



# Schlussbericht des Büros für Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters Ecureuil AS350B2, HB-XVM

vom 12. August 1999

Alpe di Piora, Gebiet des Lago Ritom TI

**Cause**

L'accident est imputable à une panne de moteur, occasionnée par une rupture d'aube du compresseur radial.

## 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

Der Helikopter Ecureuil AS350B2 war im Auftrag der Firma Heli-Rezia von Ambri ins Gebiet Disentis unterwegs um Holztransporte auszuführen. An Bord befanden sich ein Pilot und zwei Flughelfer. Im Reiseflug, ungefähr auf der Höhe des Ritom Sees, vernahm die Besatzung einen explosionsartigen Knall. Der Pilot leitete eine Autorotation ein und konnte den Helikopter sicher landen. Die Besatzung blieb unverletzt.

#### Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am Donnerstag den 12. August 1999 kurz nach 10:00 Uhr Lokalzeit (LT = UTC + 2). Die Untersuchung wurde in Zusammenarbeit mit der Tessiner Kantonspolizei durchgeführt. Das beschädigte Triebwerk wurde eingehend untersucht.

### 1. Festgestellte Tatsachen

#### 1.1 Flugverlauf

Der Pilot startete kurz vor 10:00 Uhr auf dem Flugplatz Ambri (LSPM) mit dem Auftrag, im Gebiet Disentis Holztransporte durchzuführen.

Wenige Minuten nach dem Start, ungefähr in der Gegend des Ritom Sees, gab es einen explosionsartigen Knall, worauf die Besatzungsmitglieder Schütteln und Vibrationen am Helikopter wahrnahmen.

Dem Piloten gelang es nach einem Leistungsverlust des Triebwerks, mittels einer Autorotation auf einer Alpwiese zu landen. Bei der Landung drehte sich der Helikopter noch um ca. 90° nach rechts. Dabei wurde das Landegestell beschädigt.

Unmittelbar nach der Landung kam der Rotor zum Stillstand und der Pilot stellte nach eigenen Angaben fest, dass das Triebwerk bereits abgestellt hatte. Anschliessend führte der Pilot den kompletten Abstellvorgang des Helikopters durch und bemerkte, dass der ELT (Notsender) ausgelöst worden war. Weil niemand verletzt war und da in der nahegelegenen Ortschaft Cadagno telefoniert werden konnte, schaltete der Pilot den ELT wieder aus.

**1.2 Personenschäden**

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	---	---
Leicht oder nicht verletzt	3	---	

**1.3 Schaden am Helikopter**

Die Turbine war stark beschädigt. Es entstand Schaden an der Zelle.

**1.4 Sachschaden Dritter**

Keiner.

**1.5 Beteiligte Personen****1.5.1 Pilot**

Schweizerbürger, Jahrgang 1957

Lizenz: Berufspilot Hubschrauber

Gültigkeit: 06.12.1999

Berechtigungen: Radiotelefonie RTI (VFR)

Nachtflug NIT, Landungen im Gebirge MOU

Eingetragene Typen: AIII, AS350 TYPES, B206 / 206L, B47 TYPES

K-1200, SA315

**1.5.1.1 Flugerfahrung auf Helikopter**

Gesamtflugerfahrung insgesamt: 4570 h / 15 756 Landungen

Während der letzten 90 Tage: 182 h

Während der letzten 90 Tage auf AS350: 140 h

**1.5.2 Flughelfer 1**

Schweizerbürger, Jahrgang 1968

(im Besitz eines Führerausweises für Berufspiloten Hubschrauber)

**1.5.3 Flughelfer 2**

Schweizerbürger, Jahrgang 1965

(keine fliegerischen Ausweise)

## 1.6 Helikopter HB-XVM

Muster:	Ecureuil AS350B2
Hersteller:	Eurocopter France / Aerospatiale
Charakteristik:	Turbinen-Helikopter mit 3-blättrigem Rotorsystem und festem Kufenlandegestell
Seriennummer:	2399
Baujahr:	1990
Gesamtbetriebszeit:	3553 h
Triebwerk:	Arriel 1D1, S/N 09076, Turbomeca
Zulassungsbereich:	CH-Register am 24.02.95, gewerbsmässig: <ul style="list-style-type: none"><li>- VFR bei Tag</li><li>- Abflüge bei Boden- und Hochnebel</li></ul> CH-Register am 13.09.94, nicht gewerbsmässig: <ul style="list-style-type: none"><li>- VFR bei Tag und Nacht</li><li>- Abflüge bei Boden- und Hochnebel</li></ul>
Ausgeführte Triebwerk AD's:	alle AD's bis und mit HB97-090/DGAC 95.069R1 inkl. TU 208 durch Turbomeca ausgeführt. HB99.139, wurde durch SAM Center SA am 27.04.99 als nicht anwendbar bescheinigt. HB99.338 wurde durch SAM Center SA am 05.07.99 als nicht anwendbar bescheinigt.
Ausgeführte SB/SL am Triebwerk:	keine Eintragungen im Verzeichnis
Eigentümer:	Griti SA, CH-6537 Grono
Halter:	Heli Rezia AG, Aerodromo Ambri, CH-6775 Ambri
Masse und Schwerpunkt:	innerhalb der vorgeschriebenen Limiten
Aufzeichnungen im Flugreisebuch:	

In der Spalte *IXc* des vom BAZL herausgegebenen Flugreisebuches gibt es pro Eintrag zwei Felder, welche mit *total landings* und *total cycles* betitelt sind. Unter *total landings* wurde jeweils die Anzahl Rotationen (*sling loads*) festgehalten. Unter *total cycles* wurde die Anzahl Triebwerkstarts eingetragen. Die Landungen wurden nicht separat aufgezeichnet.

### 1.6.1 Unterhalt Zelle

Am 5. August 1999 wurde durch die Firma SAM Center SA, JAR 145 Ref. FOCA-177, in Ambri eine 200h Kontrolle an der Zelle durchgeführt.

### 1.6.2 Potential und Unterhalt des Triebwerks

Das Triebwerk S/N 09076 wurde vor dem Einbau in den Helikopter HB-XVM durch die Herstellerfirma repariert und hatte per 11. April 1996 folgenden Stand:

Module:

Engine module overhaul status per 11.04.1996 (total 1594 hrs, 6684 Cy)						
Non Modular Engines or Modules	TBO		Consumed		Available	
	HRS	CY	HRS	CY	HRS	CY
Accessory Box	On condition	-	1594	-	On condition	-
Axial Compressor	3000	-	1594	-	1406	-
Gas Generator	3000	-	0	-	3000	-
Free Turbine	3000	-	1594	-	1406	-
Gear Box Module	3000	-	1594	-	1406	-

Komponenten:

Life limited components status per 11.04.1996 (total 1594 hrs, 6684 Cy)						
Description	Life Limit		Consumed		Available	
	HRS	CY	HRS	CY	HRS	CY
Axial Compressor Wheel	-	14000	-	6584	-	7416
Central Compressor AS	-	14000	-	0	-	14000
Injection Wheel	-	8000	-	0	-	8000
Disc Stg 1 Gen	-	10000	-	0	-	10000
Disc Stg 2 Gen	-	10000	-	0	-	10000
Free Turbine Disc	-	10000	-	5400	-	4600

Das verfügbare Potential des Triebwerks per 11. April 1996 war (nach der Überholung):

1406h und 4600 *free turbine disc cycles*.

Das Triebwerk wurde am 17. Januar 1998 mit 1594h, 6584 *gas generator cycles* und 5400 *free turbine disc cycles* auf dem Helikopter HB-XVM eingebaut.

Am 5. August 1999 wurde durch die Firma SAM Center SA, JAR 145 Ref. FOCA-177, in Ambri eine 100h Kontrolle am Triebwerk bei 2244h und 8283 *gas generator cycles* durchgeführt.

Aus dem Flugreisebuch wurde durch den Unterhaltsbetrieb berechnet, dass das Triebwerk zum Unfallzeitpunkt ein konsumiertes Potential von 2260 h und 8349 *gas generator cycles* aufwies.

## 1.7 Wetter

Gemäss MeteoSchweiz

Allgemeine Wetterlage:

Die Druckverteilung in Mitteleuropa war recht flach. In einer schwachen Südströmung lag der Alpensüdhang im Einflussbereich einer feucht-labilen Luftmasse.

Wetter zur Unfallzeit am Unfallort:

Wetter/Wolken: Entlang des Alpenkamms lag eine recht kompakte Wolken-  
decke, die sich in der Leventina kurz vor der Unfallzeit vorüber-  
gehend auflockerte: 3-5/8 mit Basis um 2200 m/M darüber  
3-5/8 As mit Basis um 4000 m/M.

Sicht: um 25 km

Wind: um Südost mit 5 bis max. 10 kt

Temperatur: +8 °C

Taupunkt: +6 °C

Luftdruck: QNH 1016 hPa

Gefahren: Alpen in Wolken

Sonnenstand: Azimut: 108° Höhe: 36°

## 1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

## 1.9 Funkverkehr

Es sind keine unfallrelevanten Funkgespräche festgestellt worden.

## 1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

## 1.11 Flugschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

## 1.12 Informationen über das Wrack und die Unfallstelle

### 1.12.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle befand sich auf der Ostseite des Ritom Sees.

Koordinaten: 697 680 / 155 950 auf ca. 1930 m/M

### 1.12.2 Helikopter

Der Helikopter wurde auf einer flachen Alpwiese nach einer Autorotation ohne Triebwerksleistung gelandet. Dabei drehte er sich bei der Landung um ca. 90 Grad nach rechts, wobei das Landegestell beschädigt wurde.



### 1.12.3 Triebwerk

Auf der Unfallstelle wurde festgestellt, dass Oel aus dem Triebwerk ausgelaufen war. Unter dem Triebwerk wurden Späne und metallische Teile gefunden.



Oel



Späne

### 1.13 Medizinische Feststellungen

Der Pilot wurde durch die örtliche Polizei einem Blutalkoholtest unterzogen, welcher negativ verlief.

### 1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

### 1.15 Überlebensmöglichkeiten

Die Besatzung blieb unverletzt. Sämtliche Besatzungsmitglieder trugen einen Helm. Die Flughelfer waren nicht angegurtet.



## 1.16 Besondere Untersuchungen

Laboruntersuchungen haben gezeigt, dass eine Schaufel des Radialkompressors abgebrochen war. Diesem Gewaltbruch ging ein Ermüdungsbruch voraus, welcher auf Grund von Vibrationen, hervorgerufen durch Schallschwingungen innerhalb des Kompressors, entstanden war.



Die Resultate der technischen Untersuchung ergaben unter anderem folgendes:

- *"The Gas Generator rotating assembly was seized.*
- *Tips of the axial compressor blades were in contact with walls of casing.*
- *The power turbine wheel was hard to rotate due to rough points and rubbing of blade tips against the casing walls.*
- *Struts of the power turbine NGV were found cracked*
- *Most of the pipes and electrical harness were removed from their lodging.*
- *Several blanks were all presenting metallic particles."*

Die Analyse des Bruches der Schaufel Nr. 7 des Radialkompressors hat ergeben, dass diese Schaufel in zwei Phasen abgebrochen ist:

- 1) sich fortsetzender Ermüdungsbruch durch Vibrationen, beginnend am innersten Teil der Schaufel. Diese Vibrationen wurden durch Schallschwingungen innerhalb des Kompressors hervorgerufen.
- 2) Gewaltbruch durch zentrifugale Kräfte, nachdem der Ermüdungsbruch bis zu einem bestimmten Punkt nach aussen gewandert war.

Sämtliche vorgefundenen Fragmente und Spuren an der Kompressorschaukel, im Gehäuse und am Helikopter (Boden unter Triebwerk) entsprechen dem Material des Radialkompressors. Es gibt keine Hinweise für triebwerksfremde Teile, die den Bruch hätten verursachen können.

Eine Kontrollzerlegung des Hauptgetriebes zeigte keine Abnormalitäten.

## 1.17 Informationen über Organisation und Verfahren

### 1.17.1 Die Verwendung der Begriffe landing und cycle

Im Flugreisebuch der HB-XVM trugen die Piloten nach Angaben des Unterhaltsbetriebes nach einem Arbeitseinsatz unter *total landings* die Anzahl Rotationen ein. Unter *total cycles* trugen die Piloten die Anzahl Triebwerkstarts ein.

Mit diesen Angaben aus dem Flugreisebuch berechnete die Firma SAM Center SA die *gas generator cycles (NG)*. Die Berechnungsmethode dafür wird im Unterhalts-Handbuch der Firma Turbomeca beschrieben. Im vorliegenden Fall wurden bis zum Unfall 8349 *gas generator cycles* berechnet. Die Limite (*life limite*) liegt bei 14 000 *gas generator cycles*.

Im PRE (*programme recommandé d'entretien*) der Firma Eurocopter wird hinsichtlich *life-limited components* der Zelle ebenfalls mit dem Begriff *cycle* gearbeitet. Ein derartiger *cycle* ist folgendermassen definiert:

*„As a general rule: a cycle is equal to a landing, irrespective of whether or not the rotor is stopped. (cycles that correspond to large torque variations). Specific instances: underslung load carrying: a cycle equals the transport of an external load ... or ... one waterbombing operation.*

*These cycles are added to those counted according to the «general rule» principle.“*

Hinsichtlich Wartung der Zelle wird vom Hersteller die *service life limite (SLL)* einzelner Komponenten folgendermassen definiert:

- *in operating hours only*
- *in cycles only*
- *in both hours and cycles ... d.h. bei derjenigen Grösse, welche zuerst die Limite erreicht*

### 1.17.2 Berechnungsbeispiel

Das folgende Berechnungsbeispiel zeigt, wie *cycles*, welche sich auf verschiedene Wartungsbereiche beziehen (Zelle oder Triebwerk) auch sehr verschiedene Werte annehmen können: Fliegt ein AS350B2-Helikopter an einem Tag z.B. für Betonierarbeiten oder Feuerlöschaktionen 100 Rotationen mit fünf Landungen und fünf Anlassvorgängen, so ergibt das in Bezug auf die Wartung der Zelle 105 *cycles*. Mit der Berechnungsmethode hinsichtlich Wartung des Triebwerks ergibt dieselbe fliegerische Tätigkeit lediglich  $5 + (105 \times 0.15) = 21$  *cycles*. Bei diesem Beispiel liegt der Unterschied zwischen den berechneten *cycles* ungefähr beim Faktor 5.

Der Helikopter HB-XVM hatte zum Unfallzeitpunkt 8349 *cycles* auf Basis der Berechnungsmethode für die Triebwerkswartung. Da die Anzahl Landungen nicht aufgezeichnet wurde, ist es nicht nachvollziehbar, wie beim Helikopter HB-XVM die *cycles* in Bezug auf die Wartung der Zelle festgehalten wurden. Für die Wartung der Zelle könnte deshalb die Anzahl *cycles* theoretisch mehr als 5 mal grösser gewesen sein.

### 1.18 Zusätzliche Angaben

Das Problem des Bruches von Radialkompressor-Schaufeln war bei diesem Turbinentyp seit einiger Zeit bekannt. Es gab weltweit mehrere Fälle davon. Die Herstellerfirma Turbomeca hatte verschiedene mögliche Ursachen dafür überprüft und kam bereits einige Zeit vor diesem Unfall zum Schluss, dass die Brüche der Radialkompressor-Schaufeln durch akustisch ausgelöste Vibrationen verursacht wurden.

Im Service Bulletin No. 292 72 0261 vom 20. September 1999, das heisst ungefähr ein Monat nach dem Unfall, wurde die Lösung für dieses Problem mit der Modifikation TU 300 letztendlich bekannt gegeben (*Module compresseur. Montage d'un fourreau dans le bossage de fixation de la vanne de décharge*).

In den Monaten vor diesem Unfall hatte die Herstellerfirma Turbomeca unter anderem folgende Dokumente an alle Halter dieser Triebwerke verschickt:

12. März 1999: Alert Letter , Service Letter No. 1868/99 AR 1K/40

*Subject: ARRIEL 1K – 1 K1, Centrifugal Compressor blade failure*

Auszug aus dem Inhalt:

*... we have been informed of two recent occurrences of centrifugal compressor blades breaking on ARRIEL 2 S1 engines during normal engine operation. There have been similar events on the ARRIEL 1 S1, ARRIEL 1 D1 and ARRIEL 2B. No event has occurred so far on the ARRIEL 1K – 1 K1 ... We will keep you fully informed of the progress of our analyses and of any actions that may be required ...*

31. März 1999: Service Bulletin No. 292 72 0246

*Subject: Ultrasonic frequency inspection of the centrifugal compressor.*

Auszug aus dem Inhalt:

*... This inspection was initially introduced to detect a possible manufacturing singularity on the centrifugal compressor blade. This hypothesis has now been eliminated. However this inspection is still carried out in the repair centers. It allowed two cracked centrifugal impellers to be identified.... As a reminder, blade rupture may lead to an in-flight engine power loss and to a possible accident with a helicopter that operates on a single engine....*

Das BAZL erklärte am 2. Juli 1999 dieses SB zum AD No. HB 99-338 mit spätestem Ausführungstermin 1. Juli 2000.

30. April 1999: Service Letter No. 1885/99 ARRIEL/47

*Subject: ARRIEL 1 – all variants, Centrifugal compressor*

Auszug aus dem Inhalt:

*... the investigation includes extensive testing ... to measure blade deflections which might result from slight blade rubs or aerodynamic loads. The possible effect of air bleed flow is also investigated. These tests are expected to be concluded by the end of May 1999 ... as indicated in our Alert Letters already distributed to all ARRIEL operators, the blade failures have so far affected only the ARRIEL 1 S1 – 2 S1 – 2B and 1 D1 models ... investigation to-date does not allow us to conclude yet that any of the ARRIEL 1 or 2 models is immune from the problem ... The action which is recommended to date is an ultra-sonic inspection of the centrifugal compressor blades on all ARRIEL 1 and 2 models ... the inspection is required ... before end of June 2000 for ARRIEL 1 D – 1 D1 ...*

23. Juli 1999: Service Letter No. 1894/99 ARRIEL/49

*Subject: ARRIEL 1 – all variants, Centrifugal compressor*

Auszug aus dem Inhalt:

*... it is more and more unlikely that a manufacturing anomaly is directly the source of crack initiation ... the cracks do not derive from any material insufficiency ... the recorded blade strains show insufficient amplitude to initiate cracks ... for now, no other action than current inspection is recommended for engines in use ... it is wise to start those inspections once the engine will be removed for planned helicopter maintenance work, within the period of time set by the Service Bulletins ...*

Der Unterhaltsbetrieb des HB-XVM führte das Service Bulletin No. 292 72 0246 (*Ultrasonic frequency inspection of the centrifugal compressor*) bis zum Unfallzeitpunkt nicht durch, weil dieses Service Bulletin nur für gewisse Triebwerke mit der ausgeführten Modifikation TU 300 vorgeschrieben war.

## 2. Beurteilung

### 2.1 Betriebliche Aspekte

Die Reaktion des Piloten und die Durchführung der anschliessenden Autorotation waren gut.

### 2.2 Technische Aspekte

Der plötzliche und komplette Leistungsverlust des Triebwerks im Flug ist auf den Bruch einer Schaufel im Radialkompressor zurückzuführen.

Die potentiellen Probleme mit dem Triebwerk ARRIEL 1 D – 1 D1 und ähnlichen Baumustern waren in der Industrie seit einiger Zeit bekannt. Der Triebwerkhersteller Turbomeca hatte in verschiedenen *service letters* darüber berichtet. Die vorgeschriebene Modifikation zur Behebung des vorliegenden Triebwerk-Problems (TU 300) wurde vom BAZL per AD HB 99-588 (Ref: Turbomeca *Service Bulletin* No. 292 72 0261) am 17. Dezember 1999 publiziert mit einem Ausführungstermin per 31. März 2000.

Der Begriff *cycle* wird in verschiedenen Zusammenhängen für unterschiedliche Werte verwendet: Für den Triebwerk-Unterhalt dieser Arriel Turbine werden die *cycles* aus den *total landings*, den *total rotations* und der Anzahl Triebwerkstartvorgängen berechnet. Für den Unterhalt der Zelle des AS350B2 wird als limitierender Faktor für gewisse Komponenten die Anzahl *cycles* verwendet, welche lediglich die Summe der *total landings* und den *total rotations* darstellt. Für diesen Wert wird im PRE (*programme recommandé d'entretien*) von Eurocopter teilweise auch der Begriff *unit* verwendet. Aus dem Flugreisebuch oder den technischen Akten der Zelle des HB-XVM ist das Total dieser *units* oder *cycles* nicht ersichtlich. Die Aufzeichnungen im Flugreisebuch müssen folgende drei Parameter enthalten: *rotations*, *landings*, *engine starts (cycles)*.

Offenbar besteht ein unterschiedliches Verständnis dieser drei Begriffe.

### 3. Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen Führerausweis für Berufspiloten.
- Die nach dem Triebwerksausfall erfolgte Autorotation war erfolgreich.
- Das Luftfahrzeug war zum gewerbsmässigen Verkehr zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Letzte Kontrolle an der Zelle: Am 5. August 1999 wurde durch die Firma SAM Center SA, JAR 145 Ref. FOCA-177, in Ambri eine 200h Kontrolle an der Zelle durchgeführt.
- Letzte Kontrolle am Triebwerk: Am 5. August 1999 wurde durch die Firma SAM Center SA, JAR 145 Ref. FOCA-177, in Ambri eine 100h Kontrolle am Triebwerk durchgeführt.
- Ausgeführte Triebwerk AD's: alle AD's bis und mit HB97-090/DGAC 95.069R1 inkl. TU 208 durch Turbomeca ausgeführt.  
HB99.139, wurde durch SAM Center SA am 27.04.99 als nicht anwendbar bescheinigt.  
HB99.338 wurde durch SAM Center SA am 05.07.99 als nicht anwendbar bescheinigt.
- Ausgeführte SB/SL am Triebwerk: keine Eintragungen im Verzeichnis.
- Der plötzliche und komplette Leistungsverlust im Flug ist auf den Bruch einer Schaufel im Radialkompressor zurückzuführen.
- Der Schaden trat gemäss Aufzeichnungen des Unterhaltsbetriebes während der normalen zugelassenen Betriebszeiten des Triebwerks auf.
- Das Problem war dem Triebwerkhersteller bekannt und es wurde nach Lösungen gesucht.
- Die Aufzeichnungen im Flugreisebuch durch den Operator entsprachen nicht den Herstellervorschriften, d.h. *rotations, landings and engine starts (cycles)* konnten nicht einzeln nachvollzogen werden.
- Der Begriff *cycle* hat in der Wartung von Triebwerk und Zelle verschiedene Definitionen und Relevanzen und kann daher missverstanden werden.
- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

#### 3.2 Ursache

Der Unfall ist auf einen Triebwerksausfall, verursacht durch einen Bruch einer Schaufel im Radialkompressor, zurückzuführen.

### 3.3 Sicherheitsempfehlung Nr. 329

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt sollte veranlassen, dass der Begriff *cycle* im Rahmen der Wartung von Triebwerken und Zelle einheitlich definiert und verwendet wird.

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt sollte prüfen, ob der Einbau von preiswerten Überwachungsgeräten für Flug- und Triebwerkparameter vorzuschreiben ist.

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)**