



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

**concernant l'accident**

de l'hélicoptère SA 330 J Puma, HB-XVI

survenu le 5 septembre 1997

à Vira Gambarogno, Val Trodo, zone dénommée «Ganna Rossa» / TI

**Suite à une procédure de réexamen selon l'art. 22 – 24 de l'ordonnance relative aux enquêtes sur les accidents d'aviation et sur les incidents graves, la Commission fédérale sur les accidents d'aviation a déclaré que le rapport du Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation du 20 novembre 2003 tenait lieu de rapport final. Selon décision de la Commission, le 5ème paragraphe sous chiffre 1.12 a été modifié.**

## Causa

L'infortunio è dovuto alla perdita di controllo dell'elicottero in curva a bassa quota, durante un decollo verticale in un bosco, a causa di un guasto alla BTA, l'origine del quale non ha potuto essere stabilito.

Cause accessorie:

- manutenzione difettosa dell'elicottero
- mancanza di un indicatore di limatura o della qualità dell'olio (BTA) nel posto di pilotaggio (cockpit)

**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 du 21 décembre 1948, LA, RS 748.0).**

## SYNOPSIS

### Sommaire

Lors d'un décollage vertical en forêt, l'hélicoptère HB-XVI s'écrase suite à une perte de contrôle en lacet consécutive à une défaillance de la boîte de transmission arrière.

### Enquête

L'accident s'est produit aux env. de 12 h 35<sup>1</sup>. Il a été notifié aux env. de 13 h 00 au Bureau fédéral d'enquête sur les accidents d'aviation (BEAA). L'enquête a été ouverte le soir même sur les lieux de l'accident et conduite en collaboration avec la police cantonale du Tessin. L'enquêteur en charge, M. Guido Hirni, est décédé lors d'un accident le 13 Octobre 1998. De plus, de nombreuses dépositions enregistrées sur disquette ont été détruites lors de son accident. De ce fait, une grande partie de l'enquête a dû être reconduite par les enquêteurs sous-signés.

## 1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

### 1.1 Déroulement du vol

Le déroulement du vol a été reconstitué sur la base des déclarations du pilote et des témoins ainsi que des traces d'impact.

Le jour de l'accident, le pilote est parti à 7 h 30 de Lodrino avec deux aides de vol de l'entreprise Heli-TV à bord et a atterri sur le dépôt de bois au Monte Ceneri. Là, deux ouvriers de l'entreprise C. ont été pris en charge et conduits à leur lieu de travail. Le pilote a déposé les quatre personnes, puis est retourné au Monte Ceneri pour attendre le début des travaux.

Ensuite, il a effectué entre 60 et 70 vols de transport de bois (charge externe) et les rotations se sont terminées à midi.

A 12 h 40, le pilote est parti du Monte Ceneri avec trois personnes à bord afin d'aller chercher les quatre ouvriers au lieu d'embarquement du chantier.

Voici comment le pilote décrit la suite des événements : (citation)

*« Je suis arrivé sur le chantier et, comme à chaque fois, j'ai effectué un vol stationnaire, comme on dit dans le métier, au-dessus du conteneur avec une roue en appui sur le toit du conteneur. L'hélicoptère était face à la montage, légèrement de biais par rapport à l'axe du conteneur. Les 4 ouvriers se trouvaient déjà sur le toit et ils sont montés à bord en passant par la porte de droite. L'assistant de vol de Héli-TV s'est chargé de fermer les portes.*

---

<sup>1</sup> Les heures mentionnées dans le rapport sont exprimées en heures locales (UTC + 2)

*Je me suis assuré que tout le monde était monté et que les portes avaient été fermées, puis j'ai initié un vol ascensionnel dans le but d'amener l'hélicoptère au-dessus de la cime des arbres, à environ 50 mètres du sol. Mon intention était de virer tout en partant vers la droite. J'ai appuyé sur la pédale de droite qui commande le rotor de queue. J'ai subitement senti une vibration dans les pédales et au même moment j'ai entendu un bruit anormal venant de la queue de l'appareil. La machine a immédiatement commencé à tourner à gauche sur elle-même par rapport à l'axe vertical. J'ai tout de suite compris que les commandes du rotor de queue ne répondaient plus. J'ai alors réduit le pas (angle d'attaque de pales) pour diminuer le couple et simultanément j'ai poussé le « stick » à gauche pour lancer la machine dans la vallée afin de prendre de la vitesse.*

*J'ai réalisé que cette manœuvre ne réussirait pas. Pour effectuer un atterrissage forcé dans les arbres et pour diminuer la vitesse de rotation, j'ai réduit le pas et j'ai levé le nez de l'hélicoptère. Par conséquent, l'hélicoptère est descendu, a touché les arbres et s'est ensuite écrasé au sol. » (fin de citation).*

L'accident a eu lieu vers 12 h 35.

Deux occupants ont été tués, quatre grièvement et deux légèrement blessés.

L'hélicoptère a été détruit.

Coordonnées du lieu de l'accident : 711.200/110.000 Altitude : 1300m/mer

Carte nationale de la Suisse : 1:25000, feuille n° 1333, Tesserete

## 1.2 Tués et blessés

	Equipage	Passagers	Tiers
Mortellement blessé	1	1	---
Grièvement blessé	1	3	---
Indemne ou légèrement blessé	2	---	

## 1.3 Dommages à l'hélicoptère

L'hélicoptère a été détruit.

## 1.4 Autres dommages

Légers dommages à la forêt.

## 1.5 Renseignements sur le personnel

### 1.5.1 Pilote

Citoyen Suisse, année de naissance 1955

Titulaire d'une licence de pilote professionnel pour hélicoptères établie par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) le 03.03.1997 et valable jusqu'au 05.09.1997.

Également titulaire d'une licence professionnelle d'avions et vol aux instruments (IFR).

Extensions: nuit, radiotéléphonie internationale (UIT), atterrissages en montagne, instructeur de vol.

Types d'hélicoptères autorisés: Al II, Al III, AS 350 Types, B 206/206 L, B 47 Types, SA 315, BK117, Enstrom 28, EXEC 90, R22, R 44, SA 330 Puma PIC.

Expérience de vol totale, hélicoptère et avion: 11 785 h

Expérience de vol (hélicoptère):

Au total 10 749 h, dont 2347 h sur le type en cause  
dans les trois derniers mois 191 h, dont 159 h sur le type en cause.

Début de la formation aéronautique: mars 1978

Dernière visite médicale: 11.02.1997, résultat: apte sans restriction.

### 1.5.2 Aides de vol

+ Citoyen Suisse, année de naissance 1969

Citoyen italien, année de naissance 1962

### 1.5.3 Passagers

+ Citoyen portugais, année de naissance 1956

Citoyen italien, année de naissance 1955

Citoyen portugais, année de naissance 1973

Citoyen Suisse, année de naissance 1977

Citoyen Suisse, année de naissance 1974

## 1.6 Hélicoptère HB-XVI

Type:	SA 330 J Puma
Constructeur:	Aérospatiale SA / Eurocopter
Caractéristiques:	Biturbine
Année de construction:	1980
Numéro de série:	1608
Moteurs:	Constructeur: Turboméca
	Type: Turmo IV C
	Puissance: 955 kW
	Numéros de série: 1867 et 1339
Certificat d'immatriculation:	établi par l'OFAC le 19.10.1995 et valable jusqu'à nouvel ordre
Certificat de navigabilité:	établi par l'OFAC le 19.10.1995
Champ d'utilisation:	exploitation commerciale en VFR de jour et de nuit
Propriétaire et exploitant:	Heli TV, 6500 Bellinzona

Boîte de transmission arrière (BTA):

S/N M 935 Type 330A révision générale 30.5.1989, à l'usine. Installation sur HB-XVI le 15.3.1991, 5776:39 heures. Application du SB 01-52 & 05.81 R1 7.2.1996.

La construction fermée de la BTA ne permet aucune opération de maintenance à l'exception du contrôle du bouchon magnétique et du niveau d'huile. Le remplacement du voyant d'huile est autorisé.

Pales de rotor arrière:

selon la liste de configuration, 3 pales ont été installées le 15.3.1991. Une pale a été installée le 11.2.1997, une autre le 8.8.1997.

Heures de service au moment de l'accident: 8041 h 57 (selon les inscriptions contenues dans le carnet de route jusqu'au 04.09.97)

Heures de vol le jour de l'accident, inscrites par le pilote: 4 h 08

Total: 8046 h 05

Le dernier examen de l'OFAC a eu lieu le 23.7.1996.

Le dernier contrôle des 100 heures a été effectué le 14.8.1997 au total de 7995 h 35 de service. Le dernier contrôle de 25 heures a été effectué le 21.8.1997 au total de 8020 h 13.

Le contrôle journalier a été effectué le jour avant l'accident lors de la rentrée de l'hélicoptère à la base.

Les points à vérifier durant les contrôles se trouvent sous 1.17.

BTA (boîte de transmission arrière): révision générale le 15.3.91. Heures de fonctionnement au moment de l'accident: 2266 h. TBO (time between overhaul): 3000 h.

Selon la déposition du pilote les heures de vol, les cycles et les rotations du HB-XVI étaient relevées de la façon suivante: heures au chronomètre, rotations au compteur manuel et les cycles représentent seulement les mises en route des moteurs.

Masse et centre de gravité: La masse maximale au décollage est de 7400 kg ; la masse au moment de l'accident se situait à env. 5050 kg.  
La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites au moment de l'accident.

Endurance: env. 30 min. Réservoir gauche: 400-450 lbs,  
droit: 300-350 lbs.

## 1.7 Conditions météorologiques

Selon le rapport de police:

<i>Tempo</i>	<i>sereno</i>
<i>Temperatura</i>	<i>Magadino 24°C (200 m/m)</i> <i>Cimetta 16°C (1670 m/m)</i>
<i>Vento</i>	<i>Magadino 14 km/h</i> <i>Cimetta 15 km/h</i>
<i>Direzione del vento</i>	<i>Magadino ovest</i> <i>Cimetta est</i>

## 1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

## 1.9 Télécommunications

La liaison radio entre l'équipage embarqué et les membres au sol s'est déroulée normalement.

## 1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

## 1.11 Enregistreur de vol

Non prescrit, ni installé.

## 1.12 Renseignements sur l'hélicoptère et l'impact

L'épave de l'hélicoptère se trouvait à quelques 80 m du point de départ, en pente, parmi les sapins. La cellule principale était couchée sur le côté gauche. Un tronc d'arbre avait pénétré le cockpit du côté copilote et un autre tronc d'arbre avait défoncé la cabine. L'ensemble du rotor anti-couple se trouvait à environ 30 m au-dessus de la cellule.

Le rotor anti-couple était fortement endommagé. Les pales étaient tordues, mais ne montraient pas de traces d'impacts importants relevant de la rotation en régime de vol.

Le premier examen de la BTA a permis de constater que la transmission à travers l'arbre d'entraînement au rotor a été interrompue.

Constats après démontage en atelier de la BTA:

- Un dépôt important de boues noirâtres mélangées au lubrifiant de la BTA.
- Le bouchon magnétique présente un dépôt important de boue noirâtre.

Le verre du voyant du niveau d'huile de la BTA était d'une couleur noirâtre (voir annexe). La couleur de l'huile était aussi noirâtre, c'est-à-dire beaucoup plus obscure qu'habituellement, ce qui n'était pas normal.

A l'état neuf, l'huile est de couleur jaune-miel; durant le service, l'huile devient brunâtre; quant au voyant, il ne s'obscurcit que quelque peu.

Les cannelures de la liaison arbre rotor et roue conique sont complètement détruites. La rupture totale de ces cannelures est à l'origine de l'endommagement final de la BTA, conduisant à la perte d'entraînement du rotor anti-couple.

Faits relevés au rotor arrière:

Trois des cinq pales étaient pourvues de masses d'équilibrage. Le manuel d'entretien tolère la charge de deux pales au maximum (voir annexe).

Cockpit:

La chaîne d'amortissement en lacet (yaw damper) de l'autopilote est déclenchée. Le pilote indique dans sa déposition qu'il n'utilise pas ce système durant le travail aérien, dans le but de pouvoir actionner sans résistance les contrôles du rotor anti-couple.

### 1.13 Renseignements médicaux

Le pilote a été soumis à un alcootest. Le résultat a été négatif.

### 1.14 Incendie

Aucun incendie ne s'est déclaré.

### 1.15 Questions relatives à la survie des occupants

La chute et l'impact ont permis à une partie des occupants de survivre à l'accident grâce au fait que la déformation de la cabine a été limitée. Une personne, éjectée lors de l'impact, a été tuée par le rotor principal et l'autre personne, assise à côté du pilote est demeurée indemne parce qu'elle est tombée de son siège avant qu'un tronc d'arbre ait pénétré cette partie du cockpit. A l'exception du pilote, les occupants n'étaient pas attachés au moyen des ceintures de sécurité.

### 1.16 Essais et recherches particuliers

#### Facteurs techniques

Les composants de la boîte de transmission arrière (BTA) ont été soumis au Laboratoire fédéral d'essais des matériaux et de recherche (EMPA) à Dübendorf. (citation)

« Zusammenfassung:

*Das Versagen des Heckrotorgetriebes ist auf die Lockerung der Verschraubung des 90°-Winkelgetriebe-Tellerrades und die zwangsläufig verbundene sukzessive Zerstörung der Keilverzahnung der Tellerradbefestigung zurückzuführen.*

*Die Lockerung der Verschraubung wurde durch Materialabtragungen an den Stirnflächen des Tellerrades wesentlich beeinflusst. Durch den Materialverlust sank die axiale Vorspannung langsam gegen Null, sodass am Schluss sogar ein deutliches Spiel entstanden ist (verbunden mit der Taumelbewegung des scheibenförmigen Tellerrades).*

*Entsprechend dem hohen Drehmomentniveau und den betrieblichen Vibrationen (Pulsation) des übertragenen Drehmoments und damit verbundene starke periodisch wechselnde Zu- und Abnahme der Flankenpressung in der Keilverzahnung der Heckrotorantriebswelle ist eine fortschreitende Abtragung der Zahnflanken der Keilverzahnung entstanden. Im Moment des Unfalles war nur noch ca. 5% der ursprünglichen Zahndicke tragfähig, dieses Reststück vermochte nunmehr den hohen abflugbedingten Drehmomentanstieg im Getriebe nicht mehr zu übertragen und wurde abgeschert. Somit wurde die Rotationskraftübertragung der Antriebswelle des Heckrotors völlig unterbrochen.*



### *Beurteilung der Tellerradverschraubung*

*Die axiale Fixierung des Tellerrades erfolgt im 90°-Winkelgetriebe mit einer sehr schmalen Nutmutter, deren Vorspannungsverlust im vorliegenden Schadenfall eine zentrale Rolle gespielt hat.*

*Die mitverspannten Elemente der Tellerradverschraubung weisen durchwegs äusserst schmale ringförmige Flügelflächen auf, die bei unzulässig hohen Vibrationen bzw. bei den zwangsläufig ablaufenden Setzerscheinungen (an diesen kleinen mitverspannten Flächen mit hohen spezifischen Flächenpressung) ungewöhnlich rasch das Entstehen eines unzulässigen Vorspannkraftverlustes begünstigen können.*

*Die unerwünschten Mikrogleitungen an den schmalen Flügelflächen führen zu weiteren Glättungen und somit zu markant erhöhten Setzerscheinungen, die dann insgesamt einen globalen Vorspannkraftverlust bewirken.*

*Sobald eine erste Lockerung eingetreten ist, sind die Auswirkungen auf die Zentrierung des Tellerrades äusserst negativ, durch die kleinen Gleitbewegungen an den Flügelflächen (im vorliegenden Fall als satter Schiebesitz ausgebildet) entsteht allmählich eine so hochgradige Materialabtragung, dass die sonst feste Keilverzahnung Spiel bekommt. Dadurch wird die Zerstörung der Verzahnung eingeleitet.“ (fin de citation)*

Les mêmes composants ont été soumis à la DIRECTION DES CENTRES D'EXPERTISE ET D'ESSAIS (DGA) à Orsay.

Synthèse et commentaires de l'expertise: (citation)

*Les travaux d'expertise réalisés au CEPr ont été conduits principalement sur les composants livrés de l'ensemble arbre rotor arrière pour tenter d'expliquer l'origine de la destruction de la dentée conique sur l'arbre.*

*Les principaux éléments et résultats ont permis d'établir les constatations suivantes:*

- 1) Les cannelures se sont dégradées simultanément et progressivement sur les deux pièces par usure et sous l'effet des chargements successifs sur plus des trois quarts de leur section travaillante.*
- 2) L'usure conséquente des surfaces en contact des deux pièces, de part et d'autre des cannelures, résulte d'un phénomène de fretting-corrosion. Un tel phénomène indique que le mécanisme d'endommagement s'est déroulé sur un laps de temps important.*
- 3) Les traces d'usure dissymétriques de contact entre les deux pièces montrent que la roue dentée présentait un écart de perpendicularité avec l'axe de l'arbre, pendant toute la durée du processus d'endommagement.*
- 4) L'écrou et son frein sont demeurés solidaires l'un de l'autre. Ils ne portent pas de trace évidente capable de démontrer leur dévissage.*
- 5) Le contrôle dimensionnel des pièces ne montre aucun écart sur les zones hors dommages.*
- 6) Les résultats des contrôles métallurgiques des aciers constituant l'arbre rotor et la roue dentée satisfont aux spécifications du constructeur.*
- 7) L'analyse des dépôts gras présents sur les éléments indiquent l'utilisation d'une huile minérale, pouvant correspondre à une huile d'extrême pression de type O-155 telle que préconisée par le constructeur.*
- 8) L'absence d'endommagement significatif sur l'ensemble des roulements observés écarte toute implication du lubrifiant dans l'origine de l'avarie.*

*De toute évidence, l'endommagement progressif de la liaison par cannelures et les usures sur les surfaces de contact des pièces n'ont pu se produire qu'après l'apparition d'un jeu dans l'assemblage des composants normalement serrés sur l'ensemble arbre rotor.*

*Un dévissage de l'écrou assurant la cohésion de l'ensemble pourrait être à l'origine du phénomène et expliquer la totalité des endommagements constatés, par l'apparition d'un jeu favorisant le battement des cannelures et les usures progressives identifiées. Cependant, l'examen du frein d'écrou n'a pas confirmé une telle éventualité.*

*A ce stade d'observation, il n'est pas aisé d'émettre d'autre hypothèse compte tenu des éléments d'enquête non communiqués. En particulier, l'historique de la BTA, les constatations relevées lors du démontage, l'état des autres composants de l'ensemble, n'ont pas été fournis au CEPr.*

*L'usure progressive des cannelures et des surfaces de contact a généré une production approximative de 5,5 cm<sup>3</sup> de particules d'acier. En supposant même que ces usures se soient développées très rapidement au cours des derniers vols, l'examen du bouchon magnétique et la coloration même de l'huile de la BTA auraient dû prévenir l'amorçage et le développement d'une telle dégradation.*

*Ce type d'endommagement aura également favorisé l'apparition d'un jeu angulaire important sur les pales du rotor arrière. En effet, le rapport 30 montre qu'une usure de 1 mm sur les flancs des cannelures en vis-à-vis conduit à un déplacement libre de 60 mm des saumons de pales.» (fin de citation)*

### **Expérience faite lors de l'exploitation des hélicoptères Puma et Super Puma:**

Aucun cas similaire de panne du rotor arrière présentant un tel dommage et ayant conduit à un accident ou à un incident ne s'est produit à ce jour.

Selon le constructeur, les expériences relatives aux hélicoptères de type Puma et Super Puma se fondent sur plus de 5 millions d'heures de vol.

### **Facteurs opérationnels**

Afin de recenser les possibilités opérationnelles en cas de panne du rotor arrière en vol stationnaire à une hauteur d'env. 50 m au-dessus du sol, un programme expérimental de vol en simulateur du Super-Puma des Forces Aériennes Suisses a été effectué le 7 mai 2001.

Paramètres du simulateur:

Rapport de masse 70 %, adapté aux valeurs et puissances réelles.

Densité atmosphérique et vents comme lors de l'accident: temp. 18 °C, vent var. 15 km/h.

Nature du terrain comme au lieu de l'accident: 1300 m/M, bois dispersé, env. 80% d'inclinaison.

Données de départ: décollage vertical avec rotation droite et gauche, les moteurs au régime nominal.

Le programme a été exécuté en alternance par un équipage à un pilote et à deux pilotes. L'équipage du simulateur était formé de deux enquêteurs et pilotes d'hélicoptère du BEAA, l'un d'entre eux étant titulaire d'un certificat de type militaire de PIC (Pilot in command) pour le Super Puma.

Le manuel de vol de l'hélicoptère prévoit en cas de panne du rotor arrière la procédure suivante:

- Amorcer immédiatement l'autorotation
- Tenter de faire atterrir l'hélicoptère en autorotation complète, les deux turbomoteurs arrêtés, laisser rouler l'appareil à la vitesse la plus grande permise par la configuration du sol et contrôler la direction avec les freins.

L'altitude en vol stationnaire d'env. 50 m/sol se trouve selon le diagramme hauteur/vitesse dans la zone nommée „dead man curve“. Une autorotation avec atterrissage contrôlé n'est donc pas prévue par le constructeur dans ce cas de figure.

## Résultats

Les essais en simulateur ont confirmé que, au cours de ces exercices en plaine, il n'a jamais été possible de prendre assez de vitesse de translation pour effectuer un atterrissage contrôlé à une altitude 50 m au-dessus du sol, le rotor arrière de l'hélicoptère étant arrêté.

Si la panne se produisait au-dessus d'un terrain incliné à env. 80%, un atterrissage contrôlé en autorotation, dans la vallée, pouvait être régulièrement effectué en simulateur à condition que le ou les pilotes réagissent immédiatement conformément à la procédure d'urgence et après avoir amorcé immédiatement un virage à gauche et pu reprendre de la vitesse en longeant la pente.

Cet exercice a réussi avec un temps de réaction de 1 à 2 secondes, les deux turbomoteurs étant immédiatement coupés. Il convient ici de relever qu'un équipage de deux pilotes pouvait effectuer les manœuvres nécessaires plus rapidement, améliorant ainsi les chances de réussir l'autorotation.

### 1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

Il s'agissait d'un vol commercial effectué sur demande. L'entreprise Heli-TV était en possession des autorisations nécessaires et effectuaient également les travaux de maintenance de l'hélicoptère conformément aux prescriptions du constructeur.

Heli-TV utilisait qu'un hélicoptère de ce type en Suisse.

Les travaux de maintenance comprenaient le contrôle journalier, les contrôles périodiques (effectué en fonction des heures de vol et du calendrier) et le remplacement de composants.

#### Opération d'entretien de la BTA définies par le constructeur

Visite journalière:

Vérifications

- du niveau d'huile
- contrôle sensitif du jeu des biellettes de pas ainsi que du plateau de commande
- état du revêtement des pales AR

Visite des 25 heures:

Vérification

- du bouchon magnétique

Visite des 50 heures:

Vérifications

- des points durs des batteries d'incidence
- des sangles de chapes de manchons

Visite des 100 heures:

Vérification

- du jeu des biellettes de pas

Pour l'entretien courant, Heli-TV avait conclu un contrat avec une personne titulaire des licences nécessaires pour ce type d'hélicoptère.

Depuis le 01.01.1997 cette personne ne travaillait qu'à temps partiel comme mécanicien responsable de l'hélicoptère Puma.

C'est elle qui, à l'exception du contrôle journalier, a visé les points à vérifier. Quant au contrôle journalier, il a été effectué la veille au soir par un aide-mécanicien sans licence.

L'échange de composants ainsi que les contrôles journaliers étaient en partie effectués par du personnel qui ne possédait pas de licence pour le type Puma. Selon leurs dires, ces personnes avaient été initiées à leur tâche.

Le manuel de vol obligatoire de l'hélicoptère prescrit deux pilotes pour la navigation en IFR (vol aux instruments), mais seulement un pilote pour le vol VFR (vol à vue, comme lors de l'accident).

### 1.18 Renseignements supplémentaires

Après le changement de pale de rotor arrière le 8.8.97 à 7977h15, aucun équilibrage n'a été effectué avant le premier vol. Selon la déposition du personnel d'entretien et du pilote, l'équilibrage s'est seulement fait après une journée d'opération.

Dans sa déposition du 27.05.02 le pilote déclare, qu'il ne constatait pas de vibrations anormale se jour là.

Par contre, sans sa même déposition le pilote décrit que, durant une période juste après la révision de l'hélicoptère et l'installation de la BTA S/N M 935 (le 15.3.91), des vibrations anormalement fortes s'étaient manifestées au palonnier et qu'il s'en avait plaint auprès du responsable de l'entretien à plusieurs reprises. Durant cette période le pilote utilisait un hélicoptère du même type immatriculé en Italie, ce qu'y lui permettait des comparaisons.

Ses plaintes ne provoquaient aucune réaction de la part du responsable qui prétendait que tout était normal.

Questionné, le pilote ne se rappelle plus de la durée de ce phénomène mais indique, qu'en absence de comparaisons possibles, il s'était éventuellement habitué à cette anomalie.

Les travaux d'équilibrage ne figurent pas dans les documents officiels. Le constructeur prescrit l'équilibrage du rotor arrière après chaque changement de pale (document Eurocopter Appendix test sheets 33J, AS 21, 11-96).

Dans le but de pouvoir apprécier le travail d'entretien durant une visite journalière, un mécanicien qui effectue régulièrement cette visite sur les SUPER PUMA des Forces Aériennes Suisses a été interrogé.

Dans sa déposition il décrit qu'une légère décoloration de l'huile et du voyant de la BTA suite à l'usure du joint torique du bouchon magnétique pouvait se produire et était normale. Par contre, s'il apercevait que le voyant et l'huile de la BTA s'étaient fortement décolorés il signalerait ce phénomène tout de suite à son supérieur.

Il estime que durant le contrôle sensitif du jeu des biellettes de pas ainsi que du plateau de commande, les forces appliquées au rotor arrière ne suffisent pas pour déceler un jeu radial excessif dans la BTA.

## 2. ANALYSE

### 2.1 Aspect opérationnel

Le lieu où le pilote devait embarquer les ouvriers forestiers était un conteneur situé dans une parcelle de forêt escarpée qui ne permettait aucun atterrissage. Le seul moyen d'accomplir cette mission était d'appuyer une roue de l'hélicoptère sur le conteneur pour embarquer les passagers.

L'hélicoptère était donc contraint de décoller à la verticale en effectuant un virage en direction de la vallée.

Au moment où la transmission de la puissance au rotor arrière a cessé, l'hélicoptère se trouvait juste à environ 20 m au-dessus de la cime des arbres. Selon le manuel de vol, cette altitude, qui se trouve dans la «dead man's curve» est nettement trop basse pour effectuer un atterrissage de l'hélicoptère en autorotation.

Le décollage dans la zone de la «dead man's curve» est inévitable dans ce type d'intervention.

Même si dans les essais en simulateur, il a été possible de prendre de la vitesse grâce à la pente, il faut rappeler que des différences subsistaient dans la nature du terrain et l'altitude au-dessus des arbres. Des différences existent aussi dans la réaction du simulateur par rapport aux mouvements et aux forces dans la réalité. De plus, le temps de réaction dans un simulateur est réduit par rapport à celui d'une panne réelle, dans la mesure où l'équipage s'attend à un problème défini, ce qui n'est pas le cas en opération normale.

Le pilote n'avait en l'occurrence aucune chance d'augmenter la vitesse de l'hélicoptère et de le faire atterrir en autorotation, parce qu'il était trop près des arbres lorsque le problème est apparu.

La tentative du pilote de diriger l'hélicoptère vers la vallée était la bonne réaction. Comme elle a échoué, il ne lui restait plus qu'à chercher à modifier favorablement l'angle et l'énergie d'impact.

Fonction multi-crew:

Les vols de reconstitution en simulateur ont clairement montré qu'un équipage de deux pilotes rodés aux procédures d'urgence en fonction multi-crew est en mesure d'exécuter plus rapidement et de manière plus efficace les procédures qui exigent une réaction immédiate et des manœuvres compliquées.

Il est impossible de dire si, en l'espèce, un équipage dûment formé aurait pu éviter l'accident. Il est à souligner que les pilotes lors de l'exercice en simulateur étaient avertis et préparés à affronter la panne en question.

Non-utilisation *yaw-damper*.

Le pilote a déclaré ne pas avoir enclenché le *yaw-damper* pendant les transports de la charge extérieure parce qu'il voulait éviter les à-coups automatiques dans le cylindre hydraulique. Cette mesure n'a pas joué de rôle déterminant dans le déroulement de l'accident.

## 2.2 Aspect technique

Les différentes expertises effectuées par l'EMPA (Suisse) et par le CEPr (France) ont mis en évidence les deux points suivants :

- disparition des cannelures due à un phénomène d'usure par «fretting corrosio »
- le facteur déclenchant (cause originelle et datation), à l'origine de la possibilité d'engagement d'un processus d'usure par fretting corrosion, n'a pu être mis en évidence.

Avant d'aborder les 6 hypothèses qui auraient pu modifier la contrainte axiale du montage et ainsi amorcer le phénomène d'usure par fretting, il convient de définir ce processus appelé «fretting corrosion».

Le phénomène de fretting corrosion est un processus d'usure consécutif à des micro déplacements de pièces en contact soumises à une certaine pression associée à des déplacements dont l'ordre de grandeur est de 1/100<sup>ème</sup> de mm. La vitesse d'usure dépend de la pression, du matériaux, de fréquence des cycles de frottement, du coefficient de frottement. Les études effectuées montrent que les cycles sont exprimés en dizaines de millimètres, voir en centaines de millimètres.

Ce sont les contraintes de cisaillement en sous-couche qui génèrent des micros fissures à l'origine du détachement des micros particules qui, avec le temps, se répartissent sur toute la surface. Une usure à propagation très lente apparaît en fonction de la facilité avec laquelle les débris sont évacués. En effet, les débris forment ce que l'on appelle «le 3<sup>ème</sup> corps», dont la particularité est d'isoler momentanément les surfaces en contact, donc de freiner la vitesse d'usure.

La perte du couple au rotor arrière qui a provoqué l'accident est due à la rupture de la liaison entre la roue dentée conique et l'arbre du rotor. Elle est consécutive à l'élimination par usure progressive et complète des cannelures assurant la liaison des deux pièces.

La perte de la contrainte axiale des composants assemblés sur l'arbre rotor semble être à l'origine de cette avarie. Les hypothèses sont les suivantes :

- 1) Vibrations anormales durant l'opération de l'hélicoptère avec le rotor arrière non équilibré.

Il a été constaté que l'hélicoptère avait été utilisé durant toute une journée avec le rotor arrière non équilibré. L'existence et l'ordre de grandeur des vibrations durant cette période n'a pas pu être établie avec certitude. Par contre, dans sa déposition du 27.05.2002 le pilote déclare, qu'il avait senti des vibrations anormales fortes dans le palonnier après la révision du HB-XVI et l'installation de la BTA en cause sur l'hélicoptère. Ces vibrations se sont manifestées durant une période de temps inconnue, mais vraisemblablement étendue.

Toute vibration génère de l'énergie et accélère les masses. Pour qu'il y ait fretting, il faut que l'accélération associée à l'inertie des pièces et leur condition de montage puissent entraîner un mouvement relatif des pièces. Les vibrations par les fréquences usuelles ne sont pas capables d'amorcer ce phénomène d'usure par fretting.

Jusqu'à ce jour, dans le cadre de fonctionnement normal associé à un équilibrage prescrit, le constructeur n'a jamais rencontré de défauts similaires générés par les vibrations.

Par contre, des vibrations «fortes» qui sortent du cadre normal, comme le décrit le pilote, peuvent toutefois amorcer la perte de contrainte axiale et par conséquent accélérer le phénomène de fretting corrosion.

Cette hypothèse est considérée comme possible.

2) Utilisation de l'hélicoptère hors de l'enveloppe d'utilisation normale.

Le dimensionnement des matériaux est par définition relatif à une enveloppe de vol définie.

En cas de dépassement de paramètres, le comportement des pièces de transmission est imprévisible.

Lors du transport de troncs d'arbre à l'élingue, il est assez difficile de juger ou de mesurer les poids exacts de la charge. Spécialement durant un vol avec un pilote seul à bord, une surveillance constante de tous les paramètres peut se révéler difficile.

Une surcharge inaperçue et involontaire ne peut donc pas être écartée complètement. Cependant, la surcharge doit être importante, soit en valeur absolue ou soit en valeur répétitive pour amorcer le phénomène.

Cette hypothèse est considérée comme peu probable, parce qu'aucun fait n'a pu la corroborer.

3) Serrage ou freinage incorrect de l'écrou lors de l'assemblage après révision

À ce sujet le constructeur fournit l'explication suivante (citation):

*« L'organisation du travail en atelier suivant les procédures mises en place par notre direction d'assurance qualité, nous a amené à considérer comme vitale l'opération de serrage et freinage de cet écrou. Il s'en est suivi la mise en place d'une phase dite «interruptive de travail» qui fait obligation au monteur d'appeler le contrôleur au moment où il serre cet écrou avec une clé dynamométrique préalablement étalonnée. Le contrôleur assiste à l'opération, regarde le déplacement de l'aiguille et observe la mise en place du frein. Il appose ensuite son tampon sur la gamme de montage ». (fin de citation)*

Les expertises de laboratoire n'ont pas révélé de défaillance au frein.

Pour les raisons évoquées, l'hypothèse est peu probable.

4) Choc radial ou axial sur l'ensemble de la BTA

Aucun fait n'a pu être établi à ce sujet.

L'hypothèse est improbable.

5) Utilisation de l'hélicoptère sans l'emploi du yaw damper

La seule différence entre l'action du système «yaw damper» et l'action du pilote peut être la rapidité dans l'exécution. L'effort généré sur la BTA ne semble pas être suffisamment grand pour jouer un rôle déterminant.

L'hypothèse est improbable.

6) Combinaison d'un nombre de facteurs précités.

Le processus d'endommagement a dû s'étaler sur un laps de temps marqué par de nombreuses rotations de l'hélicoptère avec charges externes. Pendant les 23 heures de vol consécutives au dernier contrôle de 25 heures, où l'inspection du bouchon du carter de la BTA est requise, l'hélicoptère a accumulé environ 400 rotations.

Il est donc possible mais peu probable que le processus de la destruction des cannelures ait commencé durant cette période.

Le seul moyen de prévenir et de détecter l'avarie en vol est d'installer un système de détection le limaille ou un futur système de détection de qualité de l'huile dans la BTA avec une indication dans le cockpit.

L'analyse de l'ensemble de ces hypothèses ne permet pas de déterminer la cause originelle du scénario ayant conduit à l'accident.

L'expérience du constructeur sur Puma et Super Puma de plus de 5 millions d'heures de vol sans accident ou incident de ce genre indique que le cas présent peut être considéré comme un événement isolé.

## Entretien

### Opérations d'entretien de la BTA définies par le constructeur:

#### *Visite journalière:*

Vérifications:

- du niveau d'huile
- contrôle sensitif du jeu de pas ainsi que du plateau de commande
- état du revêtement des pales AR.

Cette visite aurait permis d'apprécier la couleur de l'huile qui vire au rouge-noire avec le «fretting corrosion». Les contrôles sensitifs obligent à tourner le rotor. Les forces appliquées durant ce travail auraient éventuellement permis de détecter le «jeu mort» des pales significatif d'un jeu interne.

#### *Visite des 25 heures:*

Vérifications:

- du bouchon magnétique

Cette vérification aurait sans doute permis de mettre en évidence la présence de boues magnétiques.

Ce programme d'entretien aurait permis à plusieurs reprises de déceler une anomalie interne.



La destruction lente (s'étendant sur plusieurs jours/heures de vol) des composants de la BTA aurait probablement pu être remarquée lors des contrôles journaliers ou périodiques et ainsi être évitée.

Lors du contrôle journalier, la forte décoloration de l'huile de la BTA aurait dû être détectée.

De plus, le fait que le voyant était noirci aurait dû déclencher une action de contrôles supplémentaires de l'état de la BTA. Une analyse d'huile aurait sans doute mis en évidence une anomalie interne.

Les défaillances relevées ci-dessus dans l'entretien de l'hélicoptère révèlent certaines lacunes auprès du personnel qui s'expliquent en partie par des problèmes de compréhension dus à la langue (listes de contrôle en français) et/ou à la sélection lors du recrutement et à la formation.

L'absence du mécanicien expérimenté et porteur d'une licence de type Puma durant les contrôles journaliers, compromettait la qualité du travail d'entretien.

### **Programme d'entretien**

Le constructeur ne fait pas de différence entre une utilisation de l'hélicoptère en transport de passagers (normal) et au travail à l'élingue qui, comme dans le cas présent, produit un nombre de rotations (cycles de charge) importants. Il serait donc judicieux que le constructeur prévoie un programme d'entretien adapté à l'utilisation spécifique de l'appareil.

## **3. CONCLUSIONS**

### **3.1 Faits établis**

- Le pilote était titulaire d'une licence de pilote professionnel valable.
- Aucun élément n'indique que le pilote de l'hélicoptère HB-XVI ait été affecté dans son état de santé lors du vol faisant l'objet de ce rapport.
- L'hélicoptère HB-XVI était admis en exploitation VFR commerciale de jour et de nuit.
- Le pilote avait constaté des vibrations «anormalement forte » au palonnier durant un laps de temps prolongé après la mise en service de l'hélicoptère sortant de révision et l'installation de la BTA en question.
- Au moment de l'accident, la masse et le centrage se trouvaient dans les limites prescrites.
- L'hélicoptère avait effectué environ 23 heures de vol avec 400 rotations après la dernière inspection au cours de laquelle le bouchon magnétique de la BTA a dû être contrôlé.
- La perte de liaison entre l'arbre d'entraînement de la BTA et le rotor anti-couple est consécutive à l'élimination par usure progressive et complète des cannelures de l'arbre du rotor et la roue dentée conique. Cette usure a été rendue possible uniquement après la perte de contrainte de l'empilage des pièces.

- L'hélicoptère volait depuis env. 5 h 50 avec un rotor arrière non équilibré. L'équilibrage a été effectué par la suite.
- Lors de chaque remplacement de la BTA et changement d'une ou des pales arrières, l'équilibrage du rotor arrière est impératif.
- L'équilibrage du rotor arrière ne répondait pas aux consignes d'entretien du constructeur.
- Le voyant du niveau d'huile de la BTA était complètement noirci.
- La panne totale de la BTA s'est déclarée à env. 50 m / sol (env. 20 m au-dessus des arbres), hors l'enveloppe de sécurité de l'hélicoptère.
- Ce genre de panne de la BTA peut être considéré comme un événement isolé ayant conduit à un accident.

### 3.2 Cause

L'accident est dû à une perte de contrôle de l'hélicoptère en lacet, à basse altitude, lors d'un décollage vertical en forêt, suite à une défaillance de la BTA, dont l'origine n'a pu être déterminée.

Facteurs contributifs:

- Entretien lacunaire de l'hélicoptère.
- Absence d'un indicateur de limaille ou de qualité d'huile (BTA) dans le cockpit.

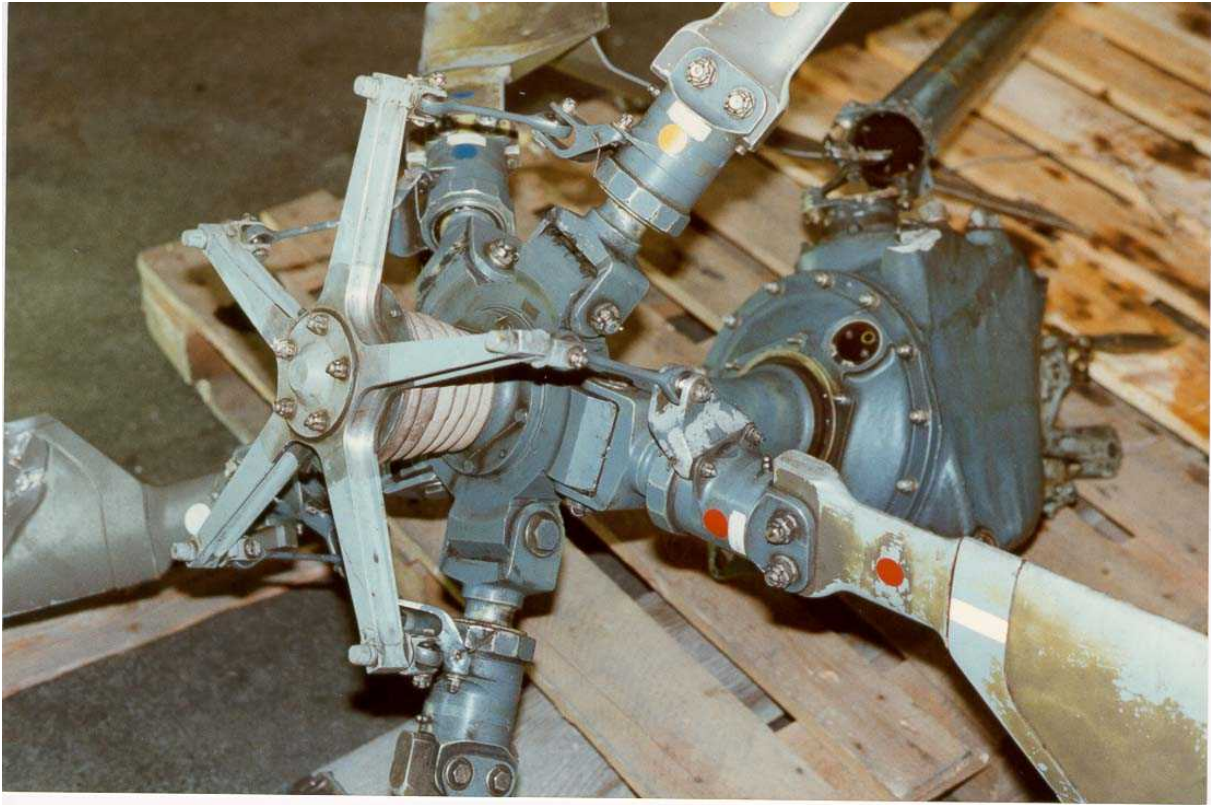
## 4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

- No. 291: Un système de détection de limaille ou de qualité d'huile (BTA) avec indication dans le cockpit devrait être installé dans tous les hélicoptères de la série du type Puma SA 330 et suivants.
- No. 292: Il est à vérifier si pour ce genre d'opération un équipage composé de deux pilotes ne serait pas judicieux.
- No. 293: En cas d'utilisation spéciale d'un type d'hélicoptère, il serait judicieux que le constructeur prévoie un programme d'entretien adapté au genre d'opération.
- No. 294: Pour toute opération commerciale d'un hélicoptère, un enregistreur de paramètres de vol devrait être prescrit.

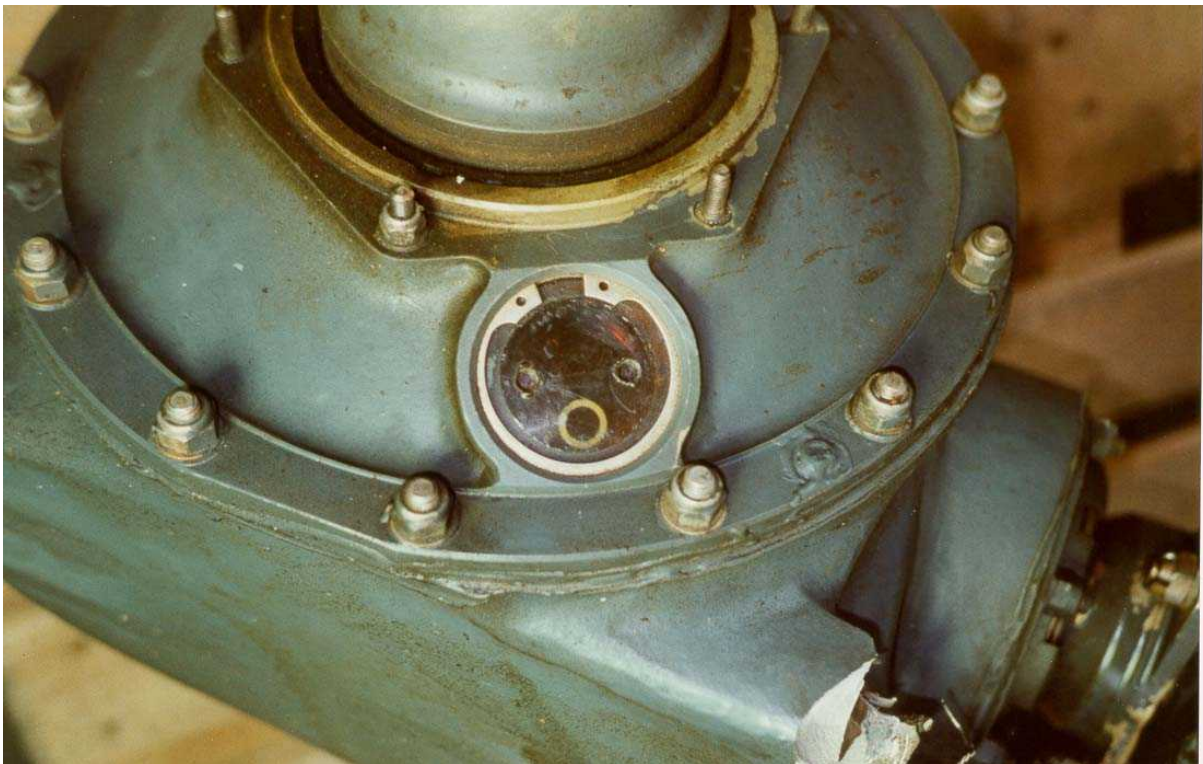
Berne, le 20 novembre 2003

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 la navigation aérienne du 21 décembre 1948, LA, RS 748.0).**



Boîte de réduction du rotor de queue

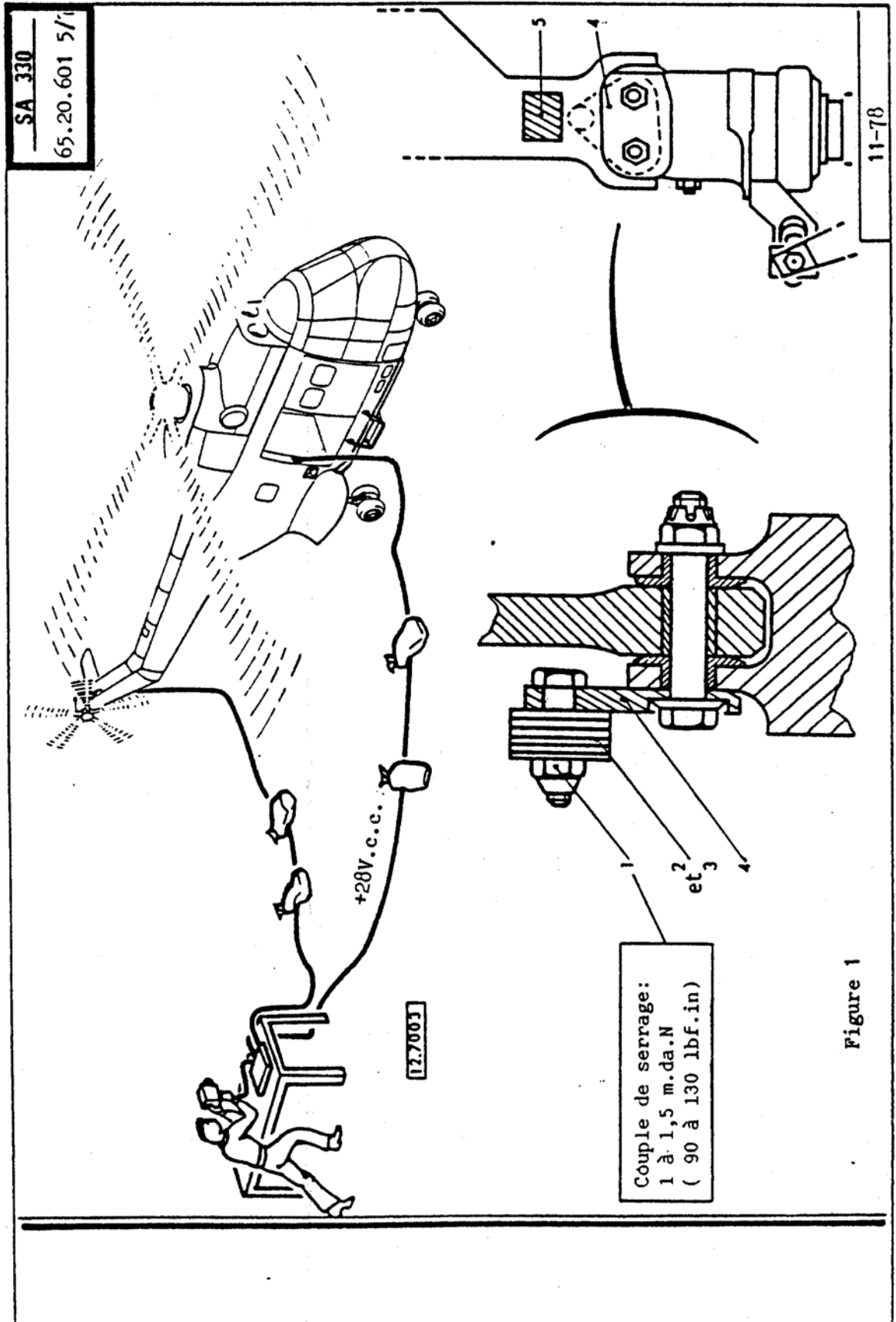


Voyant de contrôle de la boîte de réduction du rotor de queue

C1 C2

<p><b>CARTES RAPPELEES</b></p>	<p><b>Contrôle</b></p>	<div style="text-align: right; border: 1px solid black; padding: 2px; margin-bottom: 5px;"> <p>SA 330 65.20.601 3/1</p> </div> <p style="text-align: center;"><u>ENSEMBLE MECANIQUE ARRIERE</u> Equilibrage du rotor anti-couple</p> <p><b>3. Correction</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Déposer les écrous de fixation (1) des masses d'équilibrage (2 et 3) sur les supports (4) des manchons à équilibrer.</li> <li>- Mettre en place sur chaque support concerné, les masses d'équilibrage (2 et 3) pour obtenir la masse désirée.             <ul style="list-style-type: none"> <li>. Masse d'équilibrage (2) : masse = 7 grammes - épaisseur : 1 mm</li> <li>. Masse d'équilibrage (3) : masse = 15 grammes - épaisseur : 2 mm</li> </ul> </li> <li>- Poser les écrous (1).</li> <li>- Couple de serrage : 1 à 1,5 m.da.N (90 à 130 lbf.in)</li> </ul> <p><b>4. Répartition des masses d'équilibrage</b>  <u>ATTENTION : LA MASSE MAXIMALE ADMISE SUR UN MANCHON EST DE 120 GRAMMES.</u>  <u>NOTA : Un équilibrage s'effectue en chargeant uniquement 2 pales. Si à la deuxième rotation de contrôle on retrouve un balourd résiduel sur d'autres pales, il faut vérifier qu'il n'y a pas d'erreur dans l'interprétation de l'abaque ou d'anomalies sur le rotor anti-couple ou dans l'installation d'enregistrement (position verticale de l'accéléromètre - cible sur pale rouge).</u>  <u>Equilibrage terminé, il ne doit y avoir que 2 pales chargées.</u></p> <p><b>5. Vérification</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Effectuer un point fixe et procéder à un nouvel enregistrement du niveau vibratoire.</li> <li>- Rééquilibrer si nécessaire.</li> </ul> <p><u>NOTA : - L'équilibrage est satisfaisant pour un niveau vibratoire <math>\leq</math> à 0,2 I.P.S.</u>          - Ne pas chercher à affiner l'équilibrage en dessous de 0,2 I.P.S. ;          - imprécision de la phase.          - Si au cours d'un équilibrage effectué pendant l'utilisation de l'appareil on trouve un balourd qui a changé d'azimut déposer les masses d'équilibrage existantes et rééquilibrer.          - En utilisation, seules 2 pales seront chargées en masses.</p> <p><b>F. REMISE EN CONDITION</b></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Débrancher les câblages électriques</li> <li>2. Déposer l'accéléromètre et la cible</li> </ol>
		<p>06. 04</p>

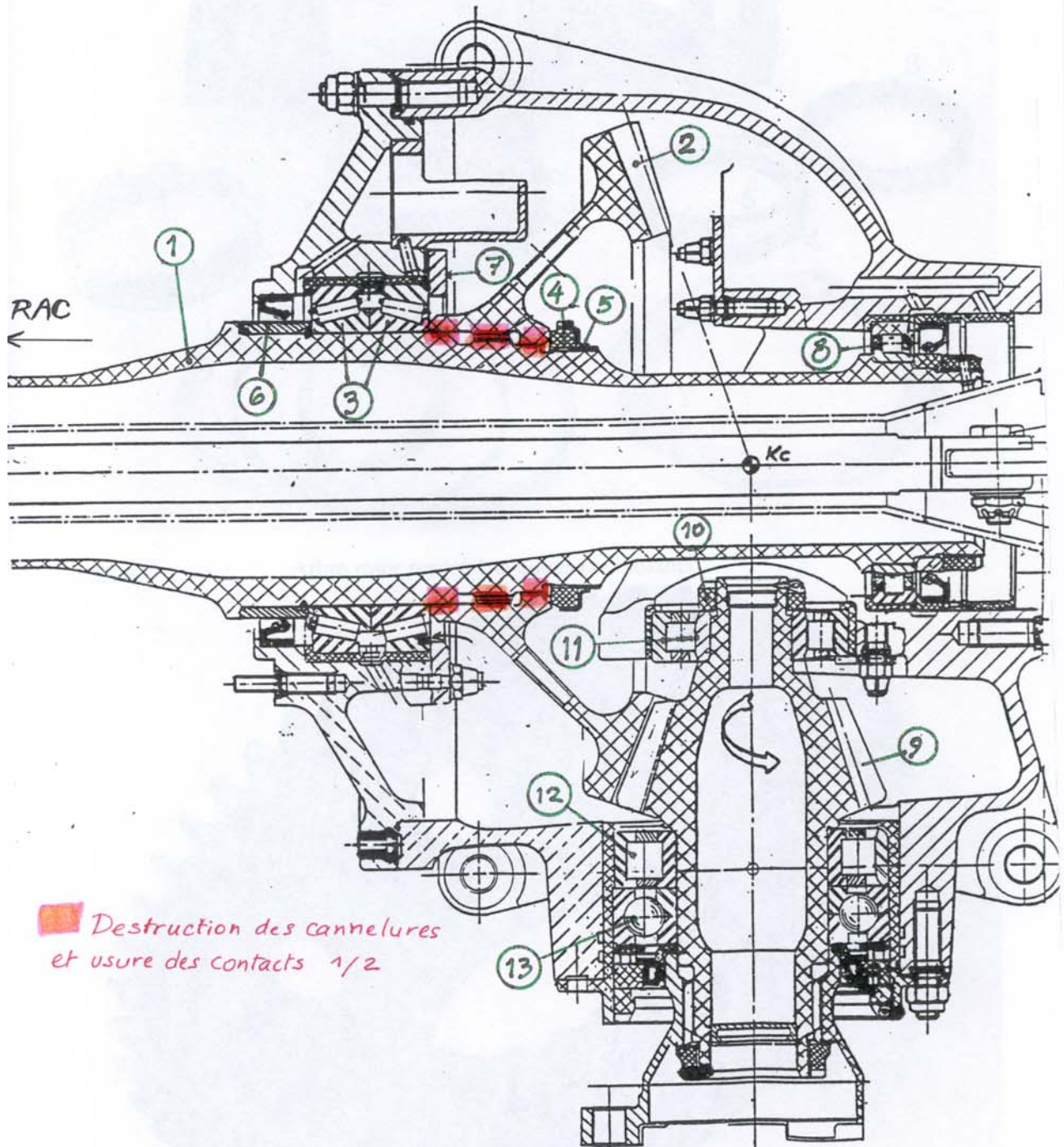
Page 601 2/3



C1 C2

C.E.Pr	RAPPORT D'ESSAIS N° 281-EX-99	Page 15 PLANCHE 1
--------	-------------------------------	----------------------

SCHEMA DE LA B.T.A DU PUMA SA330

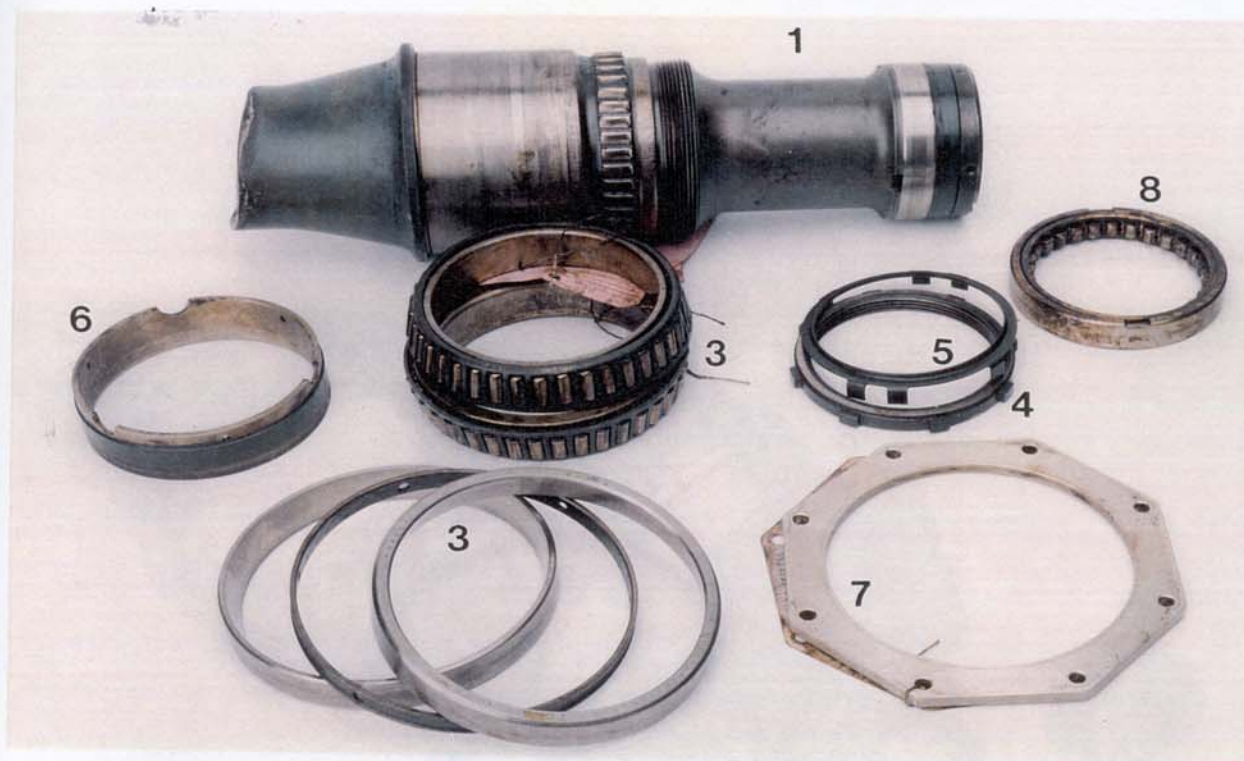


 Destruction des cannelures  
et usure des contacts 1/2

Transmission AR

C.E.Pr

RAPPORT D'ESSAIS N° 281-EX-99

Page 16  
PLANCHE 2Cliché 1 :

Arbre rotor repéré 1 et autres composants

Cliché 2 :

Roue dentée conique repèrée 2

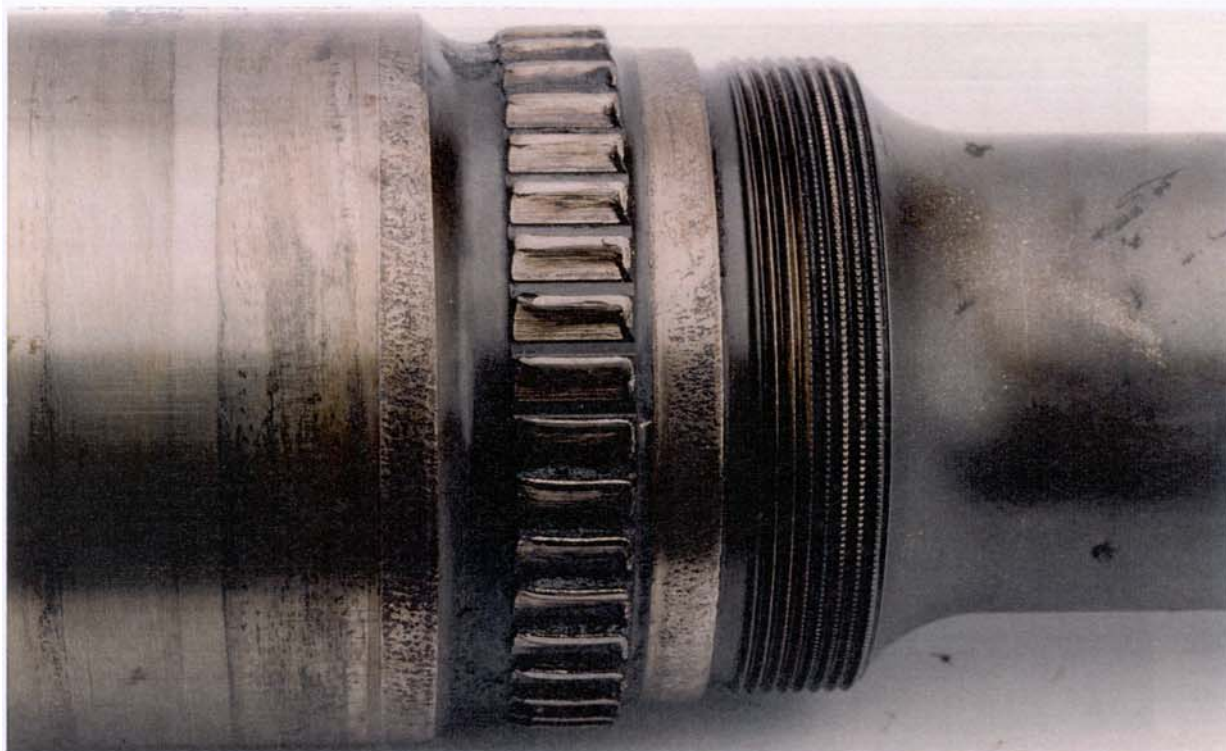
C.E.Pr	RAPPORT D'ESSAIS N° 281-EX-99	Page 17 PLANCHE 3
--------	-------------------------------	----------------------



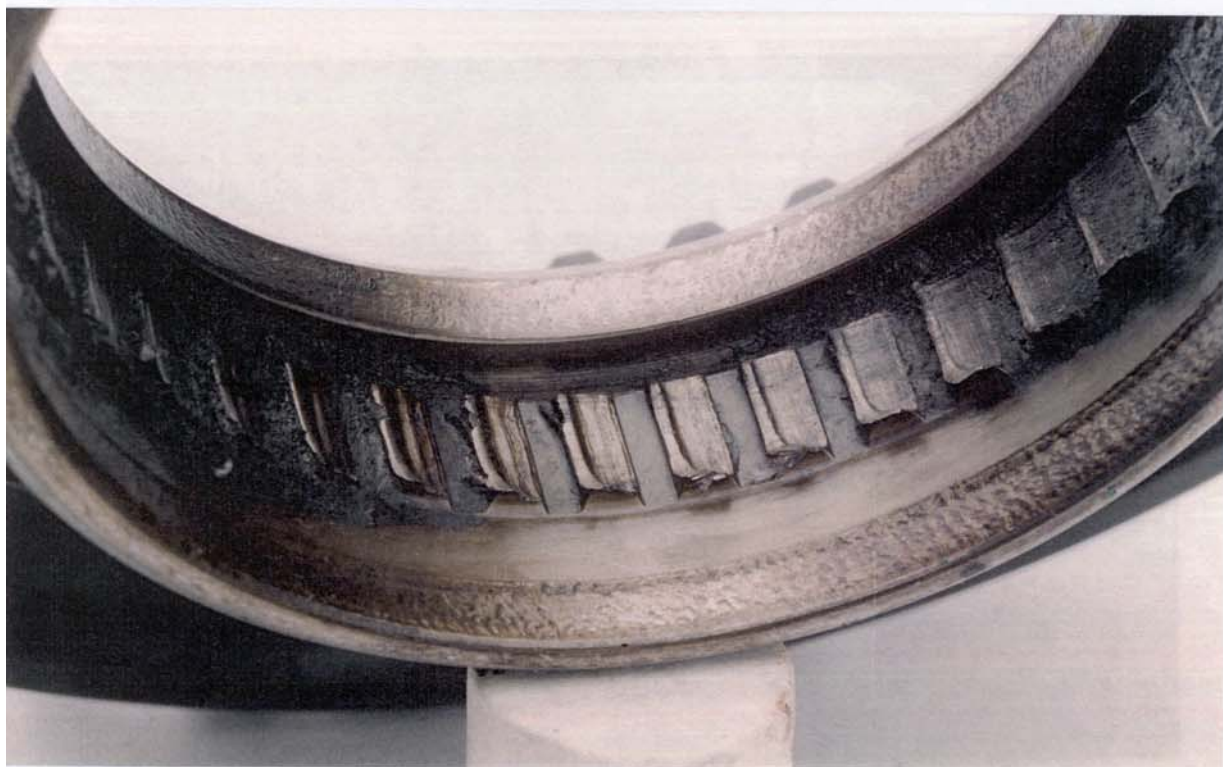
Cliché 3 : Pignon conique d'attaque repère 9 et composants associés fournis



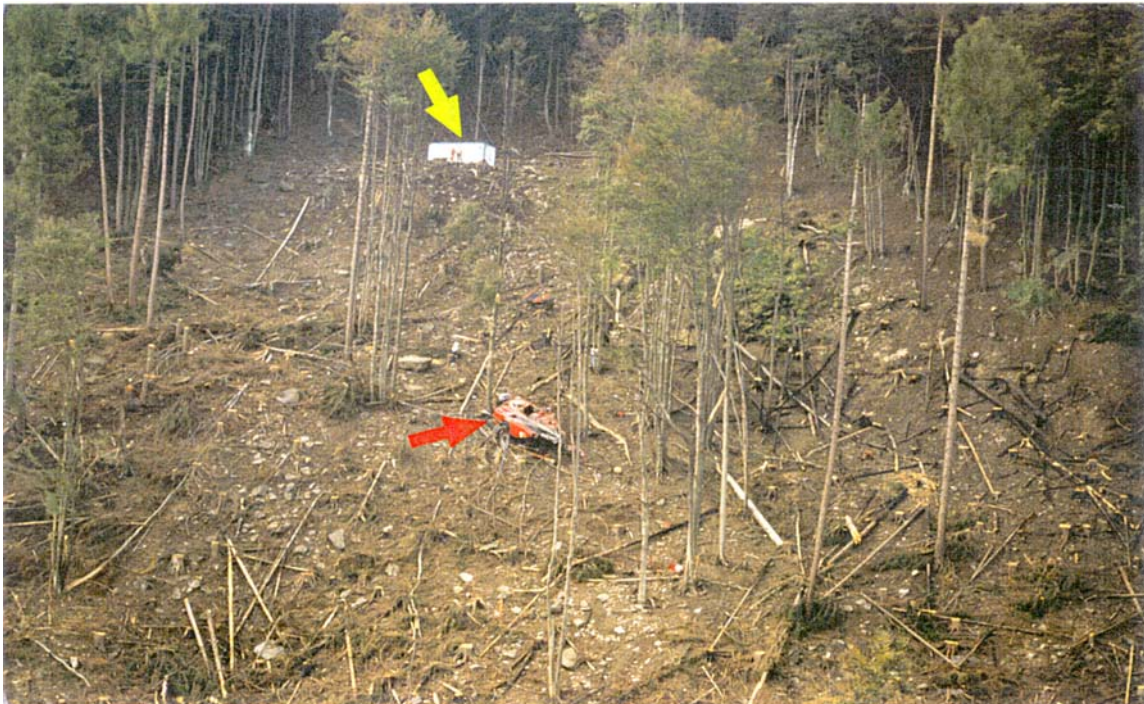
C.E.Pr	RAPPORT D'ESSAIS N° 281-EX-99	Page 18 PLANCHE 4
--------	-------------------------------	----------------------



Cliché 4 : Cannelures détruites et portées usées sur arbre rotor



Cliché 5 : Observations similaires dans le moyeu de la roue conique



Container ayant servi à l'embarquement et position finale de l'épave



Lieu de l'accident, photographié en août 2001