



Rapport final du Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation

concernant l'accident

de l'hélicoptère AS350B2, HB-XVM

survenu le 12 août 1999

Alpe di Piora, Région du lac Ritom TI

Ursache

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

Rapport final

Ce rapport sert uniquement à la prévention des accidents. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances de l'accident (art. 24 de la loi fédérale sur l'aviation)

Généralités

Résumé

L'hélicoptère Ecureuil AS350B2 vole, pour le compte de la société Heli-Rezia, entre Ambri et la région de Disentis, pour effectuer des transports de bois. Un pilote et deux assistants de vol se trouvent à bord. En vol de croisière, à peu près à la hauteur du lac Ritom, l'équipage est surpris par une forte détonation. Le pilote effectue une autorotation et atterrit en toute sécurité. L'équipage n'est pas blessé.

Enquête

L'accident a eu lieu jeudi, le 12 août 1999, peu après 10:00 h, heure locale (LT = UTC + 2). L'enquête a été menée en collaboration avec la police tessinoise. Le moteur endommagé a subi un contrôle détaillé.

1. Faits établis

1.1 Déroulement du vol

Le pilote quitte peu après 10:00 h l'aérodrome d'Ambri (LSPM) avec pour mission d'effectuer des transports de bois dans la région de Disentis.

Quelques minutes après le décollage, dans la région du lac Ritom, une forte détonation se produit, entraînant des secousses et des vibrations au niveau de l'appareil, perceptibles par les membres de l'équipage.

Après une perte de puissance du moteur, le pilote parvient, au moyen d'une autorotation, à atterrir dans une prairie alpine. Au moment de l'atterrissage, l'hélicoptère effectue encore une rotation d'environ 90° vers la droite. Au cours de cette manœuvre, le train d'atterrissage est endommagé.

Immédiatement après l'atterrissage, le rotor s'arrête et le pilote constate, selon ses propres déclarations, que le moteur est déjà à l'arrêt. Ensuite, le pilote procède à l'arrêt complet de l'hélicoptère et remarque que l'ELT (émetteur de secours) est déclenché. Comme il n'y a aucun blessé et qu'il est possible de joindre par téléphone la commune de Cadagno située à proximité, le pilote débranche l'ELT.

1.2 Tués et blessés

	Equipage	Passagers	Tiers
Mortellement blessé	---	---	---
Grièvement blessé	---	---	---
Indemne/légèrement blessé	3	---	---

1.3 Dommages à l'aéronef

La turbine a été fortement endommagée. La cellule a subi des dommages.

1.4 Autres dommages

Aucun.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Pilote

Citoyen suisse, sexe masculin, né en 1957.

Licence: de pilote professionnel d'hélicoptère
valable jusqu'au 06.12.1999

Extensions: Radiotéléphonie RTI (VFR)
Vol de nuit NIT, atterrissages en montagne MOU

Types d'hélicoptères autorisés: AIII, AS350 TYPES, B206 / 206L, B47 TYPES
K-1200, SA315

1.5.1.1 Expérience de vol sur hélicoptère

Au total : 4570 h / 15 756 atterrissages

Au cours des 90 derniers jours: 182 h

Au cours des 90 derniers jours sur AS350: 140 h

1.5.2 Assistant de vol 1

Citoyen suisse, sexe masculin, né en 1968.

(titulaire d'une licence de pilote professionnel d'hélicoptère)

1.5.3 Assistant de vol 2

Citoyen suisse, sexe masculin, né en 1965.

(pas de licence)

1.6 Hélicoptère HB-XVM

Modèle:	Ecureuil AS350B2
Constructeur:	Eurocopter France / Aérospatiale
Caractéristique:	Hélicoptère à turbine, rotor à 3 pales et train d'atterrissage fixe à patins.
Numéro de série:	2399
Année de construction:	1990
Heures de fonctionnement au moment de l'accident:	3553 h
Turbomoteur:	Arriel 1D1, S/N 09076, Turbomeca
Champ d'utilisation:	inscription au registre matricule suisse le 24.02.95 <ul style="list-style-type: none">- VFR de jour, en exploitation commerciale- Décollages par brouillard au sol et brouillard élevé, en exploitation commerciale Inscription au registre matricule suisse le 13.09.94: <ul style="list-style-type: none">- VFR de jour et de nuit, en exploitation non commerciale- Décollages par brouillard au sol et brouillard élevé, en exploitation non commerciale
Consignes de navigabilité (CN):	les CN, y compris HB97-090/DGAC 95.069R1 et TU 208, ont toutes été appliquées par Turbomeca. HB99.139, a été attestée comme non applicable par SAM Center SA le 27.04.99. HB99.338, a été attestée comme non applicable par SAM Center SA le 05.07.99.
Pas d'indication quant aux bulletins et lettres de service concernant le moteur.	
Propriétaire:	Griti SA, CH-6537 Grono
Exploitant:	Heli Rezia SA, Aéroport Ambri, CH-6775 Ambri
Masse et centre de gravité:	dans les limites prescrites

Renseignements figurant dans le carnet de route:

Dans la rubrique *IXc* du carnet de route édité par l'OFAC, il existe deux champs par entrée, intitulés *total landings* et *total cycles*. Sous *total landings* est consigné le nombre de rotations (*sling loads*). Sous *total cycles* est consigné le nombre de démarrages moteur. Les atterrissages ne sont pas présentés séparément.

1.6.1 Entretien de la cellule

Le 5 août 1999, un contrôle des 200 heures a été effectué sur la cellule, à Ambri, par la société SAM Center SA, JAR 145 Ref. FOCA-177.

1.6.2 Potentiel et entretien du moteur

Avant d'être installé dans l'hélicoptère HB-XVM, le moteur S/N 09076 a été réparé par le constructeur. Le 11 avril 1996, il présentait les caractéristiques suivantes:

Module:

Engine module overhaul status au 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	-

Composants:

Life limited components status au 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

Le 11 avril 1996, le potentiel disponible du moteur était (après inspection) de:

1406h et 4600 *free turbine disc cycles*.

Le moteur a été installé dans l'hélicoptère HB-XVM le 17 janvier 1998, il totalisait alors 1594h, 6584 *gas generator cycles* et 5400 *free turbine disc cycles*.

Le 5 août 1999, la société SAM Center SA, JAR 145 Ref. FOCA-177, a effectué à Ambri un contrôle des 100 heures sur le moteur au total de 2244h et 8283 *gas generator cycles*.

A partir des informations du carnet de route, l'entreprise d'entretien a calculé que le moteur présentait au moment de l'accident un potentiel consommé de 2260 h et 8349 *gas generator cycles*.

1.7 Conditions météorologiques

Selon Météo Suisse

Situation météorologique générale:

Répartition uniforme de la pression sur l'Europe centrale. Sous l'influence d'un faible courant du sud, le versant sud des Alpes se trouve sous l'emprise d'une masse d'air humide et instable.

Conditions météorologiques locales au moment de l'accident:

Temps/nuages:	Couche de nuages compacte le long de la crête des Alpes qui s'est fragmentée momentanément au-dessus de la Léventine peu de temps avant l'accident : 3-5/8 avec une base aux env. de 2200 m/M et 3-5/8 As avec une base aux env. de 4000 m/M.
Visibilité:	environ 25 km
Vent:	sud-est, entre 5 et 10 noeuds
Température:	+8 °C
Point de rosée:	+6 °C
Pression atmosphérique:	QNH 1016 HPa
Danger:	Alpes dans les nuages
Azimut du soleil:	108° Hauteur du soleil: 36°

1.8 Aides à la navigation

Non concernés.

1.9 Communications radio

Aucune communication radio déterminante pour l'accident.

1.10 Installations de l'aérodrome

Non concernées.

1.11 Enregistreur de vol

Non prescrit, non monté.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Lieu de l'accident

Le lieu de l'accident se trouvait à l'est du lac Ritom.

Coordonnées: 697 680 / 155 950 à env. 1930 m/M

1.12.2 Hélicoptère

L'hélicoptère a atterri sur une prairie alpine plate après avoir effectué une autorotation sans puissance moteur. Ca faisant, il a effectué une rotation d'environ 90 degrés vers la droite au moment de l'atterrissage, ce qui a endommagé le train d'atterrissage.



1.12.3 Moteur

Sur le lieu de l'accident, on a constaté que de l'huile s'était écoulee du moteur. On a également relevé des résidus et des particules métalliques sous le moteur.



Oel

Späne



1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Le pilote a été soumis par la police locale à un test d'alcoolémie qui s'est avéré négatif.

1.14 Incendie

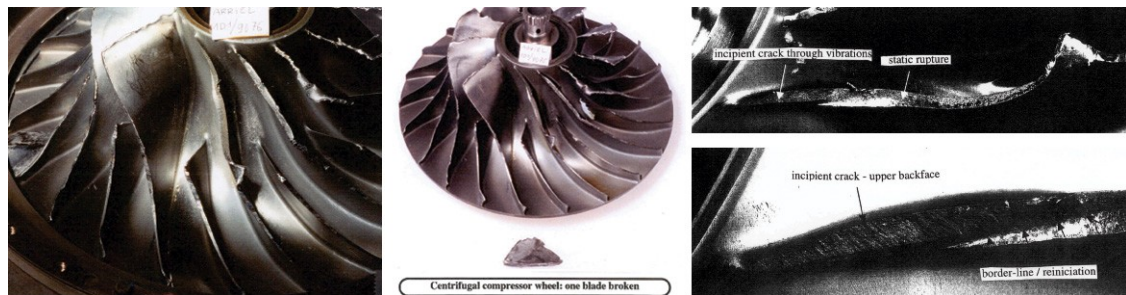
Aucun.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Aucun membre de l'équipage n'a été blessé. Tous les membres de l'équipage portaient un casque. Les assistants de vol n'étaient pas attachés.

1.16 Examens particuliers

Les analyses effectuées en laboratoire ont montré qu'une des aubes du compresseur avait été rompue. Cette rupture brutale a été précédée d'une rupture de fatigue engendrée par des vibrations, elles-mêmes dues à une résonance acoustique à l'intérieur du compresseur.



- *"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."*

L'analyse de la rupture de l'aube no 7 du compresseur radial a montré qu'elle avait été rompue en deux étapes.

- 1) rupture de fatigue progressive due à des vibrations commençant à l'intérieur de l'aube. Ces vibrations sont dues à une résonance acoustique à l'intérieur du compresseur.
- 2) rupture brutale due à la force centrifuge, après que la rupture de fatigue se soit déplacée vers l'extérieur jusqu'à un certain point.

Tous les fragments et traces relevés sur l'aube du compresseur, dans le boîtier et sur l'hélicoptère (plancher sous le moteur) correspondent au matériau de construction du compresseur radial. Aucun indice ne confirme la présence de particules étrangères au moteur, susceptibles d'avoir occasionné la rupture.

Un examen de la boîte de transmission principale ne présente aucune anomalie.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

1.17.1 Utilisation des termes landing et cycle

Dans le carnet de route du HB-XVM, les pilotes ont inscrit, selon les indications de l'entreprise d'entretien, le nombre de rotations sous *total landings*. Sous *total cycles* les pilotes ont inscrit le nombre de démarrages moteur.

A partir de ces informations inscrites dans le carnet de route, la société SAM Center SA a calculé les *gas generator cycles (NG)*. La méthode de calcul utilisée est décrite dans le manuel de maintenance de la société Turbomeca. Dans le cas présent, 8349 *gas generator cycles* ont été calculés jusqu'au moment de l'accident. La limite maximale (*life limite*) se situe au niveau des 14 000 *gas generator cycles*.

Dans le PRE (*programme recommandé d'entretien*) de la société Eurocopter, on utilise également la notion de cycles dans le domaine des *life-limited components* de la cellule. Un tel *cycle* est défini comme suit:

„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 ... oder ... one waterbombing operation.

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

S'agissant de la maintenance de la cellule, le constructeur a défini comme suit la *service life limite (SLL)* des différents composants:

- *in operating hours only*
- *in cycles only*
- *in both hours and cycles ...* en ce qui concerne la valeur qui atteint d'abord la limite.

1.17.2 Exemple de calcul

L'exemple de calcul suivant montre comment les *cycles*, qui se réfèrent à plusieurs domaines de maintenance (cellule ou moteur) peuvent présenter des valeurs très différentes. Si un hélicoptère AS350B2 effectue en une journée (par ex. pour des travaux de bétonnage ou de lutte incendie) 100 rotations avec cinq atterrissages et cinq mises en régime, on obtient pour ce qui est de la maintenance de la cellule un total de 105 *cycles*. En appliquant cette méthode de calcul à la maintenance du moteur, on obtient le même résultat en ce qui concerne l'activité de vol, à savoir $5 + (105 \times 0.15) = 21$ *cycles*. Dans ce cas, la différence se situe pour ce qui est des cycles calculés aux alentours du facteur 5.

L'hélicoptère HB-XVM totalisait au moment de l'accident 8349 *cycles* sur la base de la méthode de calcul utilisée pour la maintenance du moteur. Etant donné que le nombre d'atterrissages n'a pas été indiqué, on ne sait pas, dans le cas de l'hélicoptère HB-XVM, comment les cycles de maintenance de la cellule ont été calculés. Pour ce qui est de la cellule, le nombre des *cycles* a donc pu, en théorie, être plus de cinq fois supérieur.

1.18 Renseignements supplémentaires

Le problème de rupture d'aube du compresseur radial était connu depuis un certain temps sur ce type de turbine. Il y a eu plusieurs cas semblables à travers le monde. Le constructeur Turbomeca a examiné plusieurs causes possibles pour arriver à la conclusion, un certain temps déjà avant cet accident, que la résonance acoustique était à l'origine des ruptures d'aube du compresseur radial.

Dans le bulletin de service no 292 72 0261 du 20 septembre 1999, soit un mois après l'accident, la solution à ce problème a finalement été communiquée avec la modification TU 300 (*Module compresseur. Montage d'un fourreau dans le bossage de fixation de la vanne de décharge*).

Dans les mois qui ont précédé cet accident, le constructeur Turbomeca avait envoyé à tous les exploitants de ces moteurs plusieurs documents, dont ceux présentés ci-dessous:

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

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

Extrait:

... 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 mars 1999: Service Bulletin No. 292 72 0246

Subject: Ultrasonic frequency inspection of the centrifugal compressor.

Extrait:

... 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....

Le 2 juillet 1999, l'OFAC a transformé ce bulletin en consigne de navigabilité no. HB 99-338 avec entrée en vigueur au plus tard le 1er juillet 2000.

30 avril 1999: Service Letter no 1885/99 ARRIEL/47

Subject: ARRIEL 1 – all variants, Centrifugal compressor

Extrait:

... 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 juillet 1999: Service Letter No. 1894/99 ARRIEL/49

Subject: ARRIEL 1 – all variants, Centrifugal compressor

Extrait:

... 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 ...

L'entreprise chargée de l'entretien de l'hélicoptère HB-XVM n'a pas respecté les consignes du bulletin service No. 292 72 0246 (*Ultrasonic frequency inspection of the centrifugal compressor*) jusqu'au moment de l'accident parce que ledit bulletin service n'avait été prescrit que pour certains moteurs concernés par la modification TU 300.

2. Analyse

2.1 Aspects opérationnels

La réaction du pilote et l'exécution de l'autorotation qui s'en est suivie étaient bonnes.

2.2 Aspects techniques

La perte soudaine et complète de puissance du moteur en vol est imputable à une rupture d'aube dans le compresseur radial.

Les problèmes potentiels du turbomoteur ARRIEL 1 D – 1 D1 et d'autres moteurs du même type étaient déjà connus depuis un certain temps dans l'industrie. Le constructeur Turbomeca a d'ailleurs fourni des informations à ce sujet dans plusieurs *lettres service*. La modification prescrite en vue de résoudre ce problème de moteur (TU 300) a été publiée par l'OFAC dans une consigne de navigabilité HB 99-588 (Ref: Turbomeca *Service Bulletin* No. 292 72 0261) le 17 décembre 1999 avec un délai d'exécution fixé au 31 mars 2000.

La notion de *cycle* est utilisée dans plusieurs contextes pour des valeurs différentes: pour l'entretien du moteur de ce type, les *cycles* sont calculés à partir des *total landings*, des *total rotations* ainsi que du nombre de processus de démarrage moteur. Pour l'entretien de la cellule de l'AS350B2, on utilise - comme facteur limitatif - pour certains composants le nombre de cycles, qui représente la somme des *total landings* et des *total rotations*. Cette valeur est parfois désignée par le terme *unit* dans le PRE (programme recommandé d'entretien) d'Eurocopter. Le nombre total de ces unités ou cycles ne ressort pas du carnet de route ni des dossiers techniques de la cellule de l'hélicoptère HB-XVM. Les inscriptions dans le carnet de route doivent contenir les trois paramètres suivants : *rotations, landings, engine starts (cycles)*

Vraisemblablement, ces trois termes ne sont pas compris de la même manière.

3. Conclusions

3.1 Faits établis

- Le pilote possédait une licence de pilote professionnel.
- L'autorotation effectuée en raison de la panne de moteur était correcte.
- L'appareil était admis pour l'exploitation commerciale.
- La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites.
- Dernier examen de la cellule : Le 5 août 1999, la société SAM Center SA, JAR 145 Ref. FOCA-177, a effectué à Ambri un contrôle des 200 h sur la cellule.
- Dernier examen du moteur: le 5 août 1999, la société SAM Center SA, JAR 145 Ref. FOCA-177, a effectué à Ambri un contrôle des 100 h sur le moteur.
- Consignes de navigabilité concernant le moteur: les consignes de navigabilité, y compris HB97-090/DGAC 95.069R1 et TU 208 ont toutes été appliquées par Turbomeca.

HB99.139, a été attestée comme non applicable par SAM Center SA le 27.04.99.

HB99.338, a été attestée comme non applicable par SAM Center SA le 05.07.99

- Aucune indication quant aux bulletins et lettres service concernant le moteur.
- La perte soudaine et complète de puissance du moteur en vol est imputable à une rupture d'aube dans le compresseur radial.
- Le dommage est apparu, conformément aux indications de l'entreprise d'entretien, dans les limites de la durée normale autorisée de fonctionnement du moteur.
- Le problème était connu du constructeur du moteur et des solutions ont été recherchées.
- Les renseignements inscrits dans le carnet de route par l'opérateur ne correspondaient pas aux prescriptions du constructeur, c'est-à-dire que les *rotations, landings et engine starts (cycles)* n'étaient pas clairement mentionnés.
- La notion de *cycle a*, dans le domaine de la maintenance des moteurs et des cellules, des significations différentes et peut donc être mal interprétée.
- Les conditions météorologiques n'ont eu aucune influence sur le déroulement de l'accident.

3.2 Cause

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

3.3 Recommandation de sécurité no 329

L'Office fédéral de l'aviation civile est invité à intervenir de manière que le terme de *cycle* dans le domaine de la maintenance des moteurs et des cellules soit défini et utilisé de manière homogène.

L'Office fédéral de l'aviation civile est invité à examiner s'il faut prescrire l'installation de coûteux dispositifs de contrôle des paramètres de vol et du moteur.

Berne, le 27 janvier 2005

Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation

Ce rapport sert uniquement à la prévention des accidents. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances de l'accident (art. 24 de la loi sur l'aviation)