



Schlussbericht des Büros für Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters Hughes 269C, HB-ZBP

vom 1. Juli 1999

Nähe Chätzensee/ZH

Cause

L'accident est dû à une collision du rotor de queue avec le terrain, survenue au terme d'une autorotation que le pilote avait entreprise suite à une réduction présumée de puissance.

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zweck der Flugunfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen ist nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 des Luftfahrtgesetzes vom 21.12.1948, LFG, SR 748.0).

ALLGEMEINES

Kurzdarstellung

Anlässlich eines technischen Überfluges von Zürich nach Pfaffnau wurde der Pilot kurz nach dem Start laut eigenen Aussagen von einem plötzlichen Drehzahlabfall des Triebwerks überrascht. Aus diesem Grund leitete er eine Autorotationslandung ein, welche in einem Weizenfeld in der Nähe des Chazensees (VFR-Ausflugroute 2, Flughafen Zürich) endete. Dabei wurde der Heckrotor zerstört und einige weitere Teile des Helikopters stark beschädigt.

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am Donnerstag, den 1. Juli 1999, um 0905 Uhr Lokalzeit (UTC + 2). Die Untersuchung durch das BFU wurde um ca. 1040 Uhr vor Ort eröffnet. Der beschädigte Helikopter wurde am gleichen Tag um 1230 Uhr abtransportiert und auf Empfehlung der Kantonspolizei Zürich bei einer Pannendienstfirma eingestellt. Die Untersuchung wurde in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Zürich und der EMPA (Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt) durchgeführt. Zur Untersuchung gewisser Helikopterteile und –Aggregate wurden verschiedene Helikopterexperten beigezogen.

1 FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.1 Flugverlauf

Im Auftrag der Firma "Lions Air AG" führte der Pilot einen technischen Überflug von Zürich nach Pfaffnau durch. Vor dem Flug betankte der Pilot den Helikopter mit 95 Liter AVGAS. Vor dieser Betankung verblieben ca. 10-20 Liter AVGAS im Helikopter, welcher zuvor einige Zeit im Hangar der Firma Zimex gestanden hatte. Laut eigenen Angaben führte der Pilot die üblichen Vorflugkontrollen durch und fand dabei auch keine Rückstände im Treibstoffsumpf. Zusammen mit einem Angestellten der Firma „Lions Air AG“ richtete der Pilot vor dem Start die Rotorblätter des Helikopters aus (alte Dämpfer-Version). Dabei ist keinem dieser beiden Personen etwas Ungewöhnliches an den Rotorblättern aufgefallen.

Einige Minuten nach dem Start wurde der Pilot gemäss eigenen Angaben von einem plötzlichen Drehzahlabfall des Motors überrascht (*needle split* zwischen Motor- und Rotordrehzahl). Der Helikopter befand sich zu diesem Zeitpunkt auf einer Höhe von ca. 2800 ft AMSL (Höhe über dem mittleren Meeresspiegel in Fuss) und flog mit einer Geschwindigkeit von ca. 70 KIAS (angezeigte Geschwindigkeit gegenüber der Luft in Knoten). Die elektrische Treibstoffpumpe war bereits ausgeschaltet.

Als Reaktion auf den Drehzahlabfall leitete der Pilot eine Autorotation ein. In einem Ackerfeld berührte der Helikopter mit dem Heckrotor erstmals den Boden. Das Luftfahrzeug überquerte anschliessend fliegend eine asphaltierte Strasse und kam nach ca. 25 m in einem Weizenfeld in aufrechter Lage zum Stehen.

Koordinaten: 678 600 / 253 300

Der unverletzte Pilot schaltete unmittelbar nach dem Stillstand sämtliche Systeme aus und stellte fest, dass der Rotor sehr schnell zum Stillstand kam. Danach informierte der Pilot über Funk den Tower Zürich und forderte Hilfe an.

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Nicht verletzt	1	---	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Heckrotor wurde zerstört, der Heckausleger und das Landegestell sichtbar verbogen. Zudem entstanden Schäden am Antriebssystem und an einem der Rotorblätter.

1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand kein nennenswerter Flurschaden.

1.5 Beteiligte Personen

Pilot

Schweizerbürger, Jahrgang 1969.

Führerausweis für Berufspiloten vom 03.04.98, gültig bis 07.11.1999 (basierend auf FAA-Lizenz vom 27.9.97).

Erweiterungen: Radiotelephonie International, RTI (VFR)
Landungen im Gebirge, MOU

Eingetragene Muster: AS 350 B2
B 206/206L
Hughes 300
R 22

Flugerfahrung:

Insgesamt ca. 235 Std., wovon ca. 20 Std. und 60 Ldg. auf dem Unfallmuster.

In den letzten 90 Tagen insgesamt 12.5 Std, davon ca. 3 Std. auf dem Unfallmuster.

1.6 Helikopter Information

Muster: Hughes 269C
 Hersteller: Schweizer Aircraft Corp
 Charakteristik: 3-plätziger Kolbenmotorhelikopter mit festem Kufenlandegestell, 3-Blatt-Rotorsystem
 Baujahr: 1973
 Werknummer: L-8976
 Seriennummer: 30184
 Triebwerk: Lycoming H10-360 D1A
 Lufttüchtigkeitszeugnis: Der Helikopter hatte vom BAZL ein «vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis», welches am 4.6.99 im Rahmen der Übernahmeprüfung ausgestellt wurde.

Um das «definitive Lufttüchtigkeitszeugnis» zu erhalten, hätten die bei der Prüfung erhobenen Beanstandungen laut Vorgaben des BAZL bis zum 30.6.99 behoben werden müssen. Das BAZL hat innerhalb der vorgegebenen Frist keine Liste über durchgeführte Mängelbehebungen bekommen und bezeichnet deshalb den Helikopter am Unfalltag (1.7.99) als dokumentenmässig nicht lufttüchtig.

Eigentümer: G+F Events GmbH, Löwenweg 16, 8157 Dielsdorf
 Halter: Lions Air AG, Hofwisenstrasse 20, 8153 Rümlang
 Betriebsstunden zum Unfallzeitpunkt: ca. 1640 Std.
 Masse und Schwerpunkt: Innerhalb der Limiten.

1.7 Wetter

Gemäss MeteoSchweiz SMA im Gebiet der Gemeinde Regensdorf am Donnerstag, 1. Juli 1999, 0905 Uhr Lokalzeit (UTC + 2)

Windstärke: 1 – 3 Knoten
 Windrichtung: 360 Grad
 Flugplatzmitte: RWY 14/16: 330/04
 Böen: keine Windböen
 Sicht: 10-20 km (z.T. noch eingeschränkt durch Nebelreste)
 Temperatur: +18 Grad Celsius
 Druck: 1023 hPa QNH
 Bewölkung: 1-2 / 8 1500 ft AGL, 3-4 / 8 5000 ft AGL
 5-7 / 8 30'000 ft AGL

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9 Funkverkehr

Der Pilot stand in Funkkontakt mit der Platzverkehrsleitstelle des Flughafens Zürich-Kloten. Der Funkverkehr fand ohne besondere Vorkommnisse statt. Nach dem Unfall hat der Pilot dem Kontrollturm gemeldet, dass er unversehrt sei, aber für den Helikopter Hilfe brauche.

1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Nicht vorgeschrieben. Nicht eingebaut.

1.12 Befunde am Helikopter

Die Treibstoffreserve betrug mehr als 2 Std.

Der *air intake hose* zwischen *airfilter* und *injector* wies einen Riss auf. Der Motor konnte ungefilterte Luft ansaugen.

Die elektrische Treibstoffpumpe (*fuel boost pump*) war um 90 Grad verdreht montiert und die Ablassöffnung (*drain*) war mit einem Plastikstopfen verschlossen. Ein möglicher Treibstoffleck der elektrischen Treibstoffpumpe konnte somit nicht kontrolliert/ausgeschlossen werden. (Die *fuel boost pump* war zum Zeitpunkt des Unfalles ausgeschaltet.)

Ein Hauptrotorblatt wies ca. in der Mitte eine Auskneifung an der Austrittskante auf. Keines der Hauptrotorblätter zeigte aber sichtbare Beschädigungen, die auf einen Kontakt mit dem Heckausleger, auf niedrige Drehzahl (*low RPM*) oder auf *coning* (übermässige Schlagbewegung des Hauptrotors nach oben) schliessen liessen.

Die kollektive Blattverstellung war funktionstüchtig. Eine Splinte am „Federvorspann-Assy auf“ war aufgerissen. Die «Kollektiv – Compensation Spring Assy» war optisch funktionstüchtig. (Die effektive Funktionstüchtigkeit kann nur im Flug kontrolliert werden.)

Vorgeschichte des Helikopters:

Der Helikopter HB-ZBP (Hughes 269C) wurde ca. einen Monat vor dem Unfall aus England überflogen. Dort war er (laut technischen Akten) in den vergangenen zwei Jahren insgesamt 8 Stunden geflogen. Nach dem Überflug in die Schweiz war der Helikopter ca. 2 Wochen in einem Einkaufszentrum ausgestellt.

Die Überprüfung der technischen Akten lässt bezweifeln, dass der Motor dem neuesten Modifikationsstand entsprach. So gibt es beispielsweise keine Hinweise darauf, dass die Lycoming Service Instruction 1350A ausgeführt wurde.

Der Motor wurde im Juni 97 «*repaired and tested*», wobei aus den Unterlagen der vorausgegangene Schaden nicht nachvollzogen werden konnte.

1.13 Medizinische Feststellungen

Es wurden keine medizinischen Untersuchungen durchgeführt. Laut einem Rapport der Kantonspolizei Zürich, Polizeistation Regensdorf, waren beim Piloten weder Anzeichen von Alkohol-Einfluss, noch sonstige physische Beeinträchtigungen erkennbar.

1.14 Feuer

Es ist kein Feuer ausgebrochen.

1.15 Überlebenschmöglichkeit

Nicht betroffen.

1.16 Besondere Untersuchungen

Da der Pilot von einem angezeigten Drehzahlabfall (*needle split*) gesprochen hat, wurde das Anzeigegerät (*dual tachometer main rotor/engine RPM*) auf mechanische Mängel überprüft und als in Ordnung befunden.

Beim sichergestellten Helikopter wurde einige Tage nach dem Unfall Benzin aus dem Treibstoffsumpf des linken und des rechten Tanks sowie aus dem Sammelbehälter des Treibstofffilters (*fuel filter bowle*) entnommen. Dabei wurde visuell festgestellt, dass sich in der Treibstoffprobe des rechten Tanks Wasser und Schmutzteile befanden.

Die drei Treibstoffproben wurden durch die EMPA untersucht und mit einer Referenz-AVGAS-Probe mit folgendem Resultat verglichen:

«Beim Treibstoff aus dem LINKEN Tank wurden visuell wenige Festteilchen gefunden. Die Abdampfrückstände (mittels NMR) wurden mit der Referenz-AVGAS-Probe verglichen und als nahezu identisch befunden.

Die Probe aus der FUEL FILTER BOWLE wurde mittels visueller Prüfmethode als wasserhaltig und Festteilchen enthaltend bezeichnet.

Der Treibstoff aus dem RECHTEN Tank wurde mittels visueller Prüfmethode als wasserhaltig und Festteilchen enthaltend bezeichnet. Diese Probe enthielt 5.2 mL freies Wasser in 950 mL AVGAS. Nach dem Abdampfen der Wasserphase blieb etwa 150 mg Feststoff zurück. Gemäss NMR-Spektroskopie besteht er aus mehreren organischen Komponenten. FT-Infrarotspektroskopie zeigte, dass es sich nicht um Zucker handelte. Die Abdampfrückstände (mittels NMR) wurden mit der Referenz-AVGAS-Probe verglichen und als nahezu identisch befunden.»

Folgende Elemente und Systeme wurden speziell untersucht:

- Die Grundeinstellung der kollektiven Blattverstellung wurde kontrolliert und als in Ordnung befunden.
- *Airfilter* und *bypass* des *air System* kontrolliert und als in Ordnung befunden.
- *Fuel filter bowle* und *injector filter* auf Verunreinigungen kontrolliert und als in Ordnung befunden.
- Treibstoffsystem auf Dichtigkeit kontrolliert und als in Ordnung befunden.
- Treibstofffilter und *injector* kontrolliert und als in Ordnung befunden.
- Zündkerzen kontrolliert und als in Ordnung befunden.
- Zündeneinstellung kontrolliert. Der Zündzeitpunkt der Magnete befand sich innerhalb der Toleranzen.
- Zündgeschirr auf Unterbruch kontrolliert und als in Ordnung befunden.
- Ausrichtung des Motors zum Antriebssystem kontrolliert und als in Ordnung befunden.
- Motor von Hand durchgedreht. Es konnten von aussen keine internen mechanischen Beschädigungen festgestellt werden.
- Der Brandhahn (*fuel shut off valve*) geht sehr streng, zeigt aber keine weiteren Mängel.
- Leistungshebel (*engine control throttle*) und Gemischverstellung (*mixture control*) sind leichtgängig.

Der Motor wurde nach diesen Kontrollen und Massnahmen gestartet und im Leerlaufbereich einige Zeit laufen gelassen.

1.17 Informationen über Organisation und Verfahren

Der Pilot hat vor dem Flug Benzin aus dem Treibstoffsumpf entnommen und keine sichtbaren Anzeichen von Wasser oder anderen Verschmutzungen festgestellt.

1.18 Verschiedenes, zusätzliche Informationen

Vor dem Unfallflug wurde der Helikopter ca. 3 Stunden durch Piloten der Lions Air AG geflogen. Zwei Piloten, welche den Helikopter beim Überflug von England und bei Flügen kurz vor dem Unfallflug geflogen sind, haben folgende Feststellung gemacht: Sofern die Friktion der kollektiven Blattverstellung nicht eindeutig angezogen ist, kann sich die kollektive Blattverstellung schnell selbständig verändern (Tendenz: Kleiner Blattanstellwinkel - *low collective*).

Wasser im rechten Treibstofftank:

Auf Grund der Tankkonstruktion muss der vorgefundene wasserhaltige Treibstoff nicht notwendigerweise in den Motor gelangt sein, da die Benzinleitung höher als der Auslass des Treibstoffsumpfs angesetzt ist und sich dazwischen ca. 1-2 dl Flüssigkeit befinden.

2 BEURTEILUNG

2.1 Technisches

Die durchgeführten technischen Untersuchungen haben keinerlei Hinweise ergeben, dass der Helikopter im Zeitpunkt des Unfalls nicht flugtüchtig war.

- Eine störungsfreie, stetige Funktion des Triebwerks könnte u. a. aus folgenden Gründen beeinträchtigt worden sein: Selbständige Veränderung der kollektive Blattverstellung (*low collective*), sofern die *collective friction* nicht entsprechend angezogen war und der Pilot die linke Hand nicht am *collective* gehabt hätte. Sobald sich (aus welchem Grund auch immer) der kollektive Blattverstellhebel nach unten bewegt, wird über die sogenannte Korrelation automatisch die Leistung des Triebwerks reduziert.
- Ungewöhnliche Wassermengen und Festteilchen im Treibstoff.

Im Prüfungsbericht des BAZL zur Lufttüchtigkeit vom 4.6.99 sind unter anderem folgende Mängel zur Behebung bis zum 30.6.99 aufgelistet:

- Tankdeckeldichtungen sind überaltert.
- Antriebswelle – Motor auf Spiel überprüfen.

Am Motor wurde die Lycoming Service Instruction 1350A (Hinweise auf Spiel bei Antriebswelle – Motor) vermutlich nicht ausgeführt.

2.2 Operationelles

Die Distanz von 25 m zwischen Aufschlag des Heckrotors und der Endlage des Helikopters sowie die Tatsache, dass der Helikopter nach der Autorotation nicht umgekippt ist, deuten darauf hin, dass das Triebwerk während des Ausschwebens und beim Aufsetzen noch Leistung abgegeben haben muss.

In Anbetracht der Flugerfahrung des Piloten kann man den Ausgang dieser Autorotation als sehr gut gelungen bezeichnen. Mit diesem Helikoptertyp ist eine «Touch-Down-Autorotation», d.h. ohne Triebwerksleistung bis zum Schluss, sehr anspruchsvoll.

3 SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten vor.
- Der Helikopter hatte ein «vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis» und war laut BAZL dokumentenmässig nicht lufttüchtig.
- Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen
- Der vermutete Leistungsabfall, welcher den Piloten zur Einleitung einer Autorotation veranlasste, lässt sich nicht eindeutig erklären.

3.2 Ursache

Der Unfall ist auf eine Kollision des Heckrotors mit dem Gelände zurückzuführen. Dies geschah am Schluss einer Autorotation, welche der Pilot aufgrund eines vermuteten Leistungsabfalls eingeleitet hatte.

Bern, 10. April 2003

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zweck der Flugunfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen ist nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 des Luftfahrtgesetzes vom 21.12.1948, LFG, SR 748.0).