



Schlussbericht des Büros für Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters Ecureuil AS350B3, HB-ZBN

vom 9. Oktober 2001

8266 Steckborn (Eichhölzli / Schmaläcker)

Cause

L'accident est dû à la collision du rotor avec la tête du pilote après avoir quitté l'hélicoptère.

Les facteurs suivants ont joué un rôle dans l'accident:

- Le pilote a quitté l'hélicoptère de manière précipitée, probablement suite à un fort besoin naturel, avec le moteur en marche et le rotor tournant;
- L'autopilote n'a pas été déclenché après l'atterrissage;
- Le pilote n'a pas remarqué l'inclinaison inhabituelle du disque rotor.

Schlussbericht

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zwecke der Unfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen ist nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 des Luftfahrtgesetzes)

Allgemeines

Kurzdarstellung

Anlässlich einer Landung in der Nähe eines Waldrandes hatte der Pilot bei laufendem Triebwerk und drehendem Rotor den Helikopter verlassen, um sich zu erleichtern. Einige Meter vor der Front des Helikopters wurde der Pilot durch ein Rotorblatt am Kopf getroffen und schwer verletzt.

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am Dienstag den 9. Oktober 2001 gegen 11:50 Uhr Lokalzeit (LT = UTC + 2). Die Untersuchung wurde in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Thurgau kurz nach 12:00 Uhr vor Ort eröffnet. Für spezifische Untersuchungen wurden Helikopter- und Autopilot-Spezialisten beigezogen. Zur Abklärung der Bruchmechanik wurden gewisse Teile metallurgisch untersucht.

1 Festgestellte Tatsachen

1.1 Flugverlauf

Der Pilot startete um 11:11 Uhr Lokalzeit (UTC + 2) auf dem Flugplatz Samedan (LSZS) mit der Absicht, in Mammern am Untersee, bei der Klinik «Schloss Mammern», zu landen. Wenige Minuten vor dieser geplanten Landung verspürte der Pilot einen massiven Harndrang, was ihn veranlasste, ca. 1 km südlich von Steckborn in der Nähe eines Waldrandes zu landen. Laut Aussagen der Passagierin verliess der Pilot unmittelbar nach der Landung den Helikopter, blieb einen Augenblick neben der Türe stehen und begab sich dann einige Meter vor den Helikopter. Dort wurde der Pilot von einem Rotorblatt am Kopf getroffen und brach zusammen. Die Passagierin eilte zur nahe gelegenen Strasse um Hilfe anzufordern. Zurück beim Helikopter erkundigte sich die Passagierin per Handy beim Halter des Helikopters, wie man das Triebwerk abstellt. Über den Brandhahn konnte die Passagierin die Treibstoffzufuhr unterbrechen und somit das Triebwerk abstellen. Danach kam auch der Rotor zum Stillstand.

Der Pilot wurde schwer verletzt.

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Leicht oder nicht verletzt	---	1	---
Schwer verletzt	1	---	---
Tödlich verletzt	---	---	---

1.3 Schaden am Helikopter

Es entstand beträchtlicher Schaden an Rotormast und Rotorkopf.

1.4 Sachschaden Dritter

Keiner

1.5 Beteiligte Personen

1.5.1 Pilot

Schweizerbürger, Jahrgang 1916.

Führerausweis für Privatpiloten, gültig bis 17.05.2003.

Letztes medizinisches Tauglichkeitszeugnis der Klasse II, datiert vom 08.05.2001.

Flugerfahrung auf Helikopter:

ca. 1290 Std. / 6100 Landungen

1.5.2 Passagierin

Schweizerbürgerin, Jahrgang 1944.

Keine fliegerischen Ausweise.

1.6 Helikopter HB-ZBN

Muster:	Ecureuil AS350B3
Hersteller:	Eurocopter France / Aerospatiale
Charakteristik:	5-plätziger Turbinen-Helikopter mit 3-blättrigem Rotor-system und festem Kufenlandegestell
Serienummer:	3209
Baujahr:	1999
Triebwerk:	Arriel 2B, S/N 22083, Societe Turbomeca
Zulassungsbereich:	CH-Register am 24.12.99, nicht gewerbsmässig: - VFR bei Tag und Nacht CH-Register am 10.01.00, gewerbsmässig: - VFR bei Tag
Eigentümer:	ALAG Alpine Luft-Transport AG, 8038 Zürich
Halter:	Heli Bernina AG, Postfach, 7503 Samedan
Masse und Schwerpunkt:	innerhalb der vorgeschriebenen Limiten
Unterhalt:	Der Helikopter wurde den Vorschriften entsprechend gewartet. Vor dem Flug waren keine technischen Mängel bekannt.

1.7 Wetter

Gemäss MeteoSchweiz

Allgemeine Wetterlage:

Das Zentrum eines Tiefdruckgebietes lag zwischen Schottland und Südnorwegen. Auf der Vorderseite dieses Tiefs hatte eine Kaltfront von Westen her den Jura erreicht, verlagerte sich aber nur noch langsam weiter gegen Osten.

Wetter zur Unfallzeit Unfallort:

Wetter/Wolken: 1-2/8 Basis um 2500 ft AMSL, 7/8 Basis um 6500 ft AMSL

Sicht: um 7 km

Wind: 050 Grad, 3 kt

Temperatur: +13 °C

Taupunkt: +11 °C

Luftdruck: QNH 1018 hPa

Gefahren: -

Sonnenstand: Azimut: 153° Höhe: 32°

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9 Funkverkehr

Es konnten keine unfallrelevanten Funkgespräche festgestellt werden.

1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 Informationen über die Unfallstelle und den Zustand des Helikopters

1.12.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle lag ca. 1 km südlich von Steckborn in der Nähe eines Waldrandes, unweit einer stark befahrenen Strasse.

Koordinaten: 715 500 / 279 000, ca. 590 m/M

Der Helikopter stand auf beiden Kufen seines Landegestelles in Richtung 284°. In Flugrichtung des Helikopters gesehen, leicht ausserhalb des Rotorkreises, wurde ein abgebrochenes Stück einer *droop stop ring* Haltegabel gefunden. An dieser Stelle wurde auch der schwer verletzte Pilot vorgefunden.

Die Kantonspolizei Thurgau war unverzüglich auf der Unfallstelle und konnte das ganze Cockpit detailliert fotografieren, bevor der Helikopter stromlos gemacht wurde.

1.12.2 Helikopter

Der Helikopter wurde auf einer Wiese gelandet, welche in Flugrichtung gesehen leicht anstieg und nach links geneigt war. Die Landestelle kann in Bezug auf Hindernisse als unproblematisch eingestuft werden. Die Rotorblätter hingen stark nach unten. Der Rotorkopf wies gut sichtbare, massive Beschädigungen auf.



1.12.3 Cockpit

Mit Hilfe der kurz nach dem Unfall gemachten Fotos des ganzen Cockpits konnten folgende Zustände festgehalten werden.

Triebwerk: FADEC *auto/manual*- Wählschalter in Position *auto*

Anlass-Wählschalter in Position *idle*

VEVD-Display: keine Fehlermeldungen, keine Überschreitung von Limiten angezeigt.

Auf Grund dieser Konfiguration lief das Triebwerk zum Unfallzeitpunkt im FADEC-*automatic mode*, im Leerlauf, ohne Anzeichen von Störungen.

Autopilot control panel:

- *pitch (P), roll (R) und yaw (Y) Kanäle eingeschaltet*
- *monitor (MONIT) eingeschaltet*
- *heading select mode (HDG) eingeschaltet*
- *airspeed hold mode (A/S) eingeschaltet*

Primary horizon: - in Betrieb, keine *warning flags* sichtbar

Horizontal situation

- indicator (HSI):*
- in Betrieb, keine *warning flags* sichtbar
 - *aircraft heading* auf 284 Grad
 - *heading bug* auf 330 Grad gesetzt

- Autopilot galvanometers:*
- *pitch*, Zeiger nach oben, d.h. *nose-down**
 - *roll*, Zeiger nach rechts, d.h. *right turn*
 - *yaw*, Zeiger zentriert, d.h. *neutral*

* Als Besonderheit wird beim *pitch galvanometer* die *actuator position nose-down* mittels Zeiger-ausschlag nach **oben** angezeigt.

Trim release Taste in der Mittelkonsole: Nicht betätigt, Kontroll-Lichter aus (d.h. das Trim-System war eingeschaltet).

Zusammengefasst konnte festgestellt werden, dass zum Unfallzeitpunkt, d.h. nachdem der Pilot den Helikopter verlassen hatte, der Autopilot weiterhin in Betrieb war und zwar nicht nur als Stabilisierungshilfe. Der *heading select mode* und *airspeed hold mode* blieben ebenfalls aktiv. Das Trim-System blieb eingeschaltet.

1.13 Medizinische Feststellungen

Beim Piloten wurde eine Blutentnahme zur Alkoholgehaltsbestimmung angeordnet; diese ergab ein negatives Resultat.

Der Pilot wurde von einem Rotorblatt am Kopf getroffen und schwer verletzt. Ungefähr ein Jahr nach dem Unfall ist der Pilot an den Folgen dieser Verletzungen verstorben.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Überlebenschancen

Die Rettungsmassnahmen wurden zeitgerecht durchgeführt.

1.16 Besondere Untersuchungen

1.16.1 Untersuchung der Steuerelemente des Autopiloten

Nach der Bergung und Sicherstellung des Helikopters wurden die Steuerelemente des Autopiloten im stromlosen Zustand mit folgendem Resultat untersucht:

Pitch-Achse: *pitch control actuator* und *pitch trim actuator* befanden sich in Stellung *full nose-down*.

Roll-Achse: *roll control actuator* und *roll trim actuator* befanden sich in Stellung *full right turn*.

1.16.2 Rekonstruktionsflug

Mit einem vergleichbaren Helikopter, welcher mit demselben Autopiloten ausgerüstet war, wurde die Endphase des Unfallfluges rekonstruiert. Dabei wurde die Konfiguration, wie sie nach dem Unfall festgehalten wurde, nachgestellt. Während des Anfluges und der Landung wurde der *trim release* Knopf in gedrückter Stellung gehalten. Nach der Landung und dem Loslassen des *trim release* Knopfes vergin-

gen ungefähr 20 Sekunden, bis der Steuerknüppel soweit nach RECHTS VORNE ausgelenkt war, dass die Blattanschlüge den *droop stop ring* zu berühren anfangen. Hier wurde der Versuch abgebrochen, um Schäden zu vermeiden.

Es ist auch möglich, dass der Pilot den Helikopter im so genannten „*fly through mode*“, d.h. ohne Betätigung des *trim release* Knopfes, gelandet hatte. Am oben erwähnten Resultat ändert sich dabei grundsätzlich nichts. Je nach Ausgangslage kann aber die Dauer für die Auslenkung des Steuerknüppels etwas variieren.

1.16.3 Bruchanalyse der gebrochenen Teile am Rotorkopf

Das vor dem Helikopter gefundene Teil einer abgebrochenen *droop stop ring* Haltegabel und Teile der weiteren zwei gebrochenen Haltegabeln wurden hinsichtlich Bruchcharakteristik untersucht. Zitat aus dem entsprechenden Prüfbericht:

„... diese Bruchausbildungen sind typisch für schnell wachsende Ermüdungsbrüche unter grossen Lasten ... der Bruch ist also durch wenige Lastwechsel mit hoher Spannungsamplitude entstanden. Es konnten keine Vorschäden nachgewiesen werden.“

1.16.4 Funktionsweise des Autopiloten im AS350B3

Im Helikopter AS350B3, HB-ZBN, war ein Drei-Achsen-Autopilot SFIM 85 T 31 eingebaut. Seine Bedienung war im *Flight Manual Supplement* No. 16 beschrieben.

Der Autopilot-Computer erhält seine Lage- respektive Richtungs-Information von seiner eigenen Kreiselplattform und dem Kompasssystem. Die errechneten Korrekturen übermittelt er an die drei *autopilot control actuators: pitch, roll* und *yaw*. Diese *actuators* sind als verstellbare Steuerstangen ausgebildet und seriell in den Steuerkreislauf der drei Achsen integriert. Sie besitzen eine Steuer-Autorität von ungefähr +/- 10% der mechanischen Steuerung. Dies genügt für die feinen Steuerkorrekturen zum Stabilisieren des Helikopters, jedoch nicht für grössere Richtungs- oder Geschwindigkeitsänderungen bei eingeschaltetem HDG- oder A/S-Modus. Um zu vermeiden, dass die *autopilot control actuators* durch ein grösseres Korrektursignal über ihren vollen Weg ausfahren und dann blockiert bleiben, greift bei den Achsen *pitch* und *roll* das *auto-trim system* in die Steuerung ein: Sobald ein *autopilot control actuator* ungefähr um die Hälfte des möglichen Steuerweges ausgefahren wird, bewegt der zugehörige *trim actuator* den Steuerknüppel in die entsprechende Richtung. Gleichzeitig zieht sich der *autopilot control actuator* in seine Neutralstellung zurück und ist bereit für die nächsten Steuerkorrekturen.

Beim Autopiloten des AS350 gilt dabei folgende Aufgabenteilung:

heading select mode (HDG): wird durch *roll* Kanal gesteuert

airspeed hold mode (A/S): wird durch *pitch* Kanal gesteuert

altitude hold mode (ALT): wird durch *pitch* Kanal gesteuert

Anmerkung: A/S und ALT können nicht gleichzeitig eingeschaltet werden.

Der *yaw* Kanal dient nur zur Stabilisierung um die Hochachse und ist deshalb nicht mit dem *auto trim system* verbunden.

Bei eingeschaltetem Trim-System wird der Steuerknüppel über Federpakete in seiner Position festgehalten. Dies erlaubt einerseits dem Piloten „*hands-off*“ zu fliegen und andererseits bewirken die Federn einen künstlichen Steuerdruck. Durch Drücken des *trim release* Knopfes am Steuerknüppel und gleichzeitiges Bewegen desselben kann die Neutralstellung verändert werden.

Wird der Autopilot in seiner Basisfunktion betrieben, so stabilisiert dieser die Fluglage um die Längs- und Querachse. Aktiviert man zusätzlich den *heading select mode* (HDG), so steuert der Autopilot den mittels *heading bug* auf dem HSI vorgewählten Steuerkurs an. Wird der *airspeed hold mode* (A/S) aktiviert, so hält der Autopilot die momentane Fluggeschwindigkeit. Beim Aktivieren des *altitude hold mode* (ALT) hält der Autopilot die momentane Flughöhe.

Will der Pilot nun zum Beispiel mit eingeschaltetem Autopilot und aktiviertem HDG und A/S *mode* seinen Flugweg vorübergehend ändern, so kann er dies auf zwei verschiedene Arten bewerkstelligen. Im so genannten „*fly through mode*“ führt er den Helikopter normal mit dem Steuerknüppel und verspürt dabei den vom Trim-System bewirkten künstlichen Steuerdruck. Er kann aber auch während des Steuerns den *trim release* Knopf am Steuerknüppel gedrückt halten.

In beiden Fällen übernimmt der Autopilot die Führung des Helikopters nach dem Loslassen der Steuerorgane wieder. Dabei benutzt er die nach wie vor gültigen Vorgaben. Er steuert also wieder auf den Kurs des *heading bug* und auf die Fluggeschwindigkeit, welche beim Aktivieren des A/S *mode* vorherrschte.

1.16.5 Verhalten der Steuerung am Boden mit eingeschaltetem Autopiloten

Wie unter 1.16.4 beschrieben, versucht der Autopilot nach dem Loslassen der Steuerorgane die zuletzt vorgegebenen Parameter wieder zu erreichen.

Beim *heading select mode* (HDG) definiert der *heading bug* am HSI die gewünschte Richtung und der Autopilot korrigiert so lange, bis das *heading* des Helikopters mit dem *heading bug* übereinstimmt. Da dies am Boden nicht möglich ist, wird über eine gewisse Zeit der Steuerung in den linken oder rechten Anschlag gebracht.

Beim *airspeed hold mode* (A/S) ist der Ablauf ähnlich. Nach dem Loslassen der Steuerorgane versucht der Autopilot die beim Aktivieren des A/S *mode* vorherrschende Fluggeschwindigkeit wieder herzustellen. Da die aktuelle Fluggeschwindigkeit am Boden NULL Knoten beträgt und auch bleibt, laufen *pitch control actuator* und *pitch trim actuator* in den vorderen Anschlag (*full nose-down*).

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

Nicht betroffen.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Vorschriften betreffend den Autopiloten

Im *flight manual* AS350B3, Supplement No. 16, SFIM 85 T 31 *automatic pilot three axis* heisst es unter anderem:

... do not allow the aircraft to remain on the ground with the autopilot engaged as the trim actuators may unwind, thus causing the stick to move against the stop ...

An anderer Stelle heisst es:

... after landing: disengage the autopilot via the cyclic stick pushbutton ...

2 Beurteilung

2.1 Grundsätzliches

Es gibt keine Hinweise, dass technische oder meteorologische Aspekte zu diesem Unfall beigetragen hätten. Auch hat die Untersuchung keine Anzeichen für anderweitige, externe Einflüsse zum Unfallgeschehen hervorgebracht.

2.2 Abläufe bei der kurzfristigen Zwischenlandung

Der Pilot entschloss sich wenige Minuten vor Erreichung des Reiseziels spontan zu einer Zwischenlandung. Zu diesem Zweck liess er den Autopiloten eingeschaltet, steuerte den Helikopter von Hand mit dem Steuerknüppel und flog ein geeignetes Feld an. Nach der Landung liess er den Steuerknüppel los, setzte das Triebwerk auf Leerlauf und verliess unverzüglich das Cockpit in der Absicht sich zu erleichtern.

Nach der Landung betrug das *heading* des Helikopters 284 Grad, der *heading bug* blieb auf 330 Grad.

Nachdem der Pilot die Steuerorgane losgelassen hatte, versuchte der Autopilot wie unter 1.16.5 beschrieben, die zuletzt vorgegebenen Parameter wieder zu erreichen. Weil das vorgegebene *heading (heading bug)* grösser war als das aktuelle, kommandierte der Autopilot eine Rechtskurve, um den Sollwert wieder zu erreichen. Dabei wurde die Steuerung durch den *roll control actuator* und den *roll trim actuator* in den rechten Anschlag (*full fly right*) gebracht. Und, weil die aktuelle Fluggeschwindigkeit kleiner war als die vorgegebene, wurde die Steuerung durch den *pitch control actuator* und den *pitch trim actuator* ganz in den vorderen Anschlag (*full nose-down*) gebracht.

Die Rotorebene folgte diesen Steuereingaben und begann sich nach vorne rechts zu neigen. Der Rotorkopf ist für derartige extreme Steuereingaben nicht ausgelegt. Die *droop restrainer*, welche normalerweise bei tiefer Drehzahl während dem Anlassen und Abstellen die Rotorblätter stützen, wurden abgeschlagen. Ebenso die drei Haltegabeln, die den *droop stop ring* führen und halten. Als Folge davon glitt der *droop stop ring* dem Rotormast entlang nach unten und blieb auf der Taumelscheibe liegen.

Wie die Abbildung unter 1.12.2 zeigt, hingen die Blattspitzen infolge fehlendem *droop stop ring* nach dem Stillstand des Rotors auffallend tief (~ 180cm) über dem Boden. In Wirklichkeit senkten sich die im Leerlauf (~ 264 U/Min) drehenden Rotorblätter in bestimmten Positionen als Folge der erwähnten Steuereingaben und der resultierenden aerodynamischen Kräfte noch weiter ab als im Stillstand. Dabei berührten Teile der Blatthaltegabeln den Rotormast und hinterliessen dort eigentliche Schmiedespuren. Die Blattspitzen liefen im vorderen rechten Quadranten so tief über den Boden, dass ein erwachsener Mensch, im aufrechten Gang oder beim sich Aufrichten, am Kopf getroffen werden konnte.

Laut Aussage der Passagierin stand der Pilot nach dem Verlassen des Helikopters für einen Moment neben der Türe, schaute nach oben und begab sich danach in Flugrichtung gesehen vom Helikopter weg. Über die Beweggründe dieser Handlung kann nur spekuliert werden. Tatsache aber ist, dass unweit der Stelle, wo der Pilot von einem Rotorblatt getroffen wurde und zusammenbrach, ein Stück einer abgebrochenen Halterung gefunden wurde.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen Führerausweis für Privatpiloten.
- Das letzte medizinische Tauglichkeitszeugnis der Klasse II wurde am 08.05.2001 ausgestellt.
- Das Luftfahrzeug war zum Verkehr zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel oder externe Einflüsse, welche den Unfall hätten verursachen oder begünstigen können.
- Eine Alkoholprobe ergab beim Piloten ein negatives Resultat.
- Der Pilot führte eine ungeplante Landung im Gelände durch und verliess den Helikopter mit im Leerlauf drehendem Rotor und ohne den Autopiloten auszuschalten.
- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.
- Das *flight manual* verbietet das Verlassen des Helikopters bei im Leerlauf drehendem Rotor nicht explizit.
- Das *supplement* No. 16 zum *flight manual* AS 350 B3 schreibt vor, dass der Autopilot nach der Landung ausgeschaltet werden muss.

3.2 Ursache

Der Unfall ist auf die Kollision des Rotors mit dem Kopf des Piloten nach dem Verlassen des Helikopters zurückzuführen.

Zum Unfall haben folgende Faktoren beigetragen:

- hastiges Verlassen des Helikopters, vermutlich wegen starken Harndranges, bei laufendem Triebwerk und drehendem Rotor;
- Unterlassen des Abschaltens des Autopiloten nach der Landung;
- nicht Bemerkten der ungewohnten Neigung der Rotorebene.

4 Sicherheitsempfehlung Nr. 326

Das *flight manual* verbietet das Verlassen des Helikopters bei im Leerlauf drehendem Rotor nicht explizit. Wie das vorliegende Beispiel zeigt, kann ein Helikopter ohne Besatzung an Bord bei drehendem Hauptrotor eine Gefahr darstellen.

Wir empfehlen deshalb dem Bundesamt für Zivilluftfahrt zu überprüfen, ob entsprechende Vorschriften zu erlassen seien.

Bern, 27. Januar 2005

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zwecke der Unfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen ist nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 des Luftfahrtgesetzes)