



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters Hughes 269C HB-XMS

vom 8. Juli 1987

beim Flugfeld Sitterdorf/TG

RESUME

Le pilote veut poursuivre son entraînement sur un hélicoptère Hughes 269C. Comme il craint des problèmes lors du démarrage du moteur, il demande à un instructeur de prendre place un instant sur le siège de droite.

Tout se passe d'abord normalement. Après avoir embrayé le rotor, le pilote effectue les contrôles du passage en roue libre et de la magnéto, puis il augmente le nombre de tours. Entre 2900 et 3100 tours/min., l'hélicoptère se met à vibrer fortement. Malgré plusieurs actions du pilote, il commence à se désintégrer, pivote de 270 degrés à gauche et s'immobilise en position normale avec les patins d'atterrissage affaissés, le rotor endommagé, la poutre brisée et les structures tubulaires déformées.

Ce type d'appareil est équipé d'un rotor tripale entièrement articulé, avec trois amortisseurs de trainée. Il est muni également d'un atterrisseur à patins relié à la cellule par quatre jambes élastiques avec amortisseurs combinés à gaz et huile. Ces hélicoptères sont particulièrement sensibles aux forces engendrées par un balourd dynamique du rotor principal, et qui se traduit par des vibrations devenant rapidement incontrôlables lorsque les caractéristiques des différents amortisseurs s'en trouvent altérées.

L'examen des amortisseurs de l'atterrisseur a fait apparaître des pressions et des quantités d'huile en-dessous des valeurs prescrites. Mais, étant donné les dommages subis par quelques-uns de ces éléments, les résultats obtenus doivent être interprétés avec une certaine réserve.

Cause

La résonance sol apparue lors du lancement du rotor est due avec une certaine probabilité à une dégradation des amortisseurs de l'atterrisseur.

UNFALLHERGANG

Nach Wiederaufnahme des Flugtrainings auf dem Baumuster Hughes 269C HB-XMS, rund eine Woche zuvor, beabsichtigte Pilot X am 8. Juli 1987 nachmittags einen weiteren Trainingsflug mit dem gleichen Helikopter durchzuführen. Da er Schwierigkeiten beim Anlassen des Motors befürchtete, ersuchte er nach der Vorflugkontrolle Fluglehrer Y, der aus gesundheitlichen Gründen vom Flugdienst suspendiert war, auf dem rechten Sitz kurz Platz zu nehmen, um ihm bei eventuell auftretenden Problemen beim Anlassvorgang behilflich zu sein.

Der Motor sprang normal an. Nach dem Einkuppeln des Rotors, der Freilaufkontrolle und dem Magnetcheck gemäss Checkliste erhöhte der Pilot die Tourenzahl. Bei rund 3100 U/min (rund 2900 gemäss Aussagen des assistierenden Fluglehrers) begann der Helikopter bei rasch zunehmenden Schwingungen stark zu vibrieren. Weder Bewegungen mit dem Blattverstellhebel noch Gasreduktionen brachten eine Besserung; die Schwingungen bauten sich weiter auf. Der Helikopter begann sich zu zerlegen. Er machte dabei eine 270 gradige Linksdrehung und blieb mit kollabiertem Landegestell, schwer beschädigtem Rotor, abgebrochenem Heckausleger und deformierter Rohrstruktur in Normallage stehen.

Fluglehrer Y:

"Als der Pilot etwas Gas gab, schätzungsweise bei 2900 U/min, stellte ich rasant zunehmende Schwingungen fest. Ich hatte den Eindruck, dass der Pilot versuchte, durch Pitchziehen den Zustand zu verbessern, was jedoch nicht gelang. Darauf, weil der Helikopter zu kippen drohte, nahm ich brüsk das Gas weg und versuchte mit Pitchbewegungen ein Umkippen zu vermeiden."

BEFUNDE

- Der Pilot war formell und materiell berechtigt, den geplanten Flug durchzuführen.
- Der Helikopter war zum Verkehr zugelassen. Er wies insgesamt 1978 Betriebsstunden auf. Die letzte amtliche Zustandsprüfung fand am 7. Mai 1987 bei 1848 Betriebsstunden, die letzte 100-Stunden-Kontrolle am 20. Mai 1987 nach 1887 Stunden und die letzte 50-Stunden-Kontrolle am 23. Juni 1987 nach 1933 Stunden statt.

Am Unfallort wurde der Helikopter am Spätvormittag für einen 95minütigen Schulflug mit 34 Landungen benützt und nach seiner Rückkehr auf dem asphaltierten Vorplatz der Firma Sántis-Heli AG in Sitterdorf abgestellt, wo er von Pilot X übernommen wurde. Beanstandungen durch die frühere Besatzung wurden keine gemeldet.

- Auszug aus dem Unterhaltshandbuch "269 Series - Basic HMI, section 8, Blatt 8-2:

...Ground resonance is a combination of forces acting together that results in vibrations of the helicopter and rotor blades. These forces are centrifugal force and reaction from the ground. The reaction starts in the main rotor system as a dynamic imbalance (one or more blades out of phase). If the system is not properly dampened, vibration will increase in amplitude until completely uncontrollable, so that major structural damage may result. Damping of this type of oscillatory vibration is dependent upon proper settings of the main rotor blade dampers and proper servicing of the landing gear dampers....

- Die Untersuchung und Nachprüfung der folgenden Komponenten die ursächlich für das Auftreten von Bodenresonanz in Frage kommen können, haben folgendes ergeben:

Hauptrotorschwenkdämpfer (P/N 269A 1927-S)

- Dämpfer S/N 2385 ist äusserlich unbeschädigt. Das Oelniveau entspricht den Vorschriften. Das Anzugsmoment liegt mit 200-210 in/lbs im zulässigen Bereich (Sollwert 200-230 in/lbs)
- Dämpfer S/N 4385 weist ein grosses Loch im Hauptgehäuse auf. Das Oel ist ausgeflossen. Der Anzugsmoment liegt mit 230-240 in/lbs an der oberen Grenze des zulässigen Bereichs.
- Dämpfer S/N 1385 ist beschädigt und das Oel ausgeflossen. Der Anzugsmoment liegt mit 210 - 220 in/lbs ebenfalls im zulässigen Bereich.

Stossdämpfer am Landegestell (Oel in Verbindung mit Stickstoff)

- vorne links P/N 269A 3150-5, S/N 100075
Die obere Befestigungsöse ist gebrochen (Gewaltsbruch). Der gemessene Druck betrug 275 psi (Sollwert 350 +/- 10 psi), das Oelniveau lag 2 mm unterhalb der Bezugsmarke.
- vorne rechts P/N 269A 3150-5, S/N nicht feststellbar
Kolben und Zylinder sind getrennt. Die untere Anschlusskappe ist vom Aussenrohr gewaltsam abgerissen. Oel ist ausgeflossen und Stickstoff entwichen.
- hinten links P/N 269A 3150-7, S/N B 653
Die Gabel der unteren Anschlusskappe ist verbogen. Der gemessene Druck betrug 480 psi (Sollwert 560 +/- 10 psi). Das Oelniveau lag ca. 4 mm unterhalb der Bezugsmarke.
- hinten-rechts P/N 269A 3150-7, S/N B 488
Keine sichtbare Beschädigung. Der gemessene Druck betrug 475 psi und das Oelniveau lag 4 mm unterhalb der Referenzmarke.

- Das Wetter war durch eine Advektion von feuchter Kaltluft aus dem Nordseeraum gekennzeichnet. Im Unfallraum war der Himmel bewölkt mit Basis um 900 m/M, leichtem Regen. Die Sicht betrug 5-6 km, der Wind 5-10 kt aus Südwest mit Böen bis 20 kt. Die Temperatur betrug 17 °C, der Taupunkt 14 °C und der Luftdruck 1016 hPa QNH.

BEURTEILUNG

Hubschrauber dieses Musters weisen einen vollartikulierten Dreiblattauptrotor mit drei Schwenkdämpfern auf. Die Dämpfer haben die Aufgabe, die Schlag- und Schwenkbewegungen der Rotorblätter zu steuern. Ferner weist das Landegestell vier Stickstoff-Oel-Federbeindämpfer, die zwischen Rumpfmittelstruktur und Landekufen montiert sind. Sie haben die Aufgabe, den Landestoss abzufangen und Bodenresonanz zu verhindern.

Hubschrauber, die mit einem Hauptrotor dieser Bauart ausgerüstet sind, haben die Eigenart, bei fehlerhaften Dämpfungscharakteristiken der Schwenkdämpfer oder/und der Stossdämpfer am Landegestell Kräfte zu erzeugen, deren Ursprung in einer dynamischen Unwucht des Hauptrotors liegt und in eine heftige Wechselwirkung zwischen Hubschrauber und Geländeboden (je härter der Boden, desto heftiger die Reaktion) münden kann.

Der Helikopter beginnt immer heftiger auf dem Landegestell zu schaukeln, sodass der Pilot oft nicht mehr in der Lage ist, die Selbstzerstörung des Helikopters zu verhindern. Durch ihre strukturelle Widerstandsfähigkeit bleiben in der Regel die Geometrie der Kabine und somit auch die körperliche Integrität der Insassen erhalten, währenddem die übrigen Bauteile zerstört werden.

Die Ueberprüfung der Landegestell-Stossdämpfer hat Druckwerte und Oelmengen ergeben, die unterhalb der Mindestmasse lagen. Obwohl die erhaltenen Werte nach dem Ereignis und an zum Teil beschädigten Teilen gemessen wurden und deshalb mit Vorsicht zu interpretieren sind, können fehlerhafte Dämpfungscharakteristiken der Stossdämpfer als Störungsursache in Betracht gezogen werden.

Wie ein Pilot beim Auftreten von Bodenresonanz sich zu verhalten hat, wird im Flughandbuch nicht erwähnt. Im vorliegenden Fall trat das Schaukeln ein, als der Hauptrotor eine Drehzahl erreicht hatte, die ein Abheben des Helikopters ermöglicht hätte.

URSACHE

Das Auftreten der Bodenresonanz beim Startvorgang ist mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit auf veränderte Dämpfungscharakteristiken der Landegestell-Stossdämpfer zurückzuführen.

Bern, 11. August 1988

Der Untersuchungsleiter:

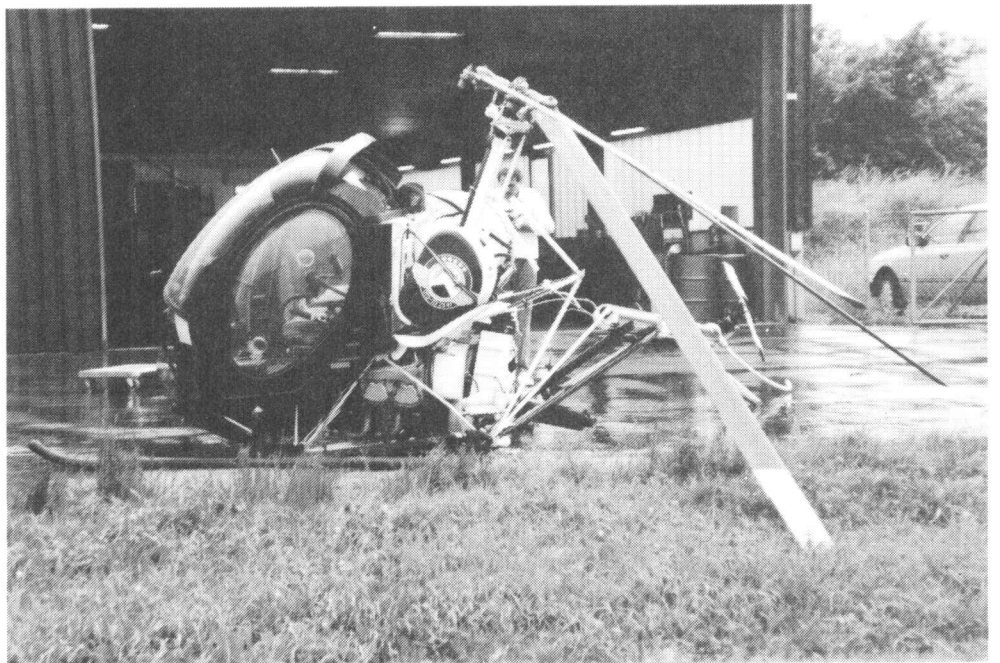
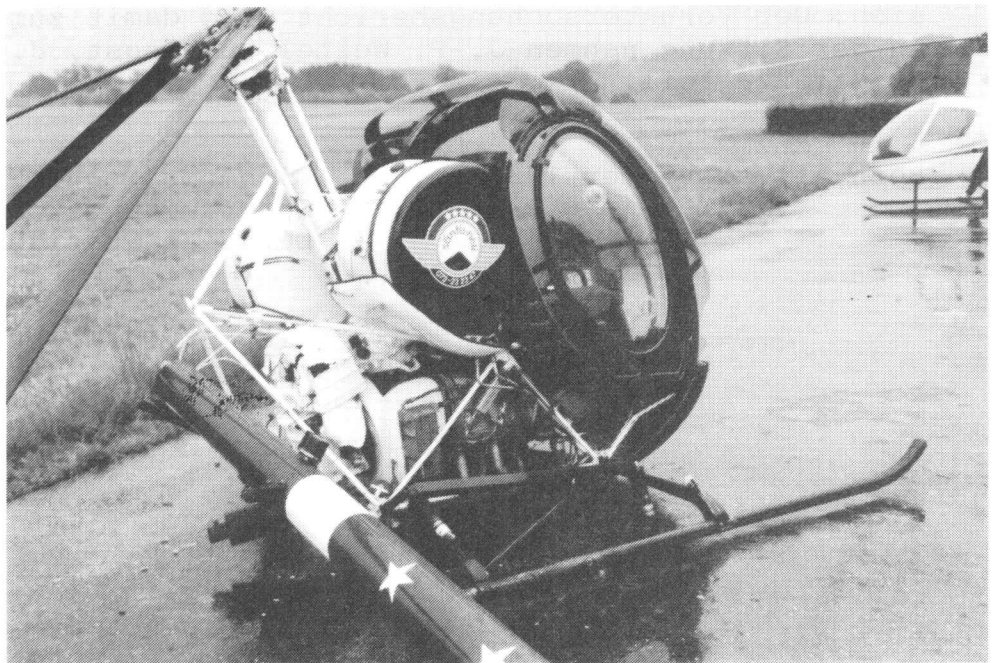
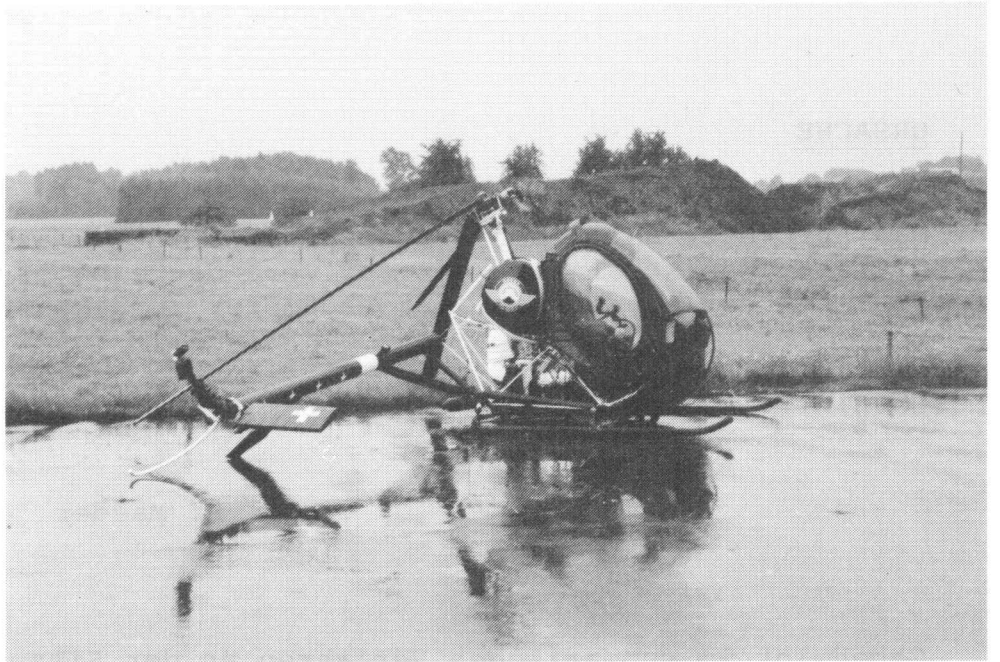
sig. H. Maeder

Genehmigt im summarischen Verfahren an der Sitzung vom 11. November 1988 der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission. Der Voruntersuchungsbericht wird damit zum Schlussbericht. An der Sitzung nahmen J.-P. Weibel, H. Angst, J.-B. Schmid und M. Marazza teil.

Bern, 11. November 1988

Eidgenössische Flugunfall-
Untersuchungskommission
Der Vize-Präsident:

sig. J.-P. Weibel



URSACHE

Das Auftreten der Bodenresonanz beim Startvorgang ist mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit auf veränderte Dämpfungscharakteristiken der Landegestell-Stossdämpfer zurückzuführen.

Bern, 11. August 1988

Der Untersuchungsleiter:

sig. H. Maeder

Genehmigt im summarischen Verfahren an der Sitzung vom 11. November 1988 der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission. Der Voruntersuchungsbericht wird damit zum Schlussbericht. An der Sitzung nahmen J.-P. Weibel, H. Angst, J.-B. Schmid und M. Marazza teil.

Bern, 11. November 1988

Eidgenössische Flugunfall-
Untersuchungskommission
Der Vize-Präsident:

sig. J.-P. Weibel

