



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Hubschraubers Agusta Bell 204 B HB-XCQ

vom 26. Oktober 1976

bei Domat/Ems (GR)

Summarisches Verfahren

RESUME

Le mardi 26 octobre 1976, le pilote assure avec un hélicoptère Agusta Bell 204 B un transport de béton entre un camion stationné à Domat/Ems et les mayens d'Ems. Au moment où il soulève la troisième charge de béton, il constate une perte de puissance de la turbine. Larguant la charge, il tente de dégager latéralement ; l'hélicoptère accroche toutefois un autre camion et heurte le sol avec le rotor. Le pilote est indemne, l'hélicoptère gravement endommagé.

Cause de l'accident

La panne de la turbine est due à un décrochage du compresseur du générateur de gaz, consécutif à la rupture en fatigue d'une aube du 4^e étage du compresseur.

EIDG. BÜRO FÜR
FLUGUNFALLUNTERSUCHUNGEN
U N T E R S U C H U N G S
B E R I C H T

U N T E R S U C H U N G S B E R I C H T

LUFTFAHRZEUG Hubschrauber Agusta Bell 204 B HB-XCQ
HALTER)
EIGENTÜMER Heliswiss, Schweiz. Helikopter AG, Belp

PILOT Jahrgang 1937
AUSWEIS Führerausweis für Berufspiloten
(Hubschrauber)

FLUGSTUNDEN

| | |
|-------------------------------------|---|
| INSGESAMT 4757 | WÄHREND DER LETZTEN 90 TAGE 198 |
| MIT DEM UNFALLMUSTER 2200 | WÄHREND DER LETZTEN 90 TAGE 144 |

ORT Domat / Ems / GR
KOORDINATEN 753'175/188'150 **HÖHE ü/M** 600 m
DATUM UND ZEIT 26. Oktober 1976, 1415 Uhr MEZ (GMT+1)

BETRIEBSART Gewerbsmässig (aerial work)
FLUGPHASE Start
UNFALLART Triebwerkausfall

PERSONENSCHADEN

| | BESATZUNG | FLUGGÄSTE | DRITTPERSONEN |
|------------------|-----------|-----------|---------------|
| TÖDLICH VERLETZT | | | |
| VERLETZT | | | |
| NICHTVERLETZT | 1 | | |

SACHSCHADEN AM LUFTFAHRZEUG erheblich**SACHSCHADEN DRITTER** ---

UNFALLHERGANG

Am 26. Oktober 1976 führte der Pilot im Auftrag einer Baufirma Transportflüge (Betonkies) von Domat/Ems nach den Emser Maiensässen aus.

Das Transportgut wurde mit Lastwagen bis zu einem auf einer Wiese am südlichen Ausgang der Ortschaft eingerichteten Start- bzw. Umladeplatz gefahren.

Der Unfall ereignete sich beim Start zum dritten Flug. Der Pilot wartete schwebend über einem Lastwagen auf das Anhängen des nächsten Betonkübels. Nachdem der Pilot das Zeichen für den Wegflug erhalten hatte, hob er die Last zur Überprüfung des Gewichtes ab. In diesem Augenblick hörte er einen Knall und stellte fest, dass das Triebwerk an Leistung verlor.

Der Pilot, der sich mit dem Helikopter senkrecht über dem Lastwagen in rund 5-6 m Höhe befand, versuchte seitlich wegzuziehen. Gleichzeitig klinkte er die Last aus. Der Hubschrauber führte eine Vierteldrehung nach links aus, berührte mit der vorderen linken Rumpfseite die linke hintere Kante der Ladebrücke eines mit Betonkübeln bereitstehenden zweiten Lastwagens, kippte dadurch leicht nach rechts um und schlug in Schräglage mit der Kufe und den Rotorblättern am Boden auf.

Verletzt wurde niemand. Brand brach keiner aus. Der Pilot hatte, bevor er die Kabine fluchtartig verliess, den Hochdruckhahn der Brennstoffanlage geschlossen. Als er sich einige Meter vom Hubschrauber entfernt hatte, merkte er, dass das Triebwerk noch weiterlief. Er kehrte zur Kabine zurück, schloss den Niederdruckhahn und stellte den "Auto-Manual"-Schalthebel auf "Manual" um. Einige Sekunden später stellte das Triebwerk ab.

BEFUNDE

Auf der Unfallstelle wurden u.a. folgende Befunde erhoben:

- Die Antriebswelle war, bedingt durch die beim Aufschlag am Boden entstandenen Deformationen des Hauptrotors vom Rotorhauptgetriebe getrennt.

- Der Rumpf wies ein grösseres Loch auf, das vom Aufschlag auf die Ladebrückenkante des Lastwagens herrührte. Die im Bereich des Lochs durchführenden elektrischen Verbindungen waren zerrissen oder beschädigt. Die Verbindungsstange vom Gasdrehgriff (rotor speed selector control and manual throttle control) zum Computer des elektrischen Kontrollsystems des Triebwerkes war gebrochen.
- Der Steuerhebel des Drosselventil-Antriebsgerätes (throttle actuator) befand sich am Anschlag des aktivierten F.I.S. (flight idle stop).
- Die Einlassleitschaufeln des Kompressors waren geschlossen.
- Die Überdreh-Abschalt-Vorrichtung der freien Turbine hatte angesprochen.
- Der Brennstoff-Hochdruckhahn war infolge Beschädigung der elektrischen Verkabelung offen geblieben.
- Das Drosselventil-Antriebsgerät war auf "manual throttle control" umgeschaltet.

Das äusserlich nur leicht beschädigte Triebwerk des Baumusters Rolls Royce Gnome H 1200 Mk610 wurde unter Aufsicht der britischen Luftfahrtbehörden beim Hersteller zerlegt und einer Detailuntersuchung unterzogen.

Bei der Zerlegung des Gasgenerators wurde festgestellt, dass der Kompressor schwere Beschädigungen aufwies, die auf den Bruch eines Blattes der 4. Kompressorenstufe zurückzuführen ist. Das gebrochene Blattstück lag noch im Triebwerk und konnte geborgen werden.

Die übrigen 54 Blätter der 4. Kompressorenstufe wurden einer Rissprüfung unterzogen. Dabei wurde ein weiteres Blatt entdeckt, welches bereits angerissen war. Der Anriss befand sich in der Blattwurzel im Bereich der Bruchzone des abgebrochenen Vorgefundenen Blattes.

Das angerissene Blatt und das schwalbenschwanzförmige Wurzelstück des gebrochenen Blattes wurden in Bezug auf Masseinhaltung bei der Herstellung und Oberflächengüte, obschon eine Überprüfung des gebrochenen Wurzelstückes infolge

der erlittenen Beschädigungen nur noch beschränkt möglich war, als befriedigend beurteilt und innerhalb der zulässigen Toleranzen befunden.

Eine Laboruntersuchung hat gezeigt, dass die Bruchfläche Merkmale eines rasch fortschreitenden Ermüdungsbruches (high cycle fatigue) aufwies, mit Beginn an einer Ecke des Schwalbenschwanzes auf der hohlen Seite des Blattes. Mängel im Material (corrosion-resisting steel forging BSEM 789) fanden sich keine. Die Härte des Werkstoffes lag im Durchschnitt bei 251 HV (zulässige Werte 237 bis 286 HV).

Das Triebwerk wies 759 Betriebsstunden mit 1618 Zyklen (engine cycles) auf, wovon 143 Stunden mit 509 Zyklen nach der letzten Teilrevision, anlässlich welcher sämtliche Blätter der 4. Kompressorenstufe ersetzt wurden. Die Lebensdauer dieser Bauteile ist nicht beschränkt.

Nach Angaben des Herstellers ist dies der erste aufgezeichnete Bruch eines Kompressorenblattes in rund 2 1/2 Millionen Betriebsstunden mit GNOME-Triebwerken.

BEURTEILUNG

Der plötzliche Leistungsabfall des Triebwerkes ist primär auf einen rasch fortschreitenden Ermüdungsbruch eines Blattes der 4. Kompressorenstufe zurückzuführen.

Nach Schätzung des Herstellerwerkes sind mehrere zehntausend Betriebszyklen notwendig, bis ein Ermüdungsriß entstehen und sich fortpflanzen kann. Die betreffenden Kompressorenblätter wiesen jedoch erst 509 Zyklen auf. Diese Zahl ist im Verhältnis so niedrig, dass die Anzahl Betriebszyklen als Bruchursache ausser Betracht fällt.

Nach Ansicht des mit der Materialuntersuchung beauftragten Labors ist vielmehr anzunehmen, dass das Versagen der Kompressorenblätter auf ein Flattern derselben infolge aerodynamischer Instabilität zurückzuführen ist.

Flattererscheinungen zusammen mit der hohen achsialen Belastung, welcher diese Bauteile ausgesetzt sind, und ungenügende Dämpfung zwischen den Blattplattformen können einen Ermüdungsriß auf der belasteten Seite der

schwalbenschwanzförmigen Befestigung verursachen. Ungenügende Dämpfung kann entstehen, wenn das Spiel zwischen den angrenzenden Blattplattformen zu gross ist.

Die durch den Bruch des Kompressorenblattes verursachten Beschädigungen haben sehr wahrscheinlich zu einem Strömungsabriss im Kompressor (compressor stall) mit sofortigem Leistungsabfall und rascher Zunahme der Abgastemperatur geführt. Die Zunahme der Abgastemperatur hatte zur Folge, dass das computergesteuerte Kontrollsystem des Triebwerkes die Brennstoffzufuhr auf "flight idle" drosselte. Der Hubschrauber verlor dadurch sofort an Höhe und schlug hart am Boden auf. Beim Aufschlag riss die mechanische Verbindung zwischen Turbine und Hauptrotor. Die vom Gasgenerator angetriebene und nun frei gewordene Turbine beschleunigte, bis die Überdreh-Abschaltvorrichtung das Triebwerk stilllegte.

UNFALLURSACHE

Der Ausfall des Triebwerkes ist sehr wahrscheinlich auf einen Abriss der Strömung im Kompressorenteil des Gasgenerators infolge Ermüdungsbruch eines Blattes der 4. Kompressorenstufe zurückzuführen.

Bern, 1. Februar 1979

Der Untersuchungsleiter

Genehmigt an der Sitzung der Eidg. Flugunfall-
Untersuchungskommission vom 30. März 1979 mit einer Änderung
in Ziffer 2 der Beurteilung.