



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'investigaziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Schlussbericht Nr. 1920

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters Agusta Bell AB206B Jet Ranger III, HB-XUW

vom 9. August 2003

in Rotgrueb/Chäshalten, Gemeinde Rümlang/ZH,

ca. 2.5 km SW von Zürich Flughafen

Causes

L'accident est dû au fait que la conduite pneumatique reliant l'unité de commande de carburant (*fuel control unit*) à l'accumulateur présentait une fuite. Par la suite, le moteur de l'hélicoptère a perdu de sa puissance. Le pilote a été contraint d'exécuter un atterrissage d'urgence au cours duquel l'hélicoptère a été endommagé.

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 koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt im Unfallzeitpunkt die mitteleuropäische Sommerzeit (MESZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MESZ und 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	BB Heli AG, 8172 Niederglatt
Halter	BB Heli AG, 8172 Niederglatt
Luftfahrzeugmuster	Helikopter Agusta Bell AB206B Jet Ranger III
Herstellerstaat	Italien
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-XUW
Ort	Rotgrueb/Chäshalten, Gemeinde Rümlang/ZH
Datum und Zeit	9. August 2003 um 13:45 UTC

Allgemeines

Kurzdarstellung

Der Helikopter Agusta Bell AB206B Jet Ranger III befand sich am Nachmittag des 9. August 2003 auf einem privaten lokalen Rundflug, mit Start- und Zielort Zürich Flughafen. Während des Einfluges über die VFR-Route 2 traten Triebwerkprobleme auf. Der Pilot entschied sich zu einer Notlandung. Beim Aufsetzen und anschliessenden Rutschen auf einer Wiese durchschlag der Hauptrotor die Antriebswelle des Heckrotors. Alle drei Insassen konnten den Helikopter unverletzt verlassen.

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am 9. August 2003 um 13:45 UTC. Die Platzverkehrsleitstelle 'Zürich Tower' löste Alarm aus, worauf die Flugplatzfeuerwehr an den Unfallort, welcher ca. 2.5 Kilometer vom Feuerwehrstandort entfernt ist, aufgeboten wurde.

Der Untersuchungsleiter des BFU traf um 16:30 UTC auf der Unfallstelle ein und eröffnete die Untersuchung.

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass die Luftsteuerleitung zwischen *fuel control unit* und *accumulator* undicht war. Daraufhin verlor das Triebwerk des Helikopters Leistung. Der Pilot musste eine Notlandung durchführen, bei welcher der Helikopter beschädigt wurde.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Der Helikopter vom Typ Agusta Bell AB206B mit der Registration HB-XUW wurde von der Firma BB Heli AG als Charter- und Schulhelikopter sowie im gewerbsmässigen Einsatz verwendet. Der Pilot reservierte den auf dem Flughafen Zürich stationierten Helikopter einige Tage vor dem Unfallflug. Er beabsichtigte, mit einem Bekannten und einem Kind an Bord einen Lokalflug durchzuführen. Am Samstag 9. August übernahm er den Helikopter HB-XUW auf dem *helipad east*. Der Pilot, der die HB-XUW vor ihm geflogen hatte, übergab ihm den Helikopter mit laufendem Triebwerk. Gemäss Aussage des Piloten des Unfallfluges waren anlässlich der Übergabe ca. 30 USG Treibstoff an Bord.

1.1.2 Flugverlauf

Der Pilot erhielt die Erlaubnis, über die Ausflugroute 4 (Dübendorf) die *CTR Zurich* zu verlassen. Anschliessend flog er über die Pfannenstielkette, den Zürichsee und die Albiskette in die Gegend von Bremgarten. Auf diesem Flugweg wollte der Passagier seinen Arbeitsplatz auf der Üetlibergtunnel-Baustelle besichtigen. Der Pilot erhielt auf seine Anfrage hin von der Platzverkehrsleitstelle *Zurich TWR* die Bewilligung, über die Einflugroute 2 via Gasometer und Katzenssee in die *CTR Zurich* einzufliegen. Er passierte Gasometer auf ca. 3500 ft und begann den Sinkflug Richtung Katzenssee, wo er auf ca. 2500 – 3000 ft ankam. Der Pilot erhielt die Anweisung, den *helipad east* anzufliegen. Den weiteren Flugverlauf schildert der Pilot wie folgt:

„Jetzt begann der Heli auf einmal zu schütteln, etwa gleichzeitig kam die gelbe low rotor RPM Warnlampe an. Ob dazu eine akustische Warnung ertönte kann ich nicht mehr sagen. Als Reaktion leitete ich sofort einen starken Sinkflug ein, um wieder Geschwindigkeit aufzuholen und senkte den Kollektivhebel, worauf die Warnung wegging. Dazu kontrollierte ich, ob der twist grip voll offen war, was er auch war. Nach dem Erlöschen der low rotor RPM Lampe dachte ich, dass jetzt vielleicht alles wieder normal laufe, als ich dann aber erneut am Kollektivblattverstellhebel zog kam die low rotor RPM Warnung aber sofort wieder an, zudem fühlte ich starke Vibrationen. Ich entschloss mich zu einer Autorotation in Richtung der Felder, welche rechts vor mir lagen. Ich mag mich an keine Geschwindigkeiten während der Autorotation mehr erinnern. Aufgrund der noch zur Verfügung stehenden Höhe machte ich keine klassische Autorotation mit flare, sondern fast einen normalen Anflug, wobei ich die letzten Meter schon noch einen flare durchführte. Das Aufsetzen war zwar härter als eine normale Landung, aber eigentlich nicht so schlimm.“

Der vorne sitzende Passagier nahm die Situation wie folgt wahr: *„Auf einmal ging die Nase des Helikopters überraschend nach unten. Ich kann es nicht mit Bestimmtheit sagen, aber ich mag mich nicht mehr an eine Warnung, ob akustisch oder optisch, erinnern.“*

Nachdem der Helikopter auf den Kufen zum Stillstand gekommen war stellte der Pilot fest, dass das Triebwerk noch lief. Er reduzierte mit dem *twist grip*

die Drehzahl auf Leerlauf und versuchte dann, das Triebwerk wieder zu beschleunigen, wobei er den Eindruck erhielt, dass das Triebwerk nicht richtig hochdrehen wollte und eher abzustellen drohte. Er liess daraufhin das Triebwerk zwecks Abkühlung noch eine kurze Zeit im Leerlauf laufen, bevor er es abstellte.

Weiter sagte der Pilot aus: „ ... *Im ganzen Ablauf habe ich ein- bis zweimal die rote Lampe (engine out) gesehen.*“

Gemäss den vorgefundenen Schleifspuren am Boden und am Heckrotorschutzbügel hat der Helikopter den Boden mit einem grossen positiven Lagewinkel berührt und die restliche Vorwärtsgeschwindigkeit rutschend und schiebend während einigen Metern auf dem trockenen Terrain abgebaut. Im Verlaufe dieses Vorgangs sind starke Verzögerungskräfte aufgetreten.

Beim Verlassen des Helikopters stellte der Pilot fest, dass der Hauptrotor noch drehte, der Heckrotor aber still stand.

Alle Insassen konnten den auf den Kufen stehenden Helikopter normal und unverletzt verlassen.

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	---	---
Leicht oder nicht verletzt	1	2	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Beide Hauptrotorblätter hatten die auf der Oberseite des Heckauslegers verlaufende Heckrotorantriebswelle durchschlagen, der Heckausleger war bei der harten Landung gestaucht worden.

1.4 Drittschaden

Geringfügiger Landschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Pilot

Person	Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1964
Lizenz	PPL (H), Erstaussstellung in der Schweiz am 13.06.1997
Berechtigungen	RTI(VFR)
Helikoptermuster	B 206 / 206L, EC120B
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 2

Letzte fliegerärztliche Untersuchung	05.10.2001, Befund: tauglich ohne Einschränkungen
Flugerfahrung	150:59 h gesamthaft auf Helikoptern
auf dem Unfallmuster	Ca. 70 h
während der letzten 90 Tage	11:53 h, alle auf dem Unfallmuster

Der Pilot begann seine fliegerische Ausbildung auf Flächenflugzeugen. Er erwarb im Juli 1994 die PPL(A). Die Berechtigung zum Fliegen mit einmotorigen Flugzeugen SEP(L) war zum Zeitpunkt des Unfalles gültig.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Allgemeines

Muster	Agusta Bell AB206B Jet Ranger III
Hersteller	Giovanni Agusta SPA, Italien
Immatrikulation	HB-XUW
Charakteristik	Helikopter mit halbstarrem (<i>semi-rigid</i>) Zweiblatt-Hauptrotor und Turbinenantrieb
Baujahr/Werknummer	1990/8722
Triebwerk	Turbinentriebwerk Allison 250-C20J
Zulassungsbereich	VFR bei Tag und Nacht, Abflüge mit Helikoptern bei Boden- und Hochnebel
Zulassungsbereich im gewerbsmässigen Einsatz	VFR bei Tag
Betriebsstunden	3634:26 h
Lufttüchtigkeitszeugnis	Kategorie Standard, ausgestellt vom Bundesamt für Zivilluftfahrt am 16.03.1995

1.6.2 Triebwerk

Werknummer	CAE-270 367
Betriebszeit seit neu	3634:26 h
Betriebszeit	
seit Überholung	135:17 h
Betriebszeit seit Einbau	135:17 h

1.6.3 Masse und Schwerpunkt

Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb des zulässigen Bereiches.

1.6.4 Unterhalt

Das im Unfallhelikopter eingebaute Triebwerk vom Typ Allison 250 PN250-C20J/SN CAE-270367 wurde bei der Firma Standard Aero Canada repariert und überholt. Anschliessend wurde es zwischen dem 26.02. und 01.04.2003 von der Firma Ben Air Helicopter-Service AG im HB-XUW eingebaut. Zu diesem Zeitpunkt wies der Helikopter eine Gesamtflugstundenzahl von 3499:09 h auf.

Beim Stand von 3554:37 h wurde zwischen dem 02.06. und dem 19.06.2003 im Unterhaltsbetrieb Ben Air Helicopter-Service AG die 1500 h-Kontrolle am HB-XUW durchgeführt. Anlässlich dieser Arbeiten wurden diverse dynamische Komponenten ausgebaut, überholt resp. inspiziert und anschliessend wieder eingebaut. Der Ein- resp. Ausbau dieser Komponenten fand bei der Ben Air Helicopter-Service AG statt. Teile wie Hauptrotormast, Hauptrotorgetriebe, Freilauf und Hauptantriebswelle wurden bei Swiss Helicopter Maintenance inspiziert und überholt. Im Anschluss an diese Arbeiten wurden ein Bodenstandlauf und ein Testflug durchgeführt.

Beim Stand von 3570:20 h wurde gemäss Komponentenkarte am 26.06.2003 im Unterhaltsbetrieb Ben Air Helicopter-Service AG der Triebwerksregler (*PT-governor*) gewechselt.

Beim Stand von 3605:31 h wurde vom 15.-18. Juli 2003 bei der Firma Ben Air Helicopter-Service AG am HB-XUW eine 100 h-Kontrolle an Zelle und Triebwerk durchgeführt.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kapiteln 1.7.2 und 1.7.3 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.7.2 Allgemeine Wetterlage

„Die Schweiz liegt im Einflussbereich eines flachen Hochs. In der Höhe wird leicht feuchtere Luft herangeführt, dadurch können sich am Nachmittag Cumulonimben entwickeln.“

1.7.3 Wetter am Unfallort zur Unfallzeit

„Die folgenden Angaben zum Wetter zur Unfallzeit am Unfallort basieren auf einer räumlichen und zeitlichen Interpolation der Beobachtungen verschiedener Wetterstationen.“

<i>Wolken</i>	<i>1-2/8 CB auf 7500 ft/AMSL, 1-2/8 SC auf 8500 ft/AMSL, darüber 6/8 Cirren</i>
<i>Wetter</i>	<i>-</i>
<i>Sicht</i>	<i>22 km</i>
<i>Wind</i>	<i>auf 1416 ft/AMSL variabel mit 3 Knoten auf 2100 ft/AMSL Nordnordwest mit 2 Knoten auf 2800 ft/AMSL Nordnordwest mit 2 Knoten</i>

<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>35 °C / 9 °C</i>	
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LSZH 1020 hPa</i>	
<i>Gefahren</i>	<i>Keine</i>	
<i>Density altitude</i>	<i>2212 ft/AMSL</i>	
<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimut: 232°</i>	<i>Höhe: 48°</i>

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9 Kommunikation

Im Verlauf der Autorotation informierte der Pilot die Platzverkehrsleitstelle Zurich TWR über die bevorstehende Notlandung ausserhalb des Flughafengeländes. Sowohl während des autorotativen Sinkfluges als auch nach der Landung wurde der Pilot von der Platzverkehrsleitstelle Zurich TWR gefragt, ob er Unterstützung benötige, was er aber verneinte: „*do you need assistance?*“ „*negativ*“.

Der Helikopter war mit einem ELT ausgerüstet, welches bei der Landung nicht ausgelöst wurde.

1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Nicht vorhanden; nicht vorgeschrieben.

1.12 Informationen über die Unfallstelle und den beschädigten Helikopter

1.12.1 Unfallstelle

Das vom Piloten für die Autorotation ausgewählte Feld lag in einer über dem allgemeinen Terrain gelegenen Ebene. Das Gelände war eben und mit stoppeligem und ausgetrocknetem Gras überwachsen. Dieses Feld konnte aus nahezu allen Richtungen angefliegen werden. Eine Telefon- sowie eine Starkstromleitung schränkten die möglichen Anflugrichtungen nur leicht ein.

Koordinaten: 682 175 / 254 855

1.12.2 Beschädigter Helikopter

Die einzige gut sichtbare äussere Beschädigung des Helikopters war die durchschlagene Heckrotorantriebswellenverschalung auf der oberen Seite des Heckauslegers. Die unter dieser Verschalung verlaufende Heckrotorantriebswelle war durchgetrennt. Beide Hauptrotor-Blattenden waren leicht beschädigt, am Übergang vom Rumpf zum Heckausleger waren Spuren einer Stauchung zu sehen. Der Heckrotorschutzsporn zeigte deutliche Schleifspuren. Die Platte um den unterhalb des Hauptrotorgetriebes angebrachten Pin zeigte deutliche Einschlagspuren.

1.12.2.1 Befunde an der Unfallstelle bei der Bergung

1.12.2.1.1 Tankinhalt

Anlässlich der ersten Bestandesaufnahme an der Unfallstelle blieb die Anzeige des Tankinhaltes mehrmals bei ca. 4 USG hängen. Nach einigen weiteren Einschaltvorgängen (Battery ON-OFF-ON) zeigte die Tankanzeige ca. 20 USG. Der Untersuchungsleiter liess auf der Unfallstelle 23 Liter Treibstoff ab. Nach der Bergung des Helikopters wurde im Unterhaltsbetrieb die noch vorhandene Restmenge ermittelt, wobei nochmals 55 Liter abgelassen werden konnten. Gesamthaft haben sich somit ca. 78 Liter im Tank befunden. Die Anzeige von ca. 20 USG war richtig.

1.13 Medizinische Feststellungen

Es gibt keine Anhaltspunkte dafür, dass der Pilot im Unfallzeitpunkt unter Alkohol- oder Medikamenteneinfluss stand.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Überlebenschancen

1.15.1 Überlebbarkeit des Unfalls

Im Verlaufe der Notlandung/Autorotation konnte der Pilot sowohl die Vertikal- als auch die Horizontalkomponente der Bewegung des Helikopters soweit abbauen, dass für die Insassen keine die Gesundheit beeinträchtigenden Kräfte auftraten.

1.15.2 Alarmierung und Rettung

Der Platzverkehrsleiter von ZRH Tower löste Alarm aus, worauf die Flughafenfeuerwehr an den Unfallort ausrückte und dort wenige Minuten nachdem der Helikopter zum Stillstand gekommen war, eintraf.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Untersuchungen am Triebwerk

Nach der Bergung des Helikopters wurden folgende Arbeiten ausgeführt (Auszug aus dem Arbeitsbericht):

"Auszuführende Arbeiten

Restmenge fuel im Tank ermitteln

Fuel filter auf Rückstände überprüfen

Fuel boost pump auf Funktion überprüfen

Ausgeführte Arbeiten

Hintere Pumpe leer bei 45 Liter

Nach 55 Liter beide Pumpen leer

Zellenseitige Filter normal, Triebwerk fuel filter weist schwarze Partikel auf

Hintere Pumpe: 12 PSI

(mit stehendem Triebwerk 28V APU Spannung)

Vordere Pumpe: 10 PSI

<i>Alle fuel control Leitungen auf Dichtigkeit überprüfen</i>	<i>1 Leitung am fuel control lose (Leitung vom accumulator)</i>
<i>Triebwerk auf Späne untersuchen</i>	<i>keine Späne am magnetic plug</i>
<i>Triebwerk auf äusserliche Schäden untersuchen</i>	<i>keine Schäden vorhanden"</i>

Aufgrund des Befundes '1 Leitung am fuel-control lose' (Leitung vom accumulator) wurde das Triebwerk bei einem spezialisierten Betrieb auf dem Prüfstand getestet.

Am 18. September 2003 fand im Beisein des Untersuchungsleiters auf dem Prüfstand ein Standlauf statt, bei welchem die Funktion des Triebwerkes sowie die abgegebene Leistung gemessen wurde.

Auszug aus dem Testbericht:

"Summary

On engine receipt at (Unterhaltsbetrieb), an inspection was carried out of the external condition and the engine log book was surveyed. The following anomalies were noted:

- The Compressor, Turbine and Accessory Gearbox modules found fitted were not recorded in the engine log book Assembly Record cards (Part V) although the correct module log cards were in the engine log book. No reference was made in the Engine log book when these modules were installed, no reference was made on the module log cards stating which engine they were installed on, and when they were installed.*
- Pneumatic air tube (Pt No 6877277) "B" nut (siehe Beilage 1) between accumulator and Fuel Control Unit was found to be loose at the FCU connection. Air leak found at this point during receipt pneumatic test. Torque slippage paint previously applied to "B" nut found to be incorrect for torque loading required.*
- Pneumatic air tube (Pt No 230546628) between Compressor scroll and PC air filter was found to be installed incorrectly (PC air filter strengthened end "B" nut installed at scroll) This tube is marked "PC filter this end" at the "B" nut.*

The engine test consisted of three phases:

Phase 1:

The engine was tested with the pneumatic air tube between the accumulator and the Fuel Control Unit correctly fitted and torque loaded. This was to prevent any possible high lightoff temperatures during start.

The engine started correctly and was taken up to maximum condition (100% $N_1 + N_2$) and stabilized for 2 minutes. No anomalies were detected with an observed and uncorrected 429 shaft horse power being produced.

The engine was retarded to normal cruise setting with no anomalies detected.

Phase 2:

Whilst the engine was running in the Normal Cruise setting, the "B" nut of Tube Pt No 6877277 (Accumulator to Fuel Control) was loosened sufficiently to align the torque slippage paint (original received leaking position). The engine instantly lost approx. 100 degree Celsius and 64 SHP. With the "B" nut still loose, the engine was taken up to maximum conditions and achieved 420 SHP (-9 SHP from 1st plot). The engine was retarded to normal cruise settings.

Phase 3:

With the engine running at normal cruise setting with the "B" nut still loose, tube Pt No 6877277 (Accumulator to Fuel Control) was moved by hand to simulate normal vibration and ram air effect that would be encountered with the engine installed in an aircraft. On moving the tube, the engine instantly lost power to an extent that a flame out occurred and the engine shut down."

2 Beurteilung

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Triebwerk

Anlässlich der Demontage des Triebwerks wurde festgestellt, dass die "B"-nut der Steuerleitung zwischen dem *accumulator* und der *fuel control unit* an letzterem nicht richtig angezogen war. Die Farbmarkierung (*torque slipping paint*), welche nach dem Anziehen mit dem korrekten Drehmomentwert angebracht wird, war um ca. 30° in Richtung 'lose' verschoben. Bei korrekter Installation ist diese Verbindung luftdicht. Bei entsprechender mechanischer Belastung, wie sie z.B. in Turbulenz oder bei wechselhaften Luftströmungsverhältnissen innerhalb des Triebwerkraumes auftritt, kann an dieser Verbindung ein Leck entstehen. Dies führt zu einem reduzierten Druckluftsignal an die *fuel control unit* und somit zu einer Leistungsreduktion.

Auf dem Triebwerkprüfstand konnte diese Situation nachgestellt werden. Ohne Vibrationen erbrachte das Triebwerk die Leistungswerte gemäss Spezifikation oder besser. Sobald aber künstlich erzeugte Vibrationen auftraten zeigte sich das Leck, worauf die Triebwerkleistung von der *fuel control unit* reduziert wurde. Auf dem Prüfstand stellte das Triebwerk anlässlich einer solchen simulierten Situation ab.

2.1.2 Unterhalt

Es ist bekannt, dass undichte Leitungen am *fuel control system* zu Störungen in diesem komplexen Regelkreis führen. Der Triebwerkhersteller Rolls-Royce, welcher die Allison 250 Triebwerke herstellt, schreibt in der *'List of warnings'* zu diesem Thema folgendes:

"Proper tightening of engine tubing connections is critical to flight safety. Correct torque values must be used at all times. Excessive torque on pneumatic sensing system connections results in cracking of the flare or adjacent tube area in contact with the ferrule. This produces an air leak which can cause flameout, power loss, or overspeed.

Torque paint (slippage marks) shall be applied to all rigid tube B-nuts in accordance with rigid tube installation procedures. Torque paint shall be removed and reapplied anytime the B-nut is retightened.

Tubing B-nuts used in installations exposed to a high degree of vibration and pressure surges are subject to torque relaxation when improperly tightened."

Speziell die an den Allison 250 Triebwerken verwendete Konstruktion mit den erwähnten "B"-nuts darf weder verkantet installiert werden, noch darf die damit verschraubte Leitung unter mechanischer Spannung stehen. Zudem müssen die richtigen Drehmomente für die Installation dieser „B“-nuts angewendet werden. Bei jeder Kontrolle sowie immer wenn eine Leitung auf einer Seite gelöst wird (*disturbed*), müssen beide Seiten der Leitung sowie die spannungslose Installation überprüft werden. Neue Farbmarkierungen sind in solchen Fällen immer nötig.

Letzte 100h-Kontrolle vor dem Unfall

Am 26. Juni 2003 wurde der *PT-governor* der HB-XUW gewechselt. Anlässlich dieser Arbeit muss die Verbindungsleitung zwischen *accumulator* und *fuel control unit* gelöst worden sein (*disturbed*). Daraufhin hätte sie auch wieder korrekt installiert und mit einem neuen *torque slipping paint* versehen werden müssen.

Die letzte 100 h-Kontrolle vor dem Unfall wurde am 18. Juli 2003 abgeschlossen, d.h. ca. 3 Wochen vor dem Unfall. Zwischen dieser Kontrolle und dem Unfall wurde die HB-XUW während 28:55 h geflogen. Ob sich die zum Unfallzeitpunkt lose „B“-nut seit dem Wechsel des *PT-governor* im Verlaufe des Betriebs langsam weiter gelöst hat und ob der Sitz dieser „B“-nut und der Farbmarkierung anlässlich der 100h-Kontrolle vom 18. Juli 2003 überprüft wurde, muss offen bleiben.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Im Sinkflug nach dem Überflug des Meldepunktes Katzenssee verspürte der Pilot als erste Unregelmässigkeit ein Schütteln, etwa gleichzeitig nahm er die Warnung ‚ROTOR LOW RPM‘ wahr. Diese Symptome können durch Leistungsschwankungen infolge des Lecks an der Verbindungsleitung zwischen *fuel control unit (FCU)* und *accumulator* verursacht worden sein.

Die Reaktion des Piloten, im Falle einer Motorenpanne sofort die Nase des Helikopters zu senken, muss als antrainierter Reflex aus seiner Flächenflugerfahrung kommen. Bei einer Motorenpanne eines einmotorigen Helikopters ist diese Reaktion grundsätzlich falsch. Durch das wichtige Absenken des *collective* Hebels verhinderte er aber, dass die Drehzahl unterhalb des zulässigen Bereichs fiel.

Nachdem der Pilot den richtigen Entschluss fasste, eine Autorotation einzuleiten, wurde diese nicht konsequent durchgeführt. Seine Aussage, nicht eine klassische Autorotation durchführen zu wollen, aber im letzten Moment doch noch einen *flare* einzuleiten, wirkt verwirrend und bestätigt seine Unsicherheit.

Aufgrund der Schilderung des Piloten kann davon ausgegangen werden, dass diese Autorotation nur dank der gutmütigen Autorotationseigenschaften des Helikoptermusters Jet Ranger sowie des gut geeigneten Geländes ohne weitere Konsequenzen ausgegangen ist.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen Führerausweis für Privatpiloten auf Helikoptern, mit eingetragenem Muster B 206/206L, ausgestellt durch das BAZL.
- Der Pilot besass einen Führerausweis für Privatpiloten auf Flächenflugzeugen mit Klassenberechtigung für einmotorige Landflugzeuge.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Helikopter war zum Verkehr zugelassen.
- Gewicht und Schwerpunkt lagen zum Unfallzeitpunkt innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Eine *B-nut* der Luftsteuerleitung zwischen *fuel control unit* und *accumulator* war nicht richtig angezogen und daher die Luftsteuerleitung undicht.
- Dieses Leck führte zu einer von der *fuel control unit* geregelten Leistungsreduktion.
- Das anlässlich eines Prüfstandlaufes gezeigte Verhalten des Triebwerkes entspricht weitgehend jenem, welches vom Piloten geschildert wurde.
- Die Leistungsschwankungen des Triebwerkes führten den Piloten zum Entschluss, eine Autorotation durchzuführen.
- Der Verlauf der Autorotation führte zu einem Abbau von Vertikal- und Horizontalgeschwindigkeit, was Verletzungen der Insassen verhinderte, aber Schäden am Helikopter zuliess.
- Die herrschenden Wetterbedingungen hatten keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass die Luftsteuerleitung zwischen *fuel control unit* und *accumulator* undicht war. Daraufhin verlor das Triebwerk des Helikopters Leistung. Der Pilot musste eine Notlandung durchführen, bei welcher der Helikopter beschädigt wurde.

Bern, 25. Oktober 2006

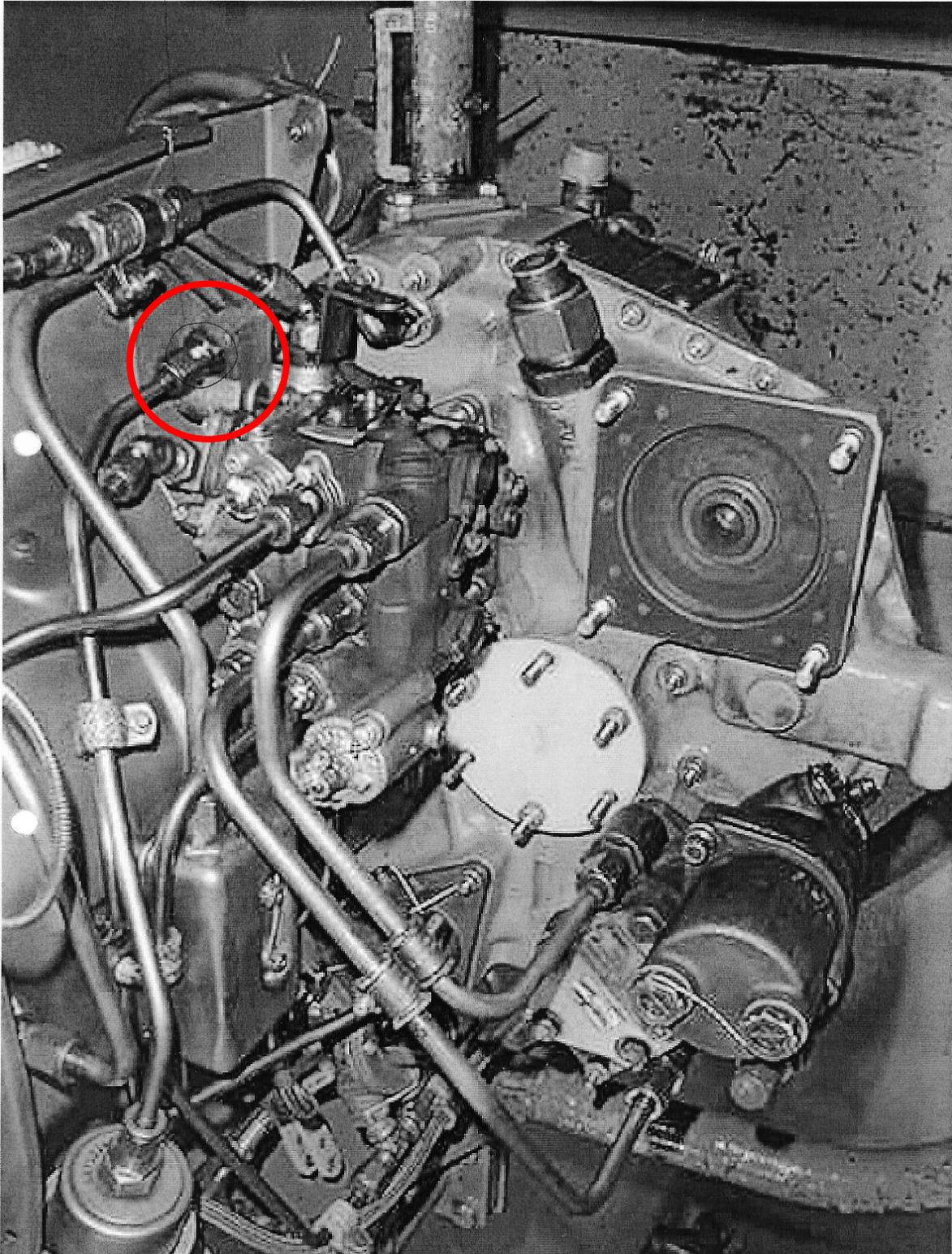
Büro für Flugunfalluntersuchungen

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 Vorfalls 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.

Anlagen

Anlage 1 „B“-nut der Luftsteuerleitung zwischen *accumulator* und *fuel control unit*, FCU-seitig

Anlage 2 Farbmarkierung der „B“-nut nach Anziehen mit dem korrekten Drehmoment

