 aus SB 388B lautet wie folgt:

„enter the inspection results and any corrective action accomplished in the engine log.“

Die Erledigung des *mandatory service-bulletin SB 388B* wurde im Motoren- und Flugreisebuch vermerkt, die Masse der Ventilschaftspiele wurden dabei vom Unterhaltsbetrieb nicht dokumentiert.

Die letzte Jahresinspektion wurde zusammen mit einer 100 h Kontrolle an Zelle und Triebwerk beim Stand von 697:12 Stunden am 15.05.2003 durch die Firma Valair Maintenance AG durchgeführt.

Die letzte 50 h Kontrolle an Zelle und Triebwerk wurde beim Stand von 740:30 Stunden am 24.06.2003 durch die Firma Valair Maintenance AG durchgeführt.

1.6.4 Untersuchung des Treibstoffes

Eine Probe des Treibstoffes aus dem Tank des Helikopters wurde im Labor untersucht. Dabei wurde folgendes festgestellt:

Aussehen: klar, frei von ungelöstem Wasser, enthält kleine Festteilchen.

Abdampfrückstand: gemessen: 9 mg/100 ml.

Gemäss Spezifikation hätte höchstens 3 mg/100ml Abdampfrückstand verbleiben dürfen. In der Laboranalyse wurde jedoch besonders vermerkt, dass die Spezifikation, mit welcher die Laboranalyse verglichen wurde, seit über 10 Jahren nicht mehr angepasst wurde. In neueren ASTM Spezifikationen wird der Abdampfrückstand gar nicht mehr aufgeführt.

Das gemessene Resultat von 9 mg/100 ml ist nicht ausserordentlich hoch. Zudem besteht die Möglichkeit, dass das Messresultat durch Festpartikel (siehe Aussehen) beeinflusst wurde.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeines

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

1.7.2 Allgemeine Wetterlage

Ein Tiefdruckgebiet mit Kern über den Britischen Inseln verlagerte sich gegen Mitteleuropa. Die Schweiz lag noch im Einflussbereich eines Zwischenhochs, welches sich langsam abschwächte und nach Osten zurückzog.

1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

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

<i>Wetter/Wolken</i>	<i>2-3/8 Cumulus, Basis ca. 6000 ft AMSL, 4-5/8 Altocumulus, Basis ca. 14 000 ft AMSL</i>
<i>Sicht</i>	<i>um 25 km</i>
<i>Wind</i>	<i>West-südwest (ca. 250 Grad) mit ca. 15 kt, Windspitzen um 23 kt</i>
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>29 °C/14 °C</i>
<i>Luftdruck</i>	<i>1014 hPa QNH (LSGS), 1014 hPa QNH (LSZH)</i>
<i>Gefahren</i>	<i>Westwindturbulenz und hohe Temperaturen</i>

1.7.4 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimet: 222°	Höhe: 57°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und dem Kontrollturm Grenchen wickelte sich bis zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab. Nach der Notlandung teilte der Pilot seinen Standort dem Kontrollturm Grenchen mit, worauf die Rettungsdienste alarmiert wurden.

1.10 Angaben zum Flughafen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Wrack

Am Helikopter konnten folgende Feststellungen gemacht werden:

Der Helikopter stand aufrecht auf dem Landegestell in einem Stoppelfeld. Der Bug zeigte in westlicher Richtung. Der Helikopter wies Beschädigungen am Hauptrotor und Heckausleger auf, d.h. ein Hauptrotorblatt hatte in den Heckausleger eingeschlagen. Rotorblätter, Kabine, Motorverschalung und Heckausleger waren överschmiert.



Heckausleger mit Schaden vom Einschlag eines Hauptrotorblatts

1.12.2 Aufprall

Nach Aussage des Piloten erfolgte die Landung vertikal aus ca. einem Meter Höhe und sie war hart.

1.12.3 Unfallstelle

Unfallort	Selzach Moos, Gemeinde Grenchen/SO
Schweizer Koordinaten	600 407 / 228 535
Geographische Breite	N 47° 12' 28"
Geographische Länge	E 007° 26' 38"
Höhe	485 m/M 1591 ft AMSL
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1126, Büren a.A., Masstab 1:25 000

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Es gibt keinen Hinweis dafür, dass der Pilot zum Unfallzeitpunkt in seiner geistigen oder körperlichen Leistungsfähigkeit beeinträchtigt war.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Überlebarkeit des Unfalls

Im Verlaufe der Autorotation bzw. der Notlandung konnte der Pilot sowohl die Vertikal- als auch die Horizontalkomponente der Bewegung des Helikopters soweit abbauen, dass die Insassen keine gesundheitlichen Schäden erlitten.

1.15.2 Alarmierung und Rettung

Der Platzverkehrsleiter des Regionalflughafens Grenchen alarmierte die Kantonspolizei Solothurn. Diese rückte an den Unfallort aus und traf einige Minuten nach der Notlandung dort ein.

1.15.3 Notsender

Der Helikopter war mit einem Notsender (*emergency location beacon aircraft – ELBA*) ausgerüstet. Das fest eingebaute Gerät wurde durch die harte Landung nicht ausgelöst.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Spurenkundliche Untersuchungen

Die Hauptrotorblätter, der Heckausleger, der Sporn (*tail skid*), der graue Farblack an den Sicherungsdrähten und Schrauben der Ventildeckel sowie das Panel mit den Motorenüberwachungsinstrumenten wurden spurenkundlich untersucht.

1.16.2 Ergebnisse der spurenkundlichen Untersuchungen

1.16.2.1 Hauptrotorblätter

Die Untersuchungsergebnisse zeigen, dass eines der beiden Hauptrotorblätter in den Heckausleger einschlug.

1.16.2.2 Hecksporn

Die Klebbandabzüge ab dem Sporn beinhalten blau metallisierte Eigenlackpartikel, Ölrückstände sowie pflanzliches Material, massenhaft Erdreich und Gesteinskörner. Das festgestellte Spurenmaterial deutet somit darauf hin, dass der Sporn Kontakt mit dem Gelände hatte.

1.16.2.3 Motor Überwachungsinstrumente

Zeigermarken konnten bei keinem der Instrumente gefunden werden. Das Fehlen von Zeigerabdruckspuren bei allen untersuchten Instrumenten lässt sich damit erklären, dass der Aufprall (Aufsetzen) am Boden nicht heftig genug war, um entsprechende Spuren zu setzen. Das betreffende Panel befand sich im Helikopter in einer etwa horizontalen Einbauposition. Bei der fraglichen Aufprallrichtung

wären günstige Voraussetzungen in Bezug auf das Setzen von Zeigerabdruckspuren gegeben gewesen.

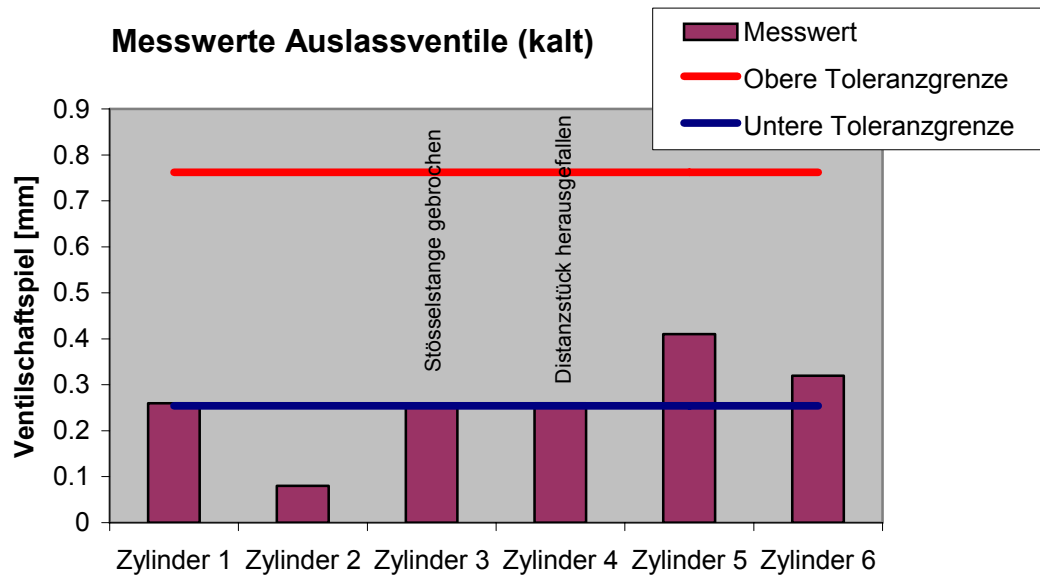
1.16.2.4 Farblack an den Sicherungsdrähten der Ventildeckelschrauben

Die mikroskopischen und instrumentalanalytischen Untersuchungen des grauen Farblacks ab dem Sicherungsdraht des mittleren Ventildeckels links sowie aus der Dose und aus dem Glas der Unterhaltsfirma ergaben, dass die verglichenen Proben in Bezug auf Beschaffenheit und Farbeindruck gleichartig erscheinen, sowie die selben organischen Komponenten enthalten und somit auch von der Materialzusammensetzung her nicht unterscheidbar sind.

1.16.3 Technische Untersuchungen am Motor

Allgemeiner Befund	Bei Zylinder Nr. 3 waren die Stößelstange des Auslassventils und das zugehörige Schutzrohr ausgeknickt und gebrochen. Durch das gebrochene Stößelschutzrohr war eine Ölleckage entstanden.
Ölstand Motor	4 qt. Die geforderte Mindestmenge beträgt 7 qt.
Zündung	Beide Zündmagnete innerhalb der Toleranz.
Treibstoff	Bis und mit Vergaser war Treibstoff vorhanden.
Ventile	Alle Ventile wurden auf folgende Punkte überprüft: <ul style="list-style-type: none"> • Beschädigung • Kompressionsverlust • Ventilspiel • Ventilschaft-Spiel (Messmethode gemäss SB 388B) Sollwert: Minimum: 0.254 mm Maximum: 0.762 mm

Zylinder Nr.	Ventilschaftspiel Auslassventil	Toleranzlage	Bemerkungen
1	0.260 mm	innerhalb	
2	0.080 mm	ausserhalb	Das Ventil hätte möglicherweise infolge des geringen Ventilschaft-Spiels demnächst blockiert.
3	0.250 mm	ausserhalb	
4	0.260 mm	innerhalb	Im Ventildeckel wurde das Ventil-Distanzstück lose vorgefunden.
5	0.410 mm	innerhalb	
6	0.320 mm	innerhalb	



Gebrochene Auslassventil-Stößelstange am Zylinder Nr. 3.

Der Zylinder Nr. 3 und die dazugehörigen Ventile wurden untersucht.

Diese Untersuchung ergab folgende Befunde:

Ventilschaftführung des Auslassventils, Innenseite:

- Ablagerungen von Bleirückständen, vorwiegend in der unteren Hälfte der Ventilschaftführung
- Partikel von Aluminium und Eisen auf der Oberfläche vorhanden
- Keine Fressspuren



Ventilschaftführung des Auslassventils, Innenseite. Bei den dunklen Ablagerungen auf der unteren Hälfte der Ventilschaftführung (rechts im Bild) handelt es sich vorwiegend um Bleirückstände.

Auslassventil:

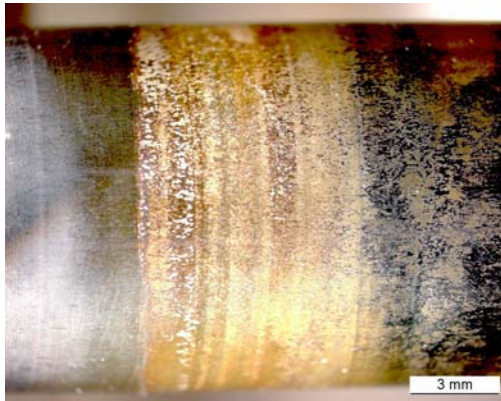
- Kleine Kratzer auf dem Ventilschaft
- Untere Hälfte des Ventilschafts mit lackartigen Kohleablagerungen bedeckt
- Darunter ist die Chromschicht auf dem Ventilschaft teilweise beschädigt; auf einem 3 mm breiten Bereich vollständig abgetragen
- Grosse Mengen von Blei und Brom auf der Oberfläche des Ventilschafts abgelagert
- Ventilsitzfläche vorwiegend mit Koksrückständen bedeckt

Anmerkung: Brom wird normalerweise verbleitem Benzin als *scavenger*¹ beigemischt.

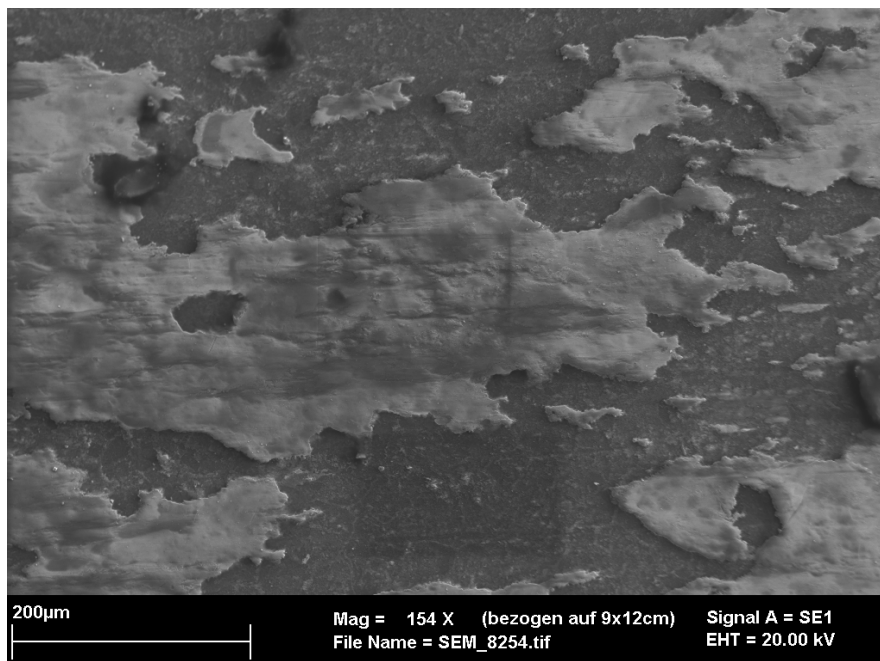
¹ *scavenger* („Verflüchtiger“) sind in den Bleiadditiven enthalten, welche Kraftstoffen zugesetzt werden. Es handelt sich um Halogen-Kohlenwasserstoffe, die Bleiablagerungen im Motor und damit Betriebsstörungen verhindern sollen.



Auslassventil von Zylinder Nr. 3 mit Ablagerungen auf dem unteren Teil des Ventilschafts



Mikroskopische Aufnahme der Ablagerungen auf dem Schaft des Auslassventils von Zylinder Nr. 3



REM (Raster Elektronen Mikroskop) Aufnahme der Bleiablagerungen auf der Oberfläche des Ventilschafts des Auslassventils von Zylinder Nr. 3



Koksrückstände auf der Sitzfläche des Auslassventils von Zylinder Nr. 3

Einlassventil:

- Keine Ablagerungen feststellbar
- Ca. 3 mm breite Fressspur im untersten Teil des Ventilschafts

Ventilsitze im Zylinderkopf:

- Schlechter Zustand, d.h. sowohl beim Einlass- als auch beim Auslassventil wurde eine zerklüftete Oberfläche der Ventilsitze festgestellt, welche die Dichtheit nicht mehr vollständig gewährleisten konnte.



Brennraum von Zylinder Nr. 3. Gut sichtbar die zerklüfteten Ventilsitzflächen im Zylinderkopf, Auslassventil oben, Einlassventil unten.

1.16.4 Schmierstoffuntersuchung

Eine Probe des Schmieröls aus dem Motor wurde einer spektrometrischen Analyse unterzogen.

Die Analyse ergab folgendes Resultat:

- Eisen (Fe) 35.4 ppm
- Aluminium (Al) 14.0 ppm
- Silizium (Si) 11.0 ppm

Diese Werte sind deutlich höher als üblich.

Das verwendete Motorenöl war ein „*aviation grade, ashless dispersant*“ Mehrbereichsöl (*multi viscosity*) mit der Viskositätsbezeichnung SAE20W50 und entsprach der Spezifikation SAEJ1899 bzw. MIL-L-22851.

Im *pilot's operating handbook* (POH) und auch in der *Lycoming Service Instruction* SI-1014 ist übereinstimmend jeweils eine Tabelle vorhanden mit empfohlenen Ölviskositäten für verschiedene mittlere Umgebungstemperaturen. Das verwendete Öl ist dort je zweimal aufgeführt, einmal für den Temperaturbereich von 0 °F bis 90 °F (-17.8 °C bis 32.2 °C) und einmal für „*all temperatures*“.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

Nicht betroffen.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Angaben zum Betrieb des Motors

1.18.1.1 Stellungnahme des Motorenherstellers

Dem Motorenhersteller Lycoming wurden ein Unfallbeschrieb und die Ergebnisse der Motorenuntersuchung zugestellt. Die Abteilung Field/Technical-Support nahm wie folgt Stellung:

- 1. The cooling system and specific operational recommendations regarding cooling are the responsibility of the airframe manufacturer. They do the certification testing and hold the approved data in this regard.*
- 2. Lycoming does have a recommendation in the Operator's manual, no. 60297-10, page 3-18, to idle until there is a decided decrease in the Cylinder Head Temperature. The airframe manufacturer may provide expanded, specific recommendations appropriate to their installation.*
- 3. The inspections called out in Service Bulletin 388B are considered adequate for normal conditions. The inspection intervals carry the note A or earlier if valve sticking is suspected. Individuals or fleet operators flying in extreme conditions may elect to perform a more frequent inspection based on their operational experience. You may note that Supplement 1 to SB 388B details an optional inspection method that may be easier for some to perform accurately. Also applicable are Service Instruction 1425, which describes a procedure to proactively prevent valve sticking and suggests operational procedures to avoid them.*

If all applicable Service Bulletins, Service Instructions and Service Letters are consulted and adhered to, valve sticking can be largely eliminated."

1.18.1.2 Vorgaben des Herstellers

Im *pilot's operating handbook* Section 4 *Normal Procedures SHUTDOWN PROCEDURES* ist folgender Ablauf vorgesehen.

<i>Idle at 70 to 80%</i>	<i>CHT drop</i>
<i>Throttle</i>	<i>Closed</i>
<i>Clutch switch</i>	<i>Disengaged</i>
<i>Wait 30 sec</i>	<i>Pull idle cut-off</i>

1.18.1.3 Angaben auf der Checkliste

Die betriebseigene Checkliste des Halters beschrieb unter *SHUTDOWN* folgenden Ablauf:

<i>Reduce RPM for cooling</i>	<i>75% (within 3min 30sec).</i>
-------------------------------	---------------------------------

1.18.2 Entstehung von Ablagerungen auf Motorteilen

In mehreren Dokumenten, wie z.B. *Service Instruction 1425*, wird vom Motorenhersteller Lycoming der Mechanismus erklärt, welcher zum Aufbau von Koks- und anderen Schichten auf Motorteilen, insbesondere auf Ventilführung und Ventilschaft der Auslassventile, führen kann. Dieser ist im Folgenden zusammengefasst.

Beim Betrieb mit dem stark verbleiten Kraftstoff AVGAS 100LL gelangen Bleisalze und andere Verbrennungsrückstände als Verunreinigung ins Motorenöl. Diese Verunreinigungen kommen zu einem grossen Teil im Motorenöl entweder als feinste Partikel vor (Dispersion) oder sie bleiben in Lösung und werden deshalb im Ölfilter nicht zurückgehalten. Während des Betriebs erhöht sich die Konzentration von Blei und anderen Verunreinigungen im Motorenöl fortlaufend, bis bei einem Ölwechsel die Verunreinigungen mit dem alten Öl wieder aus dem Motor entfernt werden.

Die Betriebsweise des Motors beeinflusst die Menge des Bleis, welches ins Öl gelangt. Eine korrekte Gemischeinstellung bei Reiseflugleistung (*lean mixture*) führt zur vollständigen Verbrennung des Treibstoffs. Dadurch gelangen weniger Bleirückstände und andere Verunreinigungen ins Motorenöl. Bei zu reicher Gemischeinstellung bilden sich mehr Rückstände.

Auf heissen Oberflächen, mit denen das Motorenöl in Berührung kommt, insbesondere auf Ventildführungen und Ventilschäften der Auslassventile, werden diese Verunreinigungen bevorzugt ausgeschieden und führen zum Aufbau von Schichten. Je höher die Konzentration der Verunreinigungen im Öl, desto schneller werden diese Schichten aufgebaut.

Ein zweiter wichtiger Faktor ist die Temperatur. Kohleablagerungen entstehen durch thermische Dissoziation (Zersetzung) und Oxidation des Öls bei hoher Temperatur. Es wird vom Motorenhersteller in mehreren Publikationen darauf hingewiesen, dass durch Betrieb bei hoher Umgebungstemperatur oder bei reduzierter Kühlung die Ablagerung von Kohle oder Verunreinigungen begünstigt wird.

Besonders wenn ein heisser Motor abgestellt wird, bevor er genügend abgekühlt ist, kann dies zu einem beschleunigten Schichtaufbau führen, welcher das Blockieren von Ventilen verursachen kann. Wird der Motor abgestellt, kommt auch der Schmierölkreislauf zum Stillstand. Sind zu diesem Zeitpunkt z.B. die Ventilschäfte noch heiss, erhitzt sich das daran haftende Öl in der Folge, weil es nicht mehr weggespült wird. Dadurch werden thermische Zersetzung und Oxidation, d.h. Koksbildung, in Gang gesetzt, und vorhandene Verunreinigungen, z.B. Bleirückstände, werden ausgeschieden.

Zitate aus Lycoming Service Instruction No. 1425A vom 19. Januar 1988:

"Field experience has shown that engine oil contamination increases the possibility of sticking and/or stuck valves. This situation occurs when the contaminants in the engine lubrication oil become deposited on the valve stems, restricting the valve movement, and resulting in intermittent engine hesitation or miss. If corrective action is not taken to remove the deposits, a valve could become stuck causing engine damage."

"Since the rate of oil contaminant accumulation is increased by high ambient temperatures, slow flight with reduced cooling, and high lead content of fuel,"

"... , or shutting the engine down before it has sufficiently cooled down can also induce valve sticking."

"The prime cause of valve sticking is the accumulation of harmful contaminants in the oil and oil filter."

"Investigations have shown that exhaust valve sticking occurs more frequently during hot ambient conditions. The lead salts that accumulate in the lubricating

oil from the use of leaded fuels contribute to the deposit build up in the valve guides. ...

.... Operating with any of the following conditions present can promote deposit build-up reducing valve guide clearance and result in valve sticking.

- a. High ambient temperatures*
- b. Slow flight with reduced cooling*
- c. High lead content of fuel"*

In einem weiteren Artikel "Operational and Maintenance Procedures To Avoid Sticking Valves" schreibt Lycoming u.a.:

"Ground running also involves a slightly rich mixture which contributes to the formation of lead sludge in the oil. During flight, the deposit of lead sludge in the oil can be minimized by proper leaning.

Although some excess fuel is required for engine cooling during high power operation, proper leaning at cruise power settings will promote complete burning of the fuel and, therefore, a minimum of lead sludge deposited in the oil. This is important since lead sludge is not filtered out, but is removed by changing the oil."

"... lack of effective cooling air may cause some areas of the engine to be excessively hot, and therefore have an effect on any contaminants that are in the oil. The formation of deposits is promoted with the exhaust valve guide area the most likely to be affected. The result of these deposits may be a stuck or sticking valve."

Ebenfalls von Bedeutung ist die Art des verwendeten Motorenöls. Mehrbereichsöle (*multi-viscosity oils*) enthalten üblicherweise synthetische Additive (Zusätze) um die Viskosität weniger stark von der Temperatur abhängig zu machen. Dadurch bleiben diese Öle bei tiefen Temperaturen dünnflüssiger als herkömmliche Einbereichsöle, was ihren Einsatz in einem viel weiteren Temperaturbereich ermöglicht. Es ist allerdings ein Nachteil einiger dieser Additive, dass sie im obersten Temperaturbereich ihres Einsatzspektrums zu gesteigerter Kohleablagerung tendieren.

Lycoming schreibt dazu in einem Artikel "More About Oils":

"...Unfortunately the additives that make these oils capable of operation at all temperatures also tend to form carbon products during hot weather operation when the oil usually runs at the high end of the temperature spectrum. These products may settle out in the valve guides and contribute to sticking valves."

1.18.3 Unterhaltsanweisungen für den Motor Lycoming O-540

Das Problem der blockierenden Auslassventile bei Motoren des Herstellers Lycoming ist seit Jahrzehnten, spätestens seit 1988, bekannt und der Hersteller hat mit dem *mandatory service bulletin No. 388* und *Service Instruction 1425* darauf reagiert. Diese beiden Dokumente enthalten detaillierte Angaben zur Überprüfung des Spiels der Auslassventilschäfte sowie eine Anleitung, wie das erforderliche Spiel wieder hergestellt werden kann. Zum Unfallzeitpunkt war SB388B, datiert am 13. Mai 1992, gültig.

Zitat aus der Einleitung des Lycoming Service Bulletin SB388B:

"TIME OF COMPLIANCE:

Helicopter engines should be inspected at 300 hour intervals; all other engines should be inspected at 400 hour intervals, or earlier if valve sticking suspected.

To insure positive and trouble free valve train operation, the inspection procedure described in this publication should be accomplished as recommended in the Time of Compliance section of this publication. Failure to comply with the provisions of this publication could result in engine failure due to excessive carbon build up between the valve guide and valve stem resulting in sticking exhaust valves or; broken exhaust valves which result from excessive wear (bell-mouthing) of exhaust valve guide."

Lycoming Service Instruction SI1485A, datiert am 2. Juli 2003, gibt Aufschluss darüber, dass der Motorenhersteller seit März 1998 den Werkstoff der Auslassventilschaft-Führungen durch einen Werkstoff mit höherem Chromanteil ersetzt hat. Bei Motoren, welche mit diesen Ventilschaft Führungen aus Material mit höherem Chromanteil ausgerüstet sind, ausser solche welche in Helikoptern eingebaut sind, muss die Ventilschaft-Spielmessung gemäss SB 388 weniger häufig, nämlich nur noch alle 1000 h (bzw. nach der halben TBO, je nachdem, was zuerst eintritt), ausgeführt werden.

Für Motoren welche in Helikoptern eingebaut sind gelten aber weiterhin die Inspektionsintervalle von 300 h, auch wenn sie, so wie der Motor des Unfallhelikopters, nach März 1998 hergestellt wurden und somit die Ventilschaftführungen aus dem Werkstoff mit erhöhtem Chromanteil aufweisen.

Am 22. November 2004, also 16 Monate nach dem Unfall, wurde SB388C publiziert. Die wesentlichen Änderungen gegenüber SB388B bestehen aus folgenden Punkten:

- 1. Die Inspektionsintervalle für Motoren welche mit Ventilschaftführungen mit höherem Chromanteil ausgerüstet sind und welche nicht in Helikoptern eingebaut sind, wurden erhöht gemäss SI1485A, d.h. auf 1000 h oder halbe TBO.*
- 2. Optional wurde eine andere Methode zur Überprüfung der korrekten Ventilschaftspiele, nämlich mit einem Grenzlehrdorn (GO/NO-GO Gage), hinzugefügt. Diese Messmethode liefert wesentlich eindeutiger Resultate und macht es zudem sehr einfach, gegebenenfalls die Ventilschaftführung mit sehr geringem Zusatzaufwand mit einer Reibahle wieder auf die vorgeschriebenen Durchmesser nachzuarbeiten.*

Am 09. März 2006, mit Inkraftsetzung am 14. März 2006, wurde vom BAZL die Lufttüchtigkeitsanweisung (LTA) HB-2006-151 publiziert. Diese basiert auf der *airworthiness directive* AD 2005-0023R2 der European Aviation Safety Agency (EASA)². Für Helikopter mit Lycoming Motoren schreibt diese LTA die Ausführung von Lycoming SB 388C zwingend vor. Dabei muss diese innerhalb der ersten 100 Betriebsstunden nach Inkraftsetzung und danach in Intervallen von maximal 330 Betriebsstunden durchgeführt werden.

Am 21. Juni 2006, mit Inkraftsetzung am 28. Juni 2006, wurde vom BAZL die LTA HB-2006-330 publiziert. Diese ersetzt HB-2006-151 und basiert auf EASA AD 2005-0023R3. Für Helikopter änderte sich mit der Neuauflage der Lufttüchtigkeitsanweisung nichts.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen.

² Europäische Agentur für Flugsicherheit, Luftfahrtbehörde der Europäischen Union

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Leistungsverlust und Motorschaden

Die gebrochene Ventilstößelstange und das ebenfalls gebrochene, zugehörige Stößelschutzrohr des Auslassventils von Zylinder Nr. 3 lassen den eindeutigen Schluss zu, dass dieses Ventil im Betrieb komplett blockiert haben musste. Dadurch knickte die Ventilstößelstange aus und versagte. Ab diesem Moment gab Zylinder Nr. 3 keine Leistung mehr ab.

Der Bruch des Schutzrohres einer Stößelstange von Zylinder Nr. 3 hatte einen grossen Ölverlust zur Folge, was den tiefen Motorenölstand erklärt.

Das herausgefallene Distanzstück aus dem Ventiltrieb des Auslassventils von Zylinder Nr. 4 lässt sich nur so deuten, dass dieses Ventil während des Betriebs in der offenen Position zumindest zeitweilig blockiert haben musste. Dadurch wurde das Zwischenstück entlastet und erhielt soviel Spielraum, dass es herausfallen konnte. Selbst wenn sich das Ventil zum Unfallzeitpunkt wieder bewegt haben sollte, waren ohne Zwischenstück sowohl der Ventilhub als auch die Steuerzeiten verändert, was eine Leistungsreduktion für Zylinder Nr. 4 zur Folge hatte. Der hydraulische Spielausgleich des Ventiltriebs konnte diese Beeinträchtigung allerdings teilweise kompensieren.

Möglicherweise war das Auslassventil von Zylinder Nr. 4 zum Unfallzeitpunkt in geöffneter Position blockiert, wodurch auch dieser Zylinder keine Leistung mehr abgab. Wahrscheinlicher scheint aber, dass das Ventil sich zeitweise wieder bewegte und dann wieder blockierte, sich erneut bewegte usw. In diesem Fall wären abrupte Leistungsschwankungen aufgetreten. Dies wäre eine Erklärung für die vom Piloten beobachteten Drehzahlschwankungen des Motors und der ruckartigen Oszillationen des Helikopters um die Hochachse.

Auch am Zylinder Nr. 2 wies das Auslassventil ein deutlich zu geringes Ventilschaftspiel auf.

Am Zylinder Nr. 1 war das Ventilschaftspiel des Auslassventils nur ganz knapp innerhalb der Toleranzgrenze (um 0.006 mm).

Von den sechs Zylindern waren also zwei Auslassventile nachweislich im Betrieb verklemmt, ein weiteres hatte ein deutlich zu geringes Ventilschaftspiel und ein viertes war nur ganz knapp in Toleranz. Nur bei zwei der sechs Auslassventile lag das Ventilschaftspiel eindeutig innerhalb der Toleranzgrenzen.

Die materialkundliche Untersuchung des Ventilschafts und der Ventilführung des Auslassventils von Zylinder Nr. 3 zeigt, dass für die geringen Ventilschaftspiele Ablagerungen von Kohle, Blei und Brom verantwortlich sind.

2.1.2 Unterhaltsaspekte und Messmethoden

Die im Service Bulletin SB-388B vorgeschriebenen Inspektionen des Ventilschaftspiels müssen bei Helikoptern jeweils nach 300 Betriebsstunden durchgeführt werden.

Die Frage, weshalb das Ventilschaftspiel rund 170 Betriebsstunden nach der Ausführung von SB-388B an den Ventilen der Zylinder Nr. 2 und Nr. 3 ausserhalb der Toleranzlimiten lag, muss offen bleiben.

Weil bei der letzten Inspektion der Ventilschaftspiele gemäss SB388B die Messwerte nicht dokumentiert wurden, lässt sich nicht beurteilen, in welchem Mass sich die Werte in den ca. 170 Betriebsstunden verändert haben.

Die Messmethode für die Ventilschaftspiele gemäss SB388B (Wackeltest) liefert wenig aussagekräftige Resultate bezüglich dem Blockieren der Ventilschäfte. Dies zeigt sich anhand der Resultate der Spielmessung nach dem Unfall (vgl. Kap. 1.16.2). Die Messresultate der Zylinder 3 und 4 sind bezüglich Toleranz grenzwertig. Beide Ventile haben aber nachweisbar während des Betriebes blockiert.

Das Auslassventil von Zylinder Nr. 2 weist dagegen ein Spiel auf, welches weit unterhalb der Toleranz liegt. Trotzdem sind bei diesem Ventil keine Anzeichen für ein Blockieren im Betrieb festzustellen.

In der Revision C von *service bulletin* 388 vom 22.11.2004 (vgl. Kap. 1.18.3) schlägt der Hersteller eine alternative Messmethode mit einem Grenzlehndorn (GO/NO-GO *gauge*) vor. Diese ist bezüglich der Messung von Ventilschaftspielen deutlich aussagekräftiger und deshalb vorzuziehen.

2.1.3 Betrieb des Motors

Die ausreichende Abkühlung eines heissen Motors vor dem Abstellen ist ein Schlüsselfaktor im Zusammenhang mit der Bildung von Ablagerungen auf heissen Motorenteilen. Bei Helikoptern herrschen diesbezüglich im Vergleich zu Flächenflugzeugen ungünstigere Bedingungen, da ein Helikoptertriebwerk unmittelbar vor der Landung meistens mit hoher Leistung betrieben wird und nach der Landung entsprechend hohe Temperaturen aufweist. Das POH schreibt deshalb auch vor, dass der Motor vor dem Abstellen bei einer Drehzahl von 70-80% solange weiterbetrieben wird, bis die Zylinderkopftemperatur abnimmt.

Die Flugschule, welche den Helikopter betrieb, hatte diesbezüglich folgende Anweisung in ihre Checkliste aufgenommen: „*reduce RPM for cooling ... 75% (within 3 min. 30 sec.)*“. Die Anweisung des Herstellers, auf einen Rückgang der Zylinderkopftemperatur zu warten, wurde in der genannten Weise umgesetzt.

Es muss offen bleiben, ob diese Verfahren von den Piloten konsequent eingehalten wurden. Die Befunde am Helikopter weisen darauf hin, dass der Motor während längerer Zeit vor dem Abstellen jeweils nicht genügend abgekühlt worden ist.

2.1.4 Einfluss der Ölsorte

Die Ölsorte hat einen grossen Einfluss auf die Bildung von Ablagerungen auf heissen Motorenteilen. Der Motorenhersteller weist zwar einerseits in *SI 1425* darauf hin, dass die Zusätze in Mehrbereichsölen die Bildung von Kohleablagerungen und damit das Blockieren von Auslassventilen begünstigen, andererseits führt er in *SI 1014 Lubricating Oil Recommendations* die Multi-Viskositäts-Ölsorten SAE15W50 und SAE20W50 als Empfehlung auf für „alle“ Temperaturen und auch für Temperaturen von 0 °F bis 90 °F (-18 °C bis +32 °C).

Die Spezifikation für die Motorenöle (SAEJ1899) macht keine Aussagen über die Zusätze (Additive), welche in Mehrbereichsölen enthalten sein dürfen. Dadurch steht es den Ölherstellern frei, welche Additive sie verwenden und in welcher Konzentration sie diese dem Öl beimischen, solange die Spezifikation eingehalten wird. Weil diese Additive aber einen Einfluss auf das Verkokungsverhalten haben, ist es naheliegend, dass die Motorenöle von verschiedenen Ölherstellern ein

deutlich unterschiedliches Verhalten hinsichtlich der Bildung von Schichten und Ablagerungen zeigen können, obwohl alle derselben Spezifikation genügen.

Es wäre zu prüfen, ob die Verwendung von Einbereichsölen (z.B. SAE50 oder SAE60) bei hochsommerlichen Umgebungstemperaturen zur Verbesserung der Situation beitragen könnte.

2.1.5 Treibstoff

Beim Treibstoff im Tank des Helikopters handelte es sich um AVGAS 100LL. Der gemessene Abdampfdruckstand (*gum*) von 9 mg/100 ml ist drei Mal höher als die Spezifikation zulassen würde und auch erheblich grösser als beispielsweise jener, welcher für Autobenzin spezifiziert ist (max. 5 mg/100 ml). Möglicherweise wurde das Messresultat durch Festteilchen, welche in der Probe waren, beeinflusst.

Zu hohe Werte von Abdampfdruckständen entstehen typischerweise durch zu lange Lagerung von Treibstoff und mögliche Folgen können Ablagerungen in Vergasern, Einspritzsystemen und im Ansaugtrakt sein.

Die Treibstoffqualität steht in keinem Zusammenhang mit dem Leistungsverlust und den Schäden am Motor.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Die Anzeichen des Motorleistungsverlustes wurden vom Piloten korrekt interpretiert. Das sofortige Einleiten einer Autorotation war richtig. Die Leistung des Motors hätte mit grosser Wahrscheinlichkeit für eine normale Landung nicht mehr ausgereicht. Das vom Piloten ausgewählte Gelände war für eine Notlandung geeignet.

Der Pilot hatte im Juli 2001 in den Vereinigten Staaten beim Helikopterhersteller einen einwöchigen Kurs „*awareness training*“ auf R22B abgeschlossen. Dieser Kurs umfasste auch ein ausgiebiges Flugtraining beim Auftreten von Störungen und Notfällen. Insbesondere wurden Autorotationen geübt. Es ist naheliegend, dass sich dieses Training positiv auf die fliegerische Leistung des Piloten in der aktuellen Notlage ausgewirkt hat.

Die Kollision eines Hauptrotorblatts mit dem Heckausleger erfolgte entweder beim Bodenkontakt mit dem Sporn (*tail skid*) oder bei der harten Landung nach der Autorotation.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr VFR bei Tag zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt des Helikopters befanden sich während des gesamten Unfallfluges innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Im Reiseflug trat ein deutlicher Leistungsverlust des Motors auf.
- Am Motor hatte das Auslassventil von Zylinder Nr. 3 vollständig blockiert, wodurch die Stößelstange ausknickte und brach.
- Auch das Auslassventil von Zylinder Nr. 4 war mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit zum Unfallzeitpunkt in einer offenen Stellung blockiert, zumindest jedoch vorübergehend einmal blockiert gewesen, wodurch das Zwischenstück des Ventiltriebs herausfallen konnte.
- Die Schaftspiele von zwei weiteren Auslassventilen waren ebenfalls verringert.
- Die verringerten Schaftspiele und damit das Blockieren der Auslassventile wurde durch Ablagerungen von Kohle, Blei und Brom auf dem Ventilschaft und auf der Ventilfehrung verursacht.
- Mehrbereichsöle enthalten synthetische Additive, welche bei hohen Temperaturen, d.h. am oberen Limit des empfohlenen Temperaturbereichs, vermehrt zur Verkokung neigen können.
- Der Motor des Helikopters wurde auch im Hochsommer mit einem Mehrbereichsöl betrieben.
- Das verwendete Motorenöl entsprach der Spezifikation und der Empfehlung des Motorenherstellers.
- Zum Unfallzeitpunkt hatten der Helikopter mit der S/N 986 und ebenso der Motor mit der S/N L-25840-40A eine Betriebszeit seit Herstellung von 774:06 h.
- In den technischen Akten des Helikopters ist die Ausführung des *mandatory service bulletin* SB-388B (*exhaust valve inspection*) bei einer Betriebsdauer von 601:48 Stunden am 21.01.2003 bescheinigt. Die Ventilschaftspiele wurden durch den Unterhaltsbetrieb nicht dokumentiert.
- Im SB-388B schreibt der Hersteller zur Messung der Ventilschaftspiele den sogenannten Wackeltest vor.
- Am 22.11.2004 gab der Hersteller die Revision C des SB-388 heraus. In dieser schlug er ein optionales Messverfahren mit einem Grenzlehndorn (GO/NO-GO *gage*) zur Bestimmung der Ventilschaftspiele vor. Fachleute sind der Ansicht, dass dieses Verfahren zuverlässigere Messwerte liefert.

3.1.2 Besatzung

- Der Pilot war im Besitz der erforderlichen Ausweise und Berechtigungen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Der Pilot leitete eine Autorotation ein.
- Bei der Landung (*flare*) berührte der Hecksporn den Boden.
- Der Helikopter setzte mit einer geringen Vorwärtsgeschwindigkeit und einer deutlichen Sinkrate auf.
- Ein Hauptrotorblatt schlug im Heckausleger ein.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Der Hersteller schreibt im POH vor, dass vor dem Abstellen des Motors bei einer Motorendrehzahl von 70-80% ein Rückgang der Zylinderkopftemperatur abgewartet werden muss.
- Der Halter des Helikopters setzt diese Anweisung in seiner Checkliste wie folgt um: „*reduce RPM for cooling ... 75% (within 3 min. 30 sec.)*“.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass am Ende einer Autorotation ein Rotorblatt in den Heckausleger des Helikopters schlug. Die Autorotation wurde notwendig, weil der Motor im Reiseflug an Leistung verlor. Die Motorstörung trat auf, weil in einem Zylinder das Auslassventil blockierte und die Ventil-Stößelstange brach.

Bern, 19. September 2007

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. 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.