



# **Rapport Final** **du Bureau d'enquêtes sur** **les accidents d'aviation**

concernant l'accident

de l'hélicoptère Lama SA315B, HB-XMR

du 22 janvier 1998

à Lausanne

## **Ursache**

Der Unfall ist auf den Bruch eines Hauptrotorblattes in Folge eines Ermüdungsbruches im Bereiche der ersten Bohrung, welcher durch korrosive Substanzen eingeleitet wurde, 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 SUR LA NAVIGATION AÉRIENNE)

---

<b>AERONEF</b>	Hélicoptère Lama SA315B	HB-XMR
<b>EXPLOITANT</b>	Privé	
<b>PROPRIETAIRE</b>	Privé	

---

<b>PILOTE</b>	Ressortissant suisse, né en 1960
<b>LICENCE</b>	de pilote professionnel (cat. hélicoptères)

<b>HEURES DE VOL</b>	<b>Total</b>	7102	<b>Au cours des 90 derniers jours</b>	89
	<b>Type en cause</b>	3100	<b>Au cours des 90 derniers jours</b>	47

---

<b>LIEU</b>	1003 Lausanne, rue du Vallon		
<b>COORDONNEES</b>	538 500 / 144 250	<b>ALTITUDE</b>	env. 600 m/mer
<b>DATE ET HEURE</b>	22 janvier 1998, 1500 h locale (UTC + 1)		

---

<b>TYPE D'UTILISATION</b>	VFR, commercial, transport de charge externe
---------------------------	--

<b>PHASE DU VOL</b>	Embrayage du rotor
---------------------	--------------------

<b>NATURE DE L'ACCIDENT</b>	Perte d'une pale principale
-----------------------------	-----------------------------

---

## TUES ET BLESSES

	Equipe	Passagers	Autres
Mortellement blessé	---	---	---
Grièvement blessé	---	---	---
Indemne/légèrement blessé	1	---	---

<b>DOMMAGES A L'AERONEF</b>	Gravement endommagé
-----------------------------	---------------------

<b>AUTRES DOMMAGES</b>	Néant
------------------------	-------

## **CIRCONSTANCES DE L'ACCIDENT**

Vers 0945 h, l'hélicoptère HB-XMR quitte la base d'Epagny à destination de Villeneuve. Un assistant de vol accompagne le pilote pour un transport de matériaux du toit d'un immeuble jusqu'au sol, travail qui se déroule sans problème.

Aux alentours de 1300 h, le Lama quitte Villeneuve pour effectuer un déplacement d'antenne dans la localité d'Ecublens, opération qui se passe normalement.

A env. 1430 h, l'hélicoptère décolle d'Ecublens et se pose à la rue du Vallon dans les hauts de Lausanne où le transport d'une armoire électronique est prévu. Le pilote arrête la turbine dans l'attente du feu vert des personnes stationnées à Pully pour réceptionner ce matériel. Peu avant 1500 h, le signal de mise en route est transmis au pilote qui s'installe aux commandes du HB-XMR et démarre la turbine.

Au moment de l'embrayage du rotor principal, le pilote entend un bruit sourd puis constate que l'hélicoptère tourne brusquement sur ses patins d'env. 80° à droite alors qu'une multitude de pièces sont projetées aux alentours. A l'arrêt de l'appareil, il réalise que la cabine est détruite et que l'ensemble pales-transmission n'est plus relié à l'hélicoptère. Le pilote, légèrement blessé à la tête et aux mains, est secouru par son assistant de vol qui avait suivi du sol le déroulement de l'accident et qui s'était mis à l'abri derrière deux blocs de béton.

A côté de la cabine détruite se trouvait le rotor principal auquel deux pales étaient encore reliées tandis que la troisième pale avait été projetée à env. 100 m de l'épave.

## **FAITS ETABLIS**

- Le pilote détenait une licence de vol valable et possédait une grande expérience dans ce genre d'opérations. Ce transport avait été autorisé par la police communale de Pully.
- Aucun élément ne laisse supposer que le pilote ait été atteint dans sa santé au moment de l'accident.
- L'hélicoptère HB-XMR était autorisé aux vols VFR commerciaux de jour.
- La masse et le centrage se trouvaient dans les limites prescrites.
- La pale en cause portait le S/N 11439 et avait été construite en 1978. Au moment de l'accident, elle totalisait 4947 h de fonctionnement avec différents hélicoptères dans plusieurs compagnies. La vie de cette pale principale peut être résumée de la façon suivante:
- Après équilibrage avec les pales n° 11608 et 11615, installation des trois pales sur l'Alouette III F-BRQI en mai 1980.

- Dépose de la pale n°11439 le 3 février 1982 due à la présence de corrosion sur le longeron au niveau du saumon après 794:40 h de fonctionnement. Jusqu'à cette date, la pale n'était pas équipée du cordon d'étanchéité protégeant l'assemblage longeron 7 ferrure.
- Le 23 décembre 1982, équilibrage dynamique de la pale concernée après réparation suivi d'un équilibrage avec les pales n° 11615 et 13114.
- En février 1983, Installation du jeu de pales susmentionné sur le Lama SA315BF-BWE.
- Le 20 décembre 1983, dépose de la pale n°11439 suite à un impact sur l'intrados avec 1265:25 h de service.
- Le 14 mai 1984, équilibrage dynamique après réparation de cette pale, puis équilibrage avec les pales n° 11615 et 13114.
- En juin 1984, installation de ce jeu de pales sur l'Alouette III F-GDAN dont il sera déposé le 5 juillet 1984 pour alignement de potentiel. La pale n°11439 compte alors 1269:35 h de fonctionnement.
- Le 10 janvier 1985, montage de la pale en question sur l'Alouette III F-BUAY. Le 20 février 1988, démontage de cette pale avec un total de 3982 h de Service suite au sectionnement des rivets de renfort des contrefiches. Le jeu déposé des 3 pales principales a effectué env. 2713 h avec l'hélicoptère F-BUAY sans qu'aucun incident n'ait été déclaré. Il a été mis de côté, car économiquement non réparable, puis cédé par la suite avec d'autres jeux au constructeur.
- Le 18 novembre 1991, la pale n° 11439 est reconstruite en usine puis stockée.
- Le 6 mai 1994, la pale n° 11439 est installée avec les pales n° 5465 et 5390 sur le Lama SA 315B HB-XHD puis le jeu sera déposé le 17 du même mois en raison de problèmes de vibrations (tracking); elle compte à ce moment 3985:38 depuis fabrication.
- Le 7 juin 1994, le jeu de pales concerne est monté sur le Lama SA 315B HB-XPP dont il sera démonté le 4 juin 1996. La pale n° 11439 compte désormais 4603:46.
- Du 11 juin 1996 au 19 août 1996, ce jeu de pales principales est loué à une compagnie étrangère ; 102 h supplémentaires sont répertoriées durant cette période.

- Le 11 septembre 1997, l'ensemble des pales principales comprenant la pale n° 11439 est installé sur le Lama 315B HB-XMR ; l'hélicoptère accomplit diverses missions de transport durant 242 h de vol jusqu'au 22 janvier 1998, jour de l'accident.
- Les morceaux de la pale n° 11 439 ainsi que les pales n° 5390 et n° 5465 ont été remis au laboratoire fédéral d'essai des matériaux et de recherche à Dübendorf pour analyse de la rupture. Deux rapports ont été produits respectivement le 17 juillet 1998 et le 9 juin 1999.
- Le résumé du 1<sup>er</sup> rapport rapporte les faits suivants (citation) :

«Bei der Demontage wurde festgestellt, dass die Befestigungsschrauben im Laufe der Betriebszeit ihre Vorspannung verloren hatten. Die Presspassung im Stahlbeschlag und Holmprofil war jedoch noch vorhanden.»

«Visuell konnten im unteren Bereich der Bruchstelle beim Bolzen wie bei den anderen Schraubenbolzen Beläge festgestellt werden, die auf Korrosionseinflüsse hindeuten.»

«Die genaue Vermessung der Pressfugen zwischen Schraubenbolzen und Bohrungen der Rotorblattbefestigung ergab, dass offenbar bis zum Schluss eine starke Pressung vorhanden war, dass Relativbewegungen, Bolzen-Bohrung sowie Eindringen von korrosiven Medien verhindert werden konnten.»

«Die metallkundlichen Untersuchungen haben zunächst ergeben, dass der Ermüdungsbruch von zwei verschiedenen Punkten der ersten Befestigungsbohrung ausgegangen ist und insgesamt über 70% des Querschnittes erfasst. Demnach war die Nennspannung im Tragholm des Rotorblattes eher klein. Die Form der Rastlinien des Ermüdungsbruches bestätigt das Vorliegen von Druckspannungen im Bohrungs-bereich.»

«Fraktographisch konnte nachgewiesen werden, dass der Bruchausgang, d.h. die Stelle, wo der Ermüdungsriß initiiert wurde, in der kontaktfreien Zone des Befestigungsbolzens lag ( beim Übergangs-Radius der Bohrung).»

«Metallographisch wurde festgestellt, dass im gesamten unteren Randbereich der Bohrung Korrosionsgrübchen (Pitting) vorhanden sind, von denen interkristalline Risse und stellenweise Ermüdungsrisse ausgegangen sind.»

«Die Analyse der Korrosionsprodukte auf den Oberflächen und in den interkristallinen Rissen ergab von aussen nach innen abnehmende Gehalte an Chlor, welches offenbar den Korrosionsangriff stark begünstigt hat.»

«Die Festigkeit des Holmmaterials entsprach den Werten des Werksattestes, wobei möglicherweise eine leichte Erhöhung durch Auslagerung stattgefunden hat.»

«Die Messung der Risswachstumsgeschwindigkeit hat ergeben, dass das Material bei normalen Laborbedingungen keine Auffälligkeiten zeigt.»

«Die Frage der Auffindbarkeit eines entstehenden Ermüdungsrissses (ohne Demontage der Verbindung) wurde mit Ultraschall überprüft.»

«Damit ergibt sich für den Schaden als wahrscheinlichste Ursache, dass ein Eindringen von Chlor, z.B. in Form von Chloriden, in den Randbereich der Bohrung der Verschraubung des Rotorblatt-Längsholmes mit dem Stahlbeschlag das Entstehen von interkristallinen Rissen und von Ermüdungsanrissen bewirkte. Hierbei dürfte neben der anfänglich fehlenden Versiegelung auch der Verlust der Vorspannung der Schraubenverbindung wegen Kriechens der Celeron-Unterlagscheiben begünstigend gewirkt haben.»

«Ob ein aussergewöhnliches Ereignis im Betrieb, insbesondere eine Überlastung, die Initiierung des Haupt-Ermüdungsrissses zusätzlich gefördert haben könnte, konnte weder nachgewiesen noch direkt widerlegt werden.»

«Ein solches Ereignis wäre aber auch für die Initiierung nicht unbedingt erforderlich gewesen, wie die kleinen Ermüdungsanrisse, die nicht normal zur Hauptspannungsrichtung liegen, zeigen.» (Fin de la citation).

Le résumé du second rapport contient les précisions qui suivent (citation) :

«Die am Werkstoff festgestellte kritische Spannungsintensität  $K_{I\text{ KRIT}}$  von ca. 43 Mpa/m, wird im kritischen Querschnitt des Hauptrotorblattes bei der Nenndrehzahl allein durch die Wirkung der Zentrifugalkraft erreicht, sobald der Anriss ca. 62% des Querschnittes erfasst hat. Bei einem solchen Anriss ist der kritische Querschnitt nicht imstande weitere Lasten, die beim Flug entstehen, zu übertragen.»

«Daraus folgt, dass während der Helikopter noch am Boden war die Anrissfläche um mindestens 13% (von 62 auf 75%) des Nettoquerschnitts gewachsen war. Diesem Risswachstum der Bruchfläche entspricht eine Zunahme des an der Oberfläche sichtbaren Anrisses um ca. 15 mm auf der linken Bruchseite und um ca. 3 mm auf der rechten Bruchseite. Vor der letzten Landung war also auf der linken Bruchseite höchstens ca. 48 mm und auf der rechten Bruchseite höchstens 32 mm des Anrisses auf der Oberfläche sichtbar.»

«An der Bruchausgangsstelle wurde ein ca. 0,15 mm tiefer Bereich mit interkristalliner Korrosion und Korrosionsprodukten mit Chloranteil festgestellt. Es kann aber davon ausgegangen werden, dass das weitere Risswachstum ohne Einwirkung von Chlor zustande kam.» (Fin de la citation).

- Suite à cet accident, le constructeur de la pale a émis le 3 février 1998 deux télex services 01-64 ( AI III ) et 01-29 ( Lama ) demandant, après décapage, de vérifier par ressuage la zone susceptible de présenter une crique.
- Après estimation du temps de propagation de la crique ( 200 heures pour la partie visible), le constructeur a produit deux télex services 01-65 ( AI III ) et 01-30 ( Lama ) demandant de vérifier visuellement avec une loupe toutes les 25 h de vol la zone en question ; en cas de doute, il est demandé d'effectuer un ressuage.
- L'origine de la corrosion formée sur le rayon de raccordement de l'alésage du 1<sup>er</sup> boulon n'a pu être déterminée. Le rapport de laboratoire du constructeur conclut à un départ de la crique en fatigue du côté du bord de fuite. Des expertises menées par le centre de fabrication des pales sur différentes pales fabriquées le même jour ou ayant eu une partie de vie commune avec la pale accidentée n'ont pas permis de mettre en évidence des traces de corrosion.
- Selon les sources du constructeur, le genre de rupture de la pale n° 11439 est un cas unique après 27 millions d'heures de vol recensées pour ce type de pales.
- La situation météorologique du jour n'a eu aucune influence sur le déroulement de l'accident.

## **ANALYSE**

### **Aspect technique**

Durant les deux premières années d'utilisation, la pale en question a effectué près de 800 heures de vol sans cordon d'étanchéité au niveau de l'assemblage longeron/ferrure avant qu'elle ne soit déposée le 3 février 1982 pour réparation suite à la présence de corrosion sur le longeron au niveau du saumon. Il est possible qu'au cours de cette période des particules associées à du chlore se soient introduites entre la ferrure et le longeron, puis aient migré en direction de l'alésage du premier alésage.

Après la réparation effectuée en usine, la pale no 11439 était pourvue du cordon d'étanchéité qui aurait enfermé ces molécules de chlore, lesquelles se sont fixées dans la zone du rayon de raccordement de perçage. Par conséquent, ces substances étrangères ont provoqué une corrosion intergranulaire d'une part et sous forme de piqûres (pitting) d'autre part tout autour du rayon dans le profil d'aluminium constituant le longeron.

Les piqûres de corrosion ont initié des criques qui ont généré un effet d'entaille dans la matière dans un premier temps. Sous l'effet des contraintes dynamiques d'utilisation, notamment de la force centrifuge combinée aux efforts de battement et de trainée, une crique de fatigue a progressé d'un côté de l'alésage, sur l'arrière de la section locale du longeron d'abord, puis des deux côtés lorsque la contrainte a été trop élevée, jusqu'à la rupture finale.

Comme la ferrure recouvre une grande partie du longeron, cette anomalie n'est détectable qu'à partir du moment où la fissure dépasse la zone enfermée par l'attache métallique. En effet, cet assemblage de grande précision n'est pas démontable et aucun contrôle n'est possible au rayon de raccordement de l'alésage. Toutefois, la face inférieure de la pale no 11439 présentait deux fissures d'une longueur respective de 32 et 48 mm de chaque côté de la ferrure d'attache avant le dernier démarrage de la turbine (annexe 1). Ces deux défauts n'étaient pratiquement pas décelables lors d'un contrôle de routine.

D'après les chiffres contenus dans le deuxième rapport de l'EMPA, 62% de la section du longeron était fissuré en fatigue au moment où l'hélicoptère se trouvait au sol, turbine arrêtée. Au cours du dernier démarrage, la fissure a augmenté de 13% en surface sous l'effet de l'accélération de la force centrifuge, ce qui explique que la pale s'est rompue avant que le nombre de tours rotor se soit stabilisé à son régime nominal.

La mise en place d'un contrôle périodique des zones d'attaches de pales par le constructeur devrait prévenir ce genre de problème. Les différentes analyses métallurgiques ont permis de constater que la progression de ces criques est liée au nombre de cycles, ce qui pourrait amener le constructeur à préconiser des contrôles de périodicités différentes en fonction du nombre de cycles horaires de l'utilisateur.

Comme ce cas de rupture est unique après 27 millions d'heures de vol avec ce type de pales, aucune surveillance particulière n'était requise par le passé.

### **Aspect opérationnel**

Les différents rapports d'expertise ne peuvent démontrer qu'une utilisation inadaptée (cas de surcharges) serait à l'origine de la crique principale de fatigue.

Par ailleurs, le pilote n'a fait mention d'aucune vibration particulière en vol, cependant a déclaré que l'hélicoptère avait un comportement vibratoire différent au sol, phénomène qu'il avait attribué à la dégradation des amortisseurs du train d'atterrissage.

### **CAUSE**

L'accident est dû à la rupture d'une pale principale suite à une fracture en fatigue à l'endroit du premier alésage initiée par des agents corrosifs.

*L'enquête a été menée par Olivier de Sybourg.*

Berne, le 15 février 2000

Bureau d'enquêtes sur les accidents d'aviation

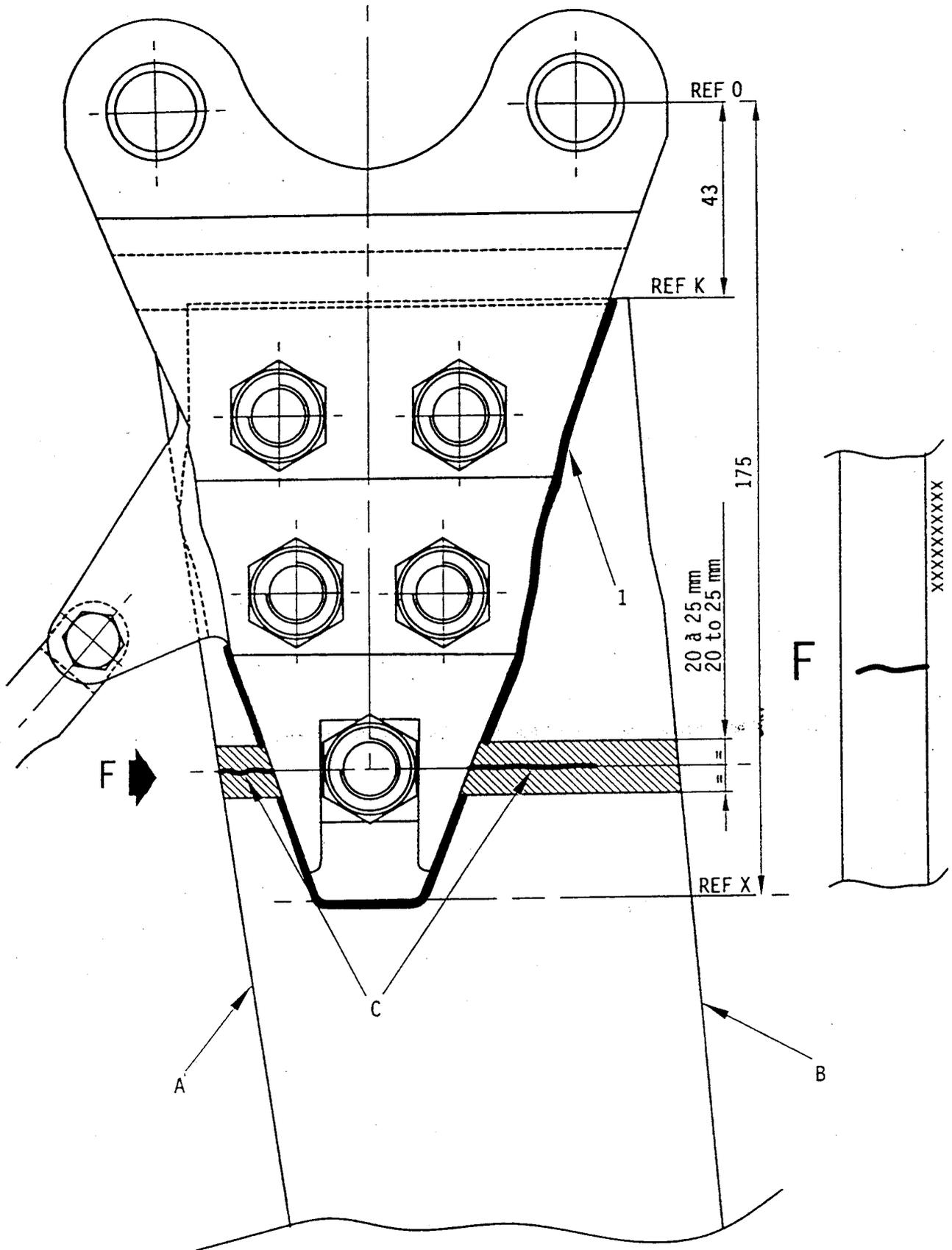


FIGURE 1