

BEAD-air

Bureau enquêtes accidents défense air

Brétigny sur Orge, le 10 août 2009

RAPPORT PUBLIC D'ENQUÊTE TECHNIQUE



BEAD-air-T-2008-013-A

Date de l'événement	10 septembre 2008
Lieu	Commune de Plou (Cher)
Type d'appareil	Gazelle SA 342 L1
Immatriculation	FMMAS
Organisme	Armée de terre
Unité	Ecole supérieure et d'application du matériel (ESAM)

AVERTISSEMENT

COMPOSITION DU RAPPORT

Les faits, utiles à la compréhension de l'événement, sont exposés dans le premier chapitre du rapport. L'analyse des causes possibles de l'événement fait l'objet du deuxième chapitre. Le troisième chapitre tire les conclusions de cette analyse et présente les causes certaines ou possibles. Enfin, dans le dernier chapitre, des propositions en matière de prévention sont présentées. Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heures locales.

UTILISATION DU RAPPORT

L'objectif du rapport d'enquête technique est d'identifier les causes de l'événement et de formuler des recommandations de sécurité. En conséquence, l'utilisation de la deuxième partie de ce rapport et des suivantes à d'autres fins que celle de la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

CREDIT PHOTOS ET ILLUSTRATIONS

Page 1 (couverture) : ALAT.

Page 16, 17, 18, 19, 23 : BEAD-air.

Page 29, 30 : CEPr.

TABLE DES MATIERES

AVERTISSEMENT	2
TABLE DES MATIERES	3
TABLE DES ILLUSTRATIONS	5
GLOSSAIRE	6
SYNOPSIS	8
1. Renseignements de base	9
1.1. Déroulement du vol	9
1.1.1. Mission	9
1.1.2. Déroulement	9
1.1.3. Localisation	10
1.2. Tués et blessés	11
1.3. Dommages à l'aéronef	11
1.4. Autres dommages	11
1.5. Renseignements sur le personnel	11
1.5.1. Membre d'équipage de conduite : pilote commandant de bord	11
1.5.2. Autre membre d'équipage : mécanicien instructeur	12
1.5.3. Autres personnels : stagiaires mécaniciens	12
1.6. Renseignements sur l'aéronef	12
1.6.1. Maintenance	12
1.6.2. Performances	13
1.6.3. Masse et centrage	13
1.6.4. Carburant	13
1.7. Conditions météorologiques	13
1.8. Aides à la navigation	13
1.9. Télécommunications	13
1.10. Enregistreurs de bord	13
1.11. Renseignements sur l'épave et sur l'impact	14
1.11.1. Examen de la zone	14
1.11.2. Examen de l'épave	17
1.12. Renseignements médicaux et pathologiques	20
1.12.1. Membres d'équipage de conduite : pilote commandant de bord	20
1.12.2. Autre membre d'équipage : instructeur mécanicien	20
1.12.3. Autres personnels : stagiaires mécaniciens	20
1.13. Incendie	20
1.14. Survie des occupants	21
1.14.1. Abandon de bord	21
1.14.2. Organisation des secours	21
1.15. Essais et recherches	21
1.16. Renseignements sur les organismes	21
1.17. Renseignements supplémentaires	22
1.17.1. Balise de détresse	22
1.17.2. Témoins extérieurs	22
1.18. Techniques spécifiques d'enquête	22
2. Analyse	23
2.1. Causes de l'arrêt moteur en vol	23
2.1.1. Analyse des dommages du GTM	23
2.1.2. Extinction du moteur en vol	24
2.1.3. Expertise technique du disque du troisième étage de turbine	25
2.1.4. Recherche des causes de fissuration du disque du troisième étage de turbine	30
2.2. Causes de l'endommagement de l'appareil au sol	32
2.2.1. Séquence d'événements dès l'apparition de la panne moteur	32
2.2.2. Causes du basculement de l'appareil au sol	33
2.3. Analyse des secours mis en œuvre suite à l'accident	34
3. Conclusion	35
3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement	35
3.2. Causes de l'événement	35
4. Recommandations de sécurité	36
4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement	36

4.1.1. Sécurisation de la flotte	36
4.1.2. Contrôles périodiques d'absence de fissures dans le disque du troisième étage de turbine du moteur Astazou XIV M	36
4.1.3. Fissuration du disque du troisième étage de turbine	37
4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement	37
4.2.1. Organisation des secours	37
4.2.2. Mise à jour de la documentation technique	37
ANNEXES	38
ANNEXE 1 : Relevés de paramètres des stagiaires mécaniciens au cours du vol concerné par l'événement	39
ANNEXE 2 : Données relatives à la dernière révision générale du GTM	40
ANNEXE 3 : Vue en coupe du moteur Astazou XIV	42
ANNEXE 4 : Extinction du moteur en vol	43
ANNEXE 5 : Historique du disque du troisième étage de turbine	44
ANNEXE 6 : Etude comparative de différents disques de turbine	45
ANNEXE 7 : Travaux de recherches sur l'influence de singularités d'usinage sur la durée de vie de pièces en superalliage base nickel percées au foret	46
ANNEXE 8 : Scénario d'endommagement de la poutre de queue.....	49

TABLE DES ILLUSTRATIONS

Photographies

Vue des traces au sol_____	16
Vues de la structure centrale endommagée_____	17
Vue des pales endommagées_____	18
Absence d'une pale du disque du troisième étage de turbine_____	18
Perforations du capot moteur, du carter extérieur et du carter turbine_____	19
Eléments endommagés de la poutre de queue_____	19
Numérotation des pales du disque endommagé_____	25
Vue du faciès de rupture _____	26
Vue de la seconde fissure trouvée sur le disque face arrière et du faciès de rupture associé _____	26

Graphiques

Répartition des débris de l'appareil sur le site_____	15
Reconstitution du morceau de disque éjecté_____	24

GLOSSAIRE

ALAT	Aviation légère de l'armée de terre
BEAD-air	Bureau enquêtes accidents défense air
BGA	Brigade de gendarmerie de l'air
BSTAT	Brevet supérieur technique de l'armée de terre
BTP	Boîte de transmission principale
CAM	Circulation aérienne militaire
CEPr	Centre d'essais des propulseurs
CHU	Centre hospitalier universitaire
COFAT	Commandement de la formation de l'armée de terre
COMALAT	Commandement de l'aviation légère de l'armée de terre
DDJ	Déviateur de jet
DGA	Délégation générale pour l'armement
DTA	Détachement technique aéromobilité
EAALAT	Ecole d'application de l'aviation légère de l'armée de terre
EPI	Enquêteur de première information
ESAM	Ecole supérieure et d'application du matériel
GTM	Groupe turbomoteur
GTR	Groupe turboréacteur
MRA	Moyeu rotor arrière
MRP	Moyeu rotor principal
NADIR	Navigateur autonome directionnel indicateur de route
PLM	Panier lance missiles
QNH, QFE	Pression atmosphérique au niveau de la mer, du terrain
QT AATCP	Qualification de type air air très courte portée
RAC	Rotor anti-couple

RHC	Régiment d'hélicoptères de combat
RG, VP, VI	Révision générale, Visite périodique, Visite intermédiaire
SAMU	Service d'aide médicale d'urgence

SYNOPSIS

Date de l'événement : 10 septembre 2008 vers 14 h 00.

Lieu de l'événement : commune de Plou (18).

Organisme : armée de terre.

Commandement organique : commandement de la formation de l'armée de terre (COFAT).

Unité : école supérieure et d'application du matériel (ESAM).

Aéronef : Gazelle SA 342 L1.

Nature du vol : vol d'instruction au profit de stagiaires mécaniciens.

Nombre de personnes à bord : 4.

Résumé de l'événement selon les premiers éléments recueillis

Suite à un arrêt moteur en vol, le pilote procède à une autorotation et pose l'appareil dans un champ. Lors du posé, l'appareil bascule vers l'avant puis se couche sur le côté gauche. Deux membres d'équipage et un stagiaire mécanicien sont très légèrement blessés. L'aéronef est détruit.

Composition du groupe d'enquête technique

- Un enquêteur technique du bureau enquêtes accidents défense air (BEAD-air), nommé directeur d'enquête technique.
- Un enquêteur de première information (EPI).
- Un expert technique du BEAD-air, spécialiste des voilures tournantes.
- Un officier pilote ayant une expertise sur Gazelle SA 342.
- Un officier mécanicien ayant une expertise sur Gazelle SA 342.
- Un médecin du personnel navigant.

Autres experts consultés

- Le centre d'essais des propulseurs (CEPr), centre d'expertise technique de la DGA.
- L'industriel Turboméca.
- La société ELTA, fabricant de radiobalises de détresse.

Déclenchement de l'enquête technique

Le BEAD-air a été prévenu de l'événement le mercredi 10 septembre vers 14 h 30 par le COMALAT. Le directeur d'enquête technique et l'expert technique du BEAD-air sont arrivés sur le site de l'accident vers 19 h 00. Les experts techniques ont rejoint le groupe d'enquête le lendemain matin.

Enquête judiciaire

- Le parquet de Bourges s'est saisi de l'affaire.
- Un officier de police judiciaire de la brigade de gendarmerie de l'air (BGA) d'Avord a été commis, assisté d'un officier de police judiciaire de la section judiciaire de Paris.

1. RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1. Déroulement du vol

1.1.1. Mission

Indicatif mission : FMMAS.

Type de vol : circulation aérienne militaire (CAM).

Type de mission : vol d'instruction au profit de stagiaires mécaniciens de l'ESAM.

Dernier point de départ : aérodrome de Bourges.

Heure de départ : 13 h 30.

Point d'atterrissage prévu : aérodrome de Bourges.

1.1.2. Déroulement

Dans le cadre de la formation initiale des mécaniciens « cellules et moteurs » sur hélicoptères, les stagiaires de l'ESAM effectuent 4 vols de formation sur Gazelle SA 342. Pour chaque vol, l'équipage est constitué d'un pilote commandant de bord (en place avant droite), d'un mécanicien instructeur (en place arrière droite) et de deux stagiaires mécaniciens (en places avant et arrière gauches).

Le vol en objet constitue le troisième vol de formation. L'objectif de ce vol est de former les stagiaires à effectuer les relevés de paramètres au sol et en vol de l'appareil (voir annexe 1).

1.1.2.1. Préparation du vol

Le briefing avant vol a été réalisé avant le premier vol du programme de formation qui a eu lieu le lundi 8 septembre 2008. Au cours de ce briefing, l'objectif, le déroulement du vol et les consignes de sécurité ont été abordés.

Le vol était initialement prévu à 09 h 30 mais a été reporté à 13 h 30 en raison de conditions météorologiques défavorables.

1.1.2.2. Description du vol et des éléments qui ont conduit à l'événement

Le pilote met en route l'appareil à 13 h 30 et effectue un stationnaire dans l'effet de sol pendant 10 minutes environ afin de permettre aux stagiaires de relever les paramètres prévus dans cette phase de vol. A 13 h 45, l'appareil quitte l'aire de poser.

1.1.2.3. Reconstitution de la partie significative de la trajectoire du vol

Après avoir rejoint sa zone de travail située à environ 20 km à l'ouest du terrain de départ, le pilote effectue un vol en palier en première butée à une altitude pression (Z_p) de 500 mètres. La vitesse de l'appareil est de 210 km/h. La deuxième partie du vol est un palier en deuxième butée, toujours à une altitude Z_p de 500 mètres. La vitesse de l'appareil est de 230 km/h. Les paramètres relevés par les stagiaires au cours des deux paliers sont dans les normes (voir annexe 1).

A l'issue du deuxième palier, au moment où le pilote commence à baisser le pas général pour revenir en première butée, l'équipage perçoit deux détonations successives, immédiatement suivies par une cadence à droite de l'appareil. Le pilote constate une chute des tours du

régime moteur, l'allumage de plusieurs voyants au panneau « 7 alpha »¹ et du voyant rouge « alarme ». Les stagiaires mécaniciens entendent un sifflement provenant de la turbine.

Le pilote décide de procéder à une autorotation. Il se met alors en plein petit pas et cabre pour réduire sa vitesse avant d'annoncer à l'équipage et à la radio à 13 h 58 « panne moteur, mise en autorotation ».

Dès lors, le mécanicien instructeur demande aux deux stagiaires d'assurer la sécurité extérieure et leur demande d'annoncer tout obstacle sur la trajectoire. Ils signalent alors la présence d'une ligne électrique en contrebas, à l'entrée d'un champ. Le pilote modifie sa trajectoire par une action sur le manche cyclique afin de passer au-delà de cette ligne puis remet l'appareil à une vitesse de 120 km/h.

Estimant la nature du terrain plutôt meuble (champ labouré avec des pluies récentes), le pilote décide d'accentuer son *flare* avant la remise à plat de l'appareil afin de diminuer au maximum sa vitesse sol, et éviter ainsi de glisser au sol.

Lors du posé, l'appareil bascule vers l'avant puis pivote avant de se coucher sur le côté gauche. Une fois l'appareil immobilisé, le pilote ordonne l'évacuation. Dans le même temps, il tire la manette coupe-feu, met la pompe de gavage et l'inverseur sur arrêt. L'équipage évacue par la porte avant droite puis s'écarte à une distance de sécurité de l'appareil. A 14 h 02, le pilote rend compte à l'ESAM de l'événement par téléphone. Les deux membres d'équipage et un stagiaire mécanicien sont très légèrement blessés.

1.1.3. Localisation

- Lieu :
 - pays : France.
 - département : Cher (18) ;
 - commune : Plou ;
 - coordonnées géographiques :
 - N 47° 00' 30'' ;
 - E 002° 08' 00'' ;
 - altitude du lieu de l'événement : 150 m.
- Moment : jour.
- Aérodrome le plus proche au moment de l'événement : aérodrome d'Issoudun (LFEK) à 1,5 Nm dans le 205° du lieu de l'événement.

¹ Tableau de pannes de la Gazelle

1.2. Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Mortelles			
Graves			
Légères	2	1	
Aucunes		1	

1.3. Dommages à l'aéronef

Aéronef	Disparu	Détruit	Endommagé	Intègre
Gazelle SA 342 n° 4213		X		

1.4. Autres dommages

Néant.

1.5. Renseignements sur le personnel

1.5.1. Membre d'équipage de conduite : pilote commandant de bord

- Unité d'affectation : détachement technique aéroporté (DTA) :
 - fonction dans l'unité : pilote vol technique.
- Formation :
 - qualifications :
 - brevet de pilote (1991) ;
 - BSTAT (novembre 1996) ;
 - pilote vol technique SA 342 (avril 2004) ;
 - QT AATCP (janvier 2008) ;
 - école de spécialisation : EAALAT de Dax ;
 - année de sortie d'école : avril 1991.
- Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans les 30 derniers jours	
	Sur tous types	Dont sur SA 342	Sur tous types	Dont sur SA 342
Total	3270	1008	6,8	6,8

- Date du dernier vol comme pilote sur l'aéronef : le 9 septembre 2008.

La dernière séance d'entraînement aux procédures d'urgences a été réalisée avec un moniteur le 2 septembre 2008 sur la même machine. Six exercices de « panne moteur simulée » ont été effectués.

1.5.2. Autre membre d'équipage : mécanicien instructeur

– Unité d'affectation : ESAM :

- fonction dans l'unité : mécanicien instructeur « cellules et moteurs ».

Il est chargé durant ce vol d'assurer la formation des deux stagiaires mécaniciens.

1.5.3. Autres personnels : stagiaires mécaniciens

Les deux stagiaires mécaniciens « cellules et moteurs », affecté au 5^{ème} RHC de Pau, ont débuté leur stage à l'ESAM le 10 mars 2008 (fin théorique le 21 novembre 2008).

1.6. Renseignements sur l'aéronef

- Organisme : armée de terre.
- Commandement organique d'appartenance : COFAT.
- Base aérienne de stationnement : groupement d'exploitation de l'ESAM.
- Unité d'affectation : ESAM.
- Type d'aéronef : Gazelle SA 342 L1 :
 - configuration : standard métropole sans équipement optionnel ;
 - armement : viseur APX déposé, viseur T200 en place, PLM en place.
- Caractéristiques :

	Type - série	Numéro	Heures de vol totales	Heures de vol depuis	Heures de vol depuis
Cellule	SA 342 L1	4213	4431,4	GV3 ² : 1219,8	VP ³ : 429,4
Moteur	Astazou XIV M	8063/7063	3439,2	RG ⁴ : 940,2	

1.6.1. Maintenance

L'examen de la documentation témoigne d'un entretien conforme à la réglementation en vigueur.

L'examen du livret moteur montre que :

- la dernière RG a été effectuée du 13 avril 2004 au 15 octobre 2004 chez l'industriel. La liste des pièces rebutées et reconduites lors de la RG, ainsi que l'état du moteur à l'arrivée en RG sont fournis en annexe 2 ;

² GV3 = troisième grande visite.

³ VP = visite périodique.

⁴ RG = révision générale.

- à l'issue de la RG, le GTM était limité à 2260 heures de vol par le disque du troisième étage de turbine. Les données relatives à la vie du disque du troisième étage de turbine sont décrites en annexe 3.

1.6.2. Performances

L'appareil était en restriction de vol pour le NADIR. Cet équipement n'a aucun lien avec l'événement.

1.6.3. Masse et centrage

- Masse à la mise en route : 1908 kg.
- Masse au décollage : 1876 kg.
- Masse de l'appareil au moment de l'événement : 1858 kg.

Le centrage est dans les normes du constructeur.

1.6.4. Carburant

- Type de carburant utilisé : F34.
- Quantité de carburant au décollage : 340 litres.
- Quantité de carburant restant au moment de l'événement : 280 litres.

1.7. Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques au moment de l'événement étaient les suivantes :

- vent du 240° pour 5 Kts⁵ ;
- visibilité supérieure à 10 km ;
- température : 21 °C ;
- QNH⁶ : 1018 hPa ;
- QFE⁷ : 999 hPa.

1.8. Aides à la navigation

Sans objet.

1.9. Télécommunications

- Le pilote a décollé en auto information car la tour de contrôle de Bourges n'était pas activée.
- Au moment de la panne moteur en vol, le pilote a basculé sur la fréquence HF⁸ : 39,00 MHz (salle opérations de l'ESAM).

1.10. Enregistreurs de bord

L'appareil ne dispose d'aucun enregistreur de bord.

⁵ Kts : *Knots* – noeuds (1 Kt ≈ 1,852 km/h).

⁶ QNH : indique la pression ramenée au niveau de la mer.

⁷ QFE : calage altimétrique permettant de lire une hauteur sur un altimètre.

⁸ HF : *hight frequency* – haute fréquence.

1.11. Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.11.1. Examen de la zone

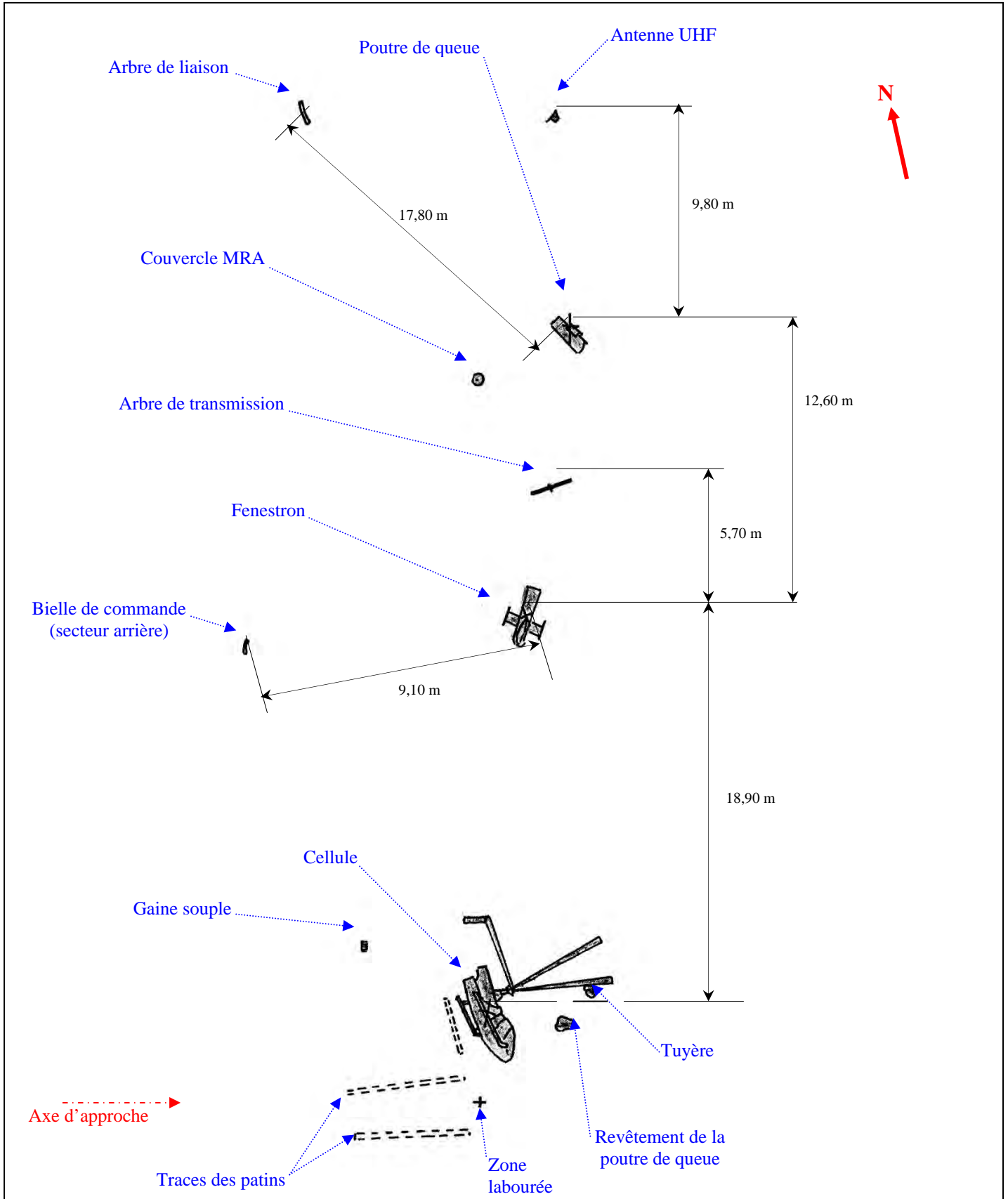
1.11.1.1. Répartition générale des débris de l'appareil accidenté

Le plan de répartition des débris de la Gazelle SA 342 est illustré sur la figure suivante.

La cellule est couchée sur le côté gauche. Le moyeu rotor principal (MRP), les pales principales, la boîte de transmission principale (BTP), et le groupe turbomoteur (GTM) sont encore sur la cellule.

La poutre de queue, désolidarisée de la cellule, s'est rompue en trois morceaux :

- une partie du revêtement de la poutre de queue, retrouvée à proximité des pales principales ;
- une partie arrière attenante à la dérive, retrouvée à environ 19 mètres de la cellule ;
- une partie avant de la poutre de queue, retrouvée à environ 31 mètres de la cellule.



Répartition des débris de l'appareil sur le site

1.11.1.2. Traces au sol

– Etat général du sol

Le champ sur lequel se trouve l'appareil a été labouré quelques jours auparavant mais ne présente pas de sillons importants. La zone d'impact est dégagée et plane. Le sol est meuble.

– Traces au sol



Vue des traces au sol

Les patins ont une longueur de 2,80 m. Les traces laissées sur le sol sont pratiquement parallèles. Les mesures prises sur site sont les suivantes :

- trace patin gauche : longueur 4,90 m - enfoncement arrière 14 cm - enfoncement avant 11 cm ;
 - trace patin droit : longueur 4,70 m - enfoncement arrière 11cm - enfoncement avant 11cm.
- Perpendiculairement à ces deux traces, une troisième trace plus courte se trouve face au patin gauche rompu.

– Zone labourée

Une zone labourée, attestant l'enfoncement d'un objet dans le sol, se situe entre les deux traces laissées par les patins.

– Traces d'impacts de pales principales

Les traces d'impacts de pales principales sont peu profondes et sont perpendiculaires à l'axe des traces laissées par les patins.

1.11.2. Examen de l'épave

1.11.2.1. Structure centrale et atterrisseurs



Vues de la structure centrale endommagée

Couché sur le côté gauche et incliné sur l'avant, l'hélicoptère repose en équilibre sur la pale bleue, sur le panier lance-missiles gauche et sur la verrière avant gauche qui est cassée. La partie inférieure avant de la structure centrale est déformée et comporte des traces de terre. Cette déformation s'arrête au niveau du radar doppler. Le coupe câble, recouvert de terre, est endommagé, légèrement décollé de sa fixation et fléchi à droite.

Concernant les atterrisseurs :

- le patin gauche est cassé au droit de la fixation arrière de la plaque d'usure ;
- le patin droit est intact mais comporte des traces de terre (terre infiltrée entre le patin et la plaque d'usure) ;
- les deux traverses sont intactes (tunnels de passages et bagues en téflon intactes).

1.11.2.2. Intérieur cabine

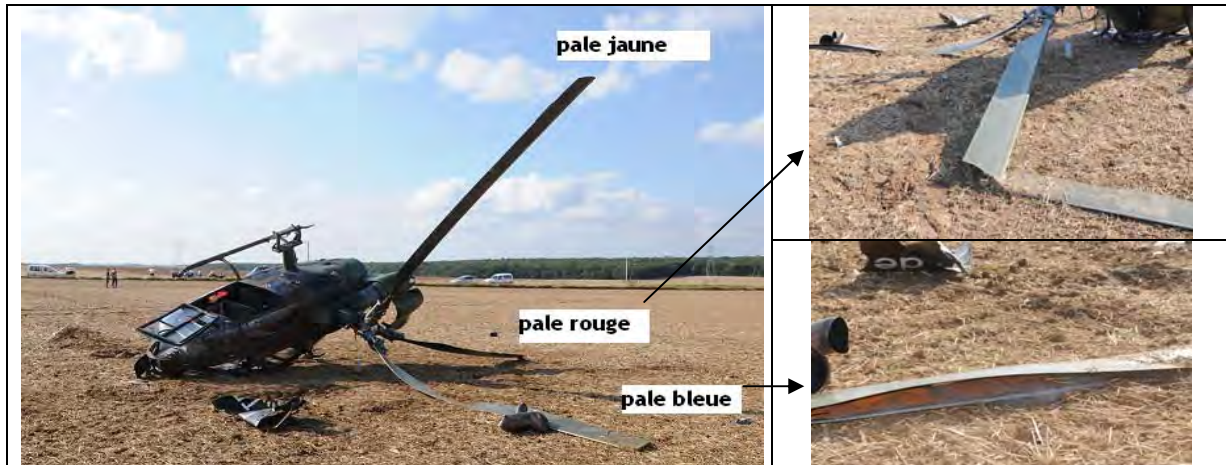
L'intérieur de la cabine est aplati du côté gauche. La balise de détresse est en position automatique.

Les positions des commandes, des interrupteurs et des équipements de bord sont les suivantes :

- manette frein rotor vers l'avant (libre) ;
- manette de débit en position plein avant (position vol) ;
- manette coupe feu a été actionnée en position arrière ;
- manche cyclique au neutre ;
- sélecteur de démarrage sur arrêt ;
- pompe de gavage sur arrêt ;
- commandes électriques BAT, ALTER et GENE sur arrêt ;
- la sonde altimétrique indique 375 mètres ;
- l'altimètre est calé à 1013 hPa et indique 180 mètres.

1.11.2.3. Pales principales

- La pale jaune est peu endommagée. Le saumon est marqué et présente des traces de terre.
- La pale bleue est en contact du sol sur toute sa longueur. Son bord de fuite est décollé sur environ deux tiers de l'envergure à partir de l'extrémité.
- La pale rouge est rompue en flexion à environ 1,50 mètres de l'extrémité.



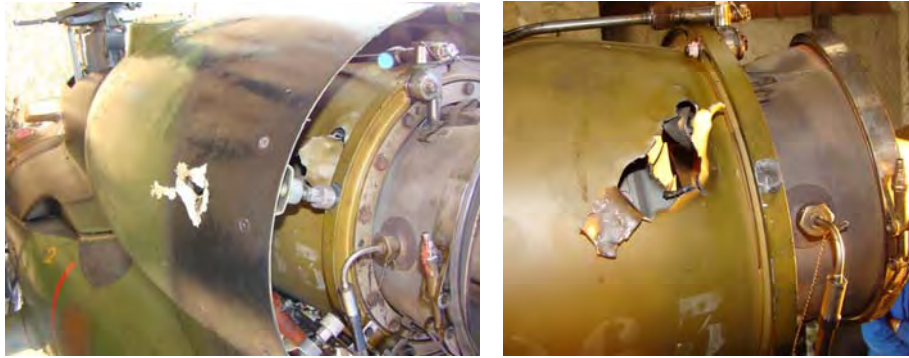
Vue des pales endommagées

1.11.2.4. MRP et GTM

- La bielle de pas du manchon rouge est rompue.
- Les manchons rouges et jaunes sont intacts.
- Le doigt de butée haute du manchon bleu est détruit.
- Aucun endommagement n'est visible sur la partie avant du moteur (entrée d'air et compresseur intacts).
- Aucune fuite d'huile n'a été constatée.
- Le capot moteur gauche est détaché et perforé (voir photos suivantes).
- La tuyère est absente. Elle est retrouvée, déformée, à proximité de la pale bleue.
- Le diffuseur est déformé.
- Le secteur supérieur du carter extérieur et du carter turbine sous-jacent présente une perforation (dimensions de 75 x 37 mm) avec des déchirures partant de l'intérieur vers l'extérieur.
- Une pale du disque du troisième étage de turbine est absente. Un examen endoscopique sur site a révélé une rupture produite entre les deux alésages des bouchons qui encadrent cette pale.



Absence d'une pale du disque du troisième étage de turbine



Perforations du capot moteur, du carter extérieur et du carter turbine

1.11.2.5. Poutre de queue

La poutre de queue est désolidarisée de la structure centrale et rompue en trois morceaux :

- le tronçon avant présente une rupture en section droite à son raccordement sur la structure centrale et une déchirure oblique à l'autre extrémité ;
- le fragment de tôle, déchirée en oblique, présente une trace d'impact de pale principale ;
- la partie arrière présente une rupture en section droite le long d'un cadre suivant les alignements de rivets. La partie inférieure de la dérive verticale présente des traces d'impacts de pales principales, la partie supérieure est sectionnée à partir de son bord de fuite et pivote vers l'avant. La partie arrière du fenestron est enfoncée de l'arrière vers l'avant. 4 pales du RAC sont rompues, les autres pales étant endommagées. Le sabot est en place mais il est écrasé par la dérive. La partie inférieure du sabot ne présente aucune trace de contact avec le sol.



Éléments endommagés de la poutre de queue

1.12. Renseignements médicaux et pathologiques

1.12.1. Membres d'équipage de conduite : pilote commandant de bord

- Dernier examen médical : visite révisionnelle personnel navigant :
 - type : visite périodique obligatoire ;
 - date : 09 juillet 2008 ;
 - résultat : apte personnel navigant ;
 - validité : 6 mois.
- Examens biologiques : des examens biologiques ont été réalisés au centre hospitalier de Bourges (dans le cadre de l'enquête judiciaire). Les résultats étaient négatifs.
- Blessures : traumatismes légers.

1.12.2. Autre membre d'équipage : instructeur mécanicien

- Passager arrière droit.
- Dernier examen médical : visite systématique annuelle :
 - type : visite périodique obligatoire ;
 - date : 03 octobre 2007 ;
 - résultat : apte à l'emploi ;
 - validité : 12 mois.
- Examens biologiques : non réalisés.
- Blessures : traumatismes légers.

1.12.3. Autres personnels : stagiaires mécaniciens

- Passager avant gauche.
- Dernier examen médical : visite systématique annuelle :
 - type : visite périodique obligatoire ;
 - date : 18 février 2008 ;
 - résultat : apte à l'emploi ;
 - validité : 12 mois.
- Examens biologiques : non réalisés.

- Passager arrière gauche.
- Dernier examen médical : visite systématique annuelle :
 - type : visite périodique obligatoire ;
 - date : 21 février 2008 ;
 - résultat : apte à l'emploi ;
 - validité : 12 mois.
- Examens biologiques : non réalisés.
- Blessures : contusions légères.

1.13. Incendie

Néant.

1.14. Survie des occupants

1.14.1. Abandon de bord

Les quatre membres d'équipage de l'aéronef sont restés sanglés à leur place jusqu'à la fin de la procédure d'autorotation. Une fois l'appareil immobilisé, sur ordre du pilote commandant de bord, l'équipage a évacué l'hélicoptère par ses propres moyens, par la porte avant droite. L'examen des casques de l'équipage n'a révélé aucune trace significative liée à un contact des casques avec la structure.

1.14.2. Organisation des secours

Les pompiers ont été alertés par un témoin à 14 h 01. Les moyens de secours sont arrivés sur place à partir de 14 h 15 avec :

- 3 véhicules de secours et d'aide aux victimes avec 3 personnels dans chaque véhicule ;
- 1 véhicule de désincarcération avec 3 personnels ;
- 1 véhicule incendie avec 6 personnels ;
- 3 véhicules légers avec 2 personnels dans chaque véhicule.

Le SAMU 18 a reçu l'appel d'urgence à 14 h 01 et a alerté une de ses équipes médicales à 14 h 04. Le véhicule SAMU est parti à 14 h 06 de Bourges et a été annulé en cours de trajet lorsque le médecin régulateur a eu connaissance du bilan lésionnel « rassurant » transmis par les pompiers.

Seul le pilote a été évacué vers le centre hospitalier de Bourges car il se plaignait de douleurs rachidiennes cervicales. Les autres membres d'équipage ont bénéficié chacun d'un bilan type secouriste. N'alléguant aucune plainte, ils ont été laissés sur place.

Les opérations du DTA ont alerté le service médical de l'ESAM de l'accident vers 14 h 10 en mentionnant un bilan médical rassurant. Le médecin chef et un infirmier sont partis du service médical vers 14 h 45 en véhicule sanitaire léger et sont arrivés vers 15 h 15 sur le lieu de l'accident. Les 3 membres d'équipage restant ont regagné l'ESAM avec l'équipe médicale militaire vers 18 h 05 après un nouveau bilan médical sur place.

1.15. Essais et recherches

L'expertise technique du GTM a été effectuée par le CEPr.

Les huiles et le carburant prélevés sur site ont été analysés par le CEPr.

La radiobalise de détresse a été expertisée par la société ELTA, fabricant de la balise.

Des examens et des recherches complémentaires ont été réalisés par l'industriel Turboméca, suite aux résultats de l'expertise technique du GTM.

1.16. Renseignements sur les organismes

Sans objet.

1.17. Renseignements supplémentaires

1.17.1. Balise de détresse

La radiobalise de détresse ESRX-3B-A06 était en position automatique au moment de l'événement et ne s'est pas déclenchée.

1.17.2. Témoins extérieurs

Six témoins extérieurs ont apporté divers éléments d'informations relatifs à l'accident de la Gazelle SA 342 n° 4213.

1.18. Techniques spécifiques d'enquête

- Suite aux premiers résultats de l'expertise technique du GTM n° 8063/7063, le BEAD-air a organisé une réunion d'avancement le 23 septembre 2008, en présence de l'armée de terre (COMALAT, DCMAT, STM), de la DGA (DET et CEPr), de la SIMMAD et de l'industriel Turboméca.
- Une deuxième réunion d'avancement technique, en présence du BEAD-air, du CEPr et des industriels Turboméca et Eurocopter a eu lieu le 5 novembre 2008. Suite à cette réunion, Turboméca a lancé un groupe de travail en interne sur les causes de l'événement. Ce groupe de travail s'est réuni de manière hebdomadaire à partir du 17 novembre 2008.
- Une troisième réunion, en présence des mêmes participants que précédemment a eu lieu le 26 janvier 2009, au cours de laquelle l'avancement des travaux de l'industriel a été présenté.
- Le rapport final d'expertise du CEPr a été rendu le 28 février 2009.
- Un autre point d'avancement technique s'est tenu avec l'industriel le 6 mars 2009.
- Une synthèse a été envoyée par l'industriel le 11 mars 2009.
- Une annexe complémentaire au rapport final d'expertise du CEPr a été envoyée le 25 mars 2009.

2. ANALYSE

L'accident aérien de la Gazelle n° 4213 survenu le 10 septembre 2008 a pour origine un arrêt moteur en vol. Le pilote procède alors à une autorotation. Lors du posé, l'hélicoptère bascule vers l'avant puis se couche sur le côté gauche.

Le premier chapitre de l'analyse s'attache à déterminer les causes de l'arrêt moteur en vol.

Le deuxième chapitre présente les causes de l'endommagement de l'appareil au sol.

Un dernier chapitre est consacré à l'analyse des secours mis en œuvre suite à l'accident.

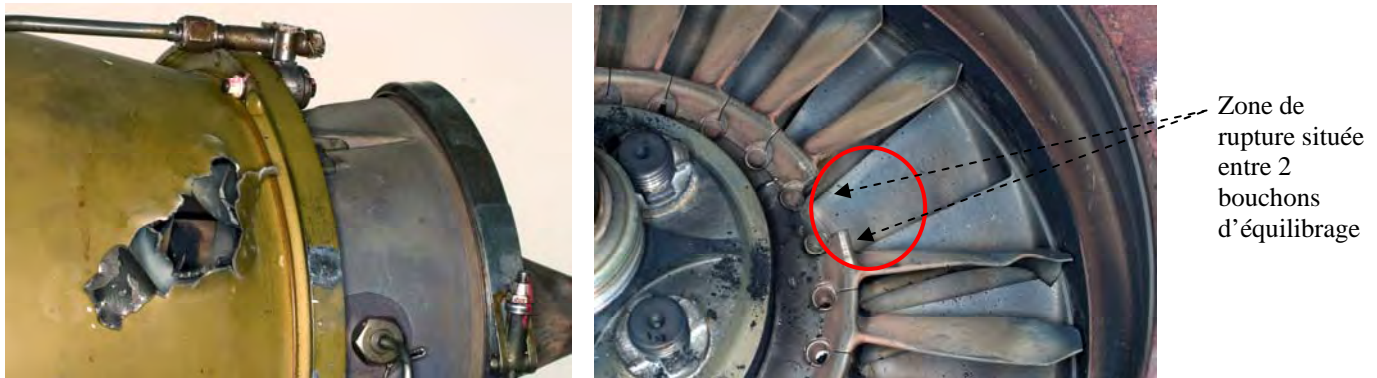
2.1. Causes de l'arrêt moteur en vol

2.1.1. Analyse des dommages du GTM

Tous les paramètres relevés par les stagiaires lors du vol montrent un fonctionnement normal de l'appareil. A l'issue du deuxième relevé, au moment où le pilote baisse le pas général pour revenir en première butée, l'équipage entend un bruit de détonation immédiatement suivi d'un second bruit plus sourd. Des témoins extérieurs relatent des bruits semblables à des coups de fusil.

L'expertise technique du GTM a déterminé que :

- l'essentiel des dommages affecte la partie arrière du moteur (vue en coupe du GTM fournie en annexe 3) ;
- une rupture du disque du troisième étage de turbine a entraîné l'arrachement d'une pale avec le fragment de la jante du disque ;
- le morceau du disque arraché a perforé le carter turbine et le carter extérieur.



Vue des carters perforés (à gauche) et du disque rompu (à droite)

Les dommages constatés sur les autres composants du moteur ne sont que la conséquence de la destruction du disque et du balourd résultant de l'ensemble tournant et des vibrations ainsi engendrées. Le compresseur axial et le compresseur centrifuge présentent ainsi des marquages. Les disques des premier et deuxième étages de turbine et leurs distributeurs sont également marqués.

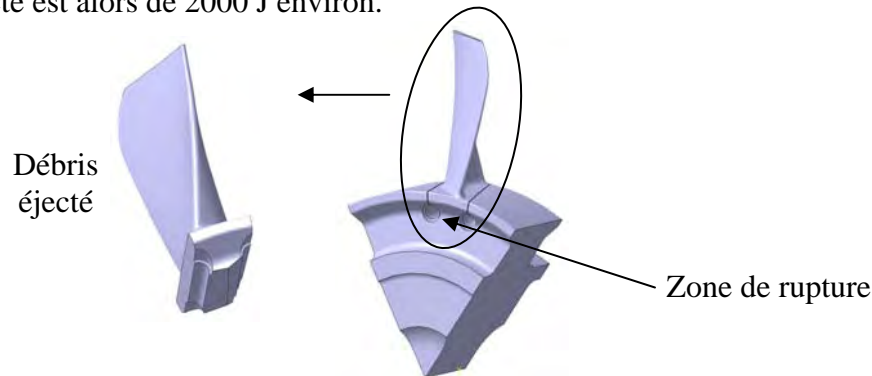
Après dépose du disque du troisième étage de turbine, le moteur n'est plus bloqué en rotation.

Tous les accessoires du moteur sont en place, correctement serrés et freinés. Le bouchon magnétique ne retient aucune particule métallique. La chambre de combustion est intègre.

Enfin, aucune trace visuelle de pompage n'a été mise en évidence.

L'expertise technique du GTM a montré que l'endommagement du moteur en vol est consécutif à l'arrachement d'un morceau du disque du troisième étage de turbine, constitué d'une pale et d'un fragment de jante du disque. Les bruits de détonation perçus par l'équipage et les témoins extérieurs sont le résultat de la perforation des deux carters par le morceau de disque éjecté.

Une modélisation du morceau éjecté a permis d'en évaluer la masse, estimée à 58,5 g. En considérant un régime moteur nominal à 43000 trs/min et les caractéristiques mécaniques des tôles constituant les différents carters, des calculs ont confirmé **une perforation systématique des carters pour ce type de géométrie de débris**. L'énergie résiduelle du fragment éjecté est alors de 2000 J environ.



Reconstitution du morceau de disque éjecté

2.1.2. Extinction du moteur en vol

Immédiatement après les bruits d'explosion, l'appareil part en cadence à droite et l'équipage entend un sifflement, représentatif, selon les mécaniciens à bord, d'une extinction de la turbine. Le pilote constate alors l'allumage des voyants ALTER et NAV⁹ au tableau de panne, la perte des tours du régime moteur et l'allumage du voyant rouge « ALARME »¹⁰. La sonde altimétrique indiquait 385 mètres (correspondant à l'altitude de 500 mètres ZP). Cette valeur indique la hauteur de vol lorsque le régime moteur est passé en dessous de 41300 tr/min environ. A cet instant, l'alimentation alternative s'est coupée et la sonde est restée figée à la valeur du moment.

Compte-tenu de ces différents éléments, l'industriel a étudié comment la perte d'un morceau du disque du troisième étage de turbine a pu conduire à l'extinction du moteur en vol. Les résultats de cette étude, fournis en annexe 4, ont ainsi montré que la perforation du carter a entraîné une fuite de l'air contenu entre le carter et le contre-carter, ce qui a provoqué d'une part une chute du régime générateur de gaz et d'autre part une chute du débit carburant. Dès lors, la vitesse de rotation du compresseur diminue et le débit d'air chute. Le cycle thermodynamique est fortement dégradé, conduisant à l'extinction du moteur.

La perte d'un morceau du disque du troisième étage de turbine a conduit à la perforation des carters, entraînant alors l'extinction du moteur en vol.

⁹ Les voyants ALTER et NAV sur le tableau de panne indiquent la perte de l'alimentation alternative

¹⁰ L'allumage du voyant rouge « alarme » en vol indique une anomalie dans le circuit carburant, se traduisant par l'ouverture complète du régulateur doseur et par l'impossibilité de rétablir la vitesse régulée du moteur.

2.1.3. Expertise technique du disque du troisième étage de turbine

2.1.3.1. Préambule

Le disque du troisième étage de turbine du moteur Astazou XIV est un disque monobloc constitué de 25 pales. Ce disque est fabriqué par le constructeur du moteur.

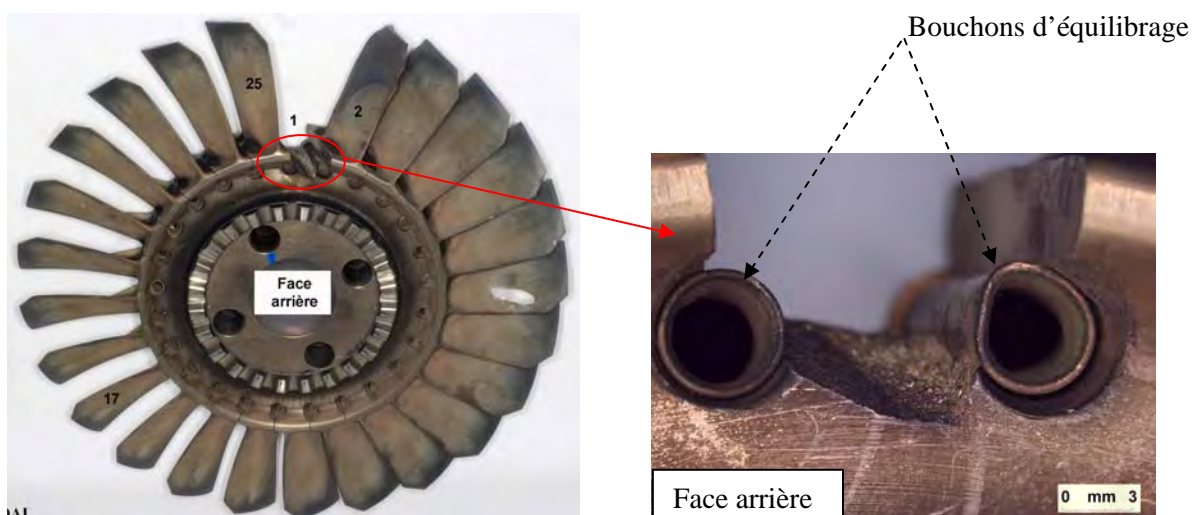
Depuis la fabrication initiale du disque en 1970, deux modifications de conception ont été réalisées.

- La modification M32, approuvée en 1984, a pour but d'éliminer le risque de rupture de pales par vibration du disque à la vitesse nominale. Cette modification consistait à usiner 25 fentes entre les pales débouchant dans un trou qui traverse le disque de part en part. Chaque perçage est alors obturé par un bouchon qui sert à la fois à l'équilibrage du disque et à l'amortissement des modes vibratoires des pales. A ce jour, l'ensemble des disques est modifié M32.
- La modification M51, approuvée en 1998, a pour but d'éliminer le déplacement axial des bouchons. Cette modification consiste en un sertissage¹¹ avec un angle de rabattement plus important des bouchons. A ce jour, environ 50 % des disques sont modifiés M51 (sur flotte armée de terre).

2.1.3.2. Résultats des examens métallurgiques du disque du troisième étage de turbine

Les données relatives à la vie du disque de turbine concerné par l'événement sont fournies en annexe 5. Au moment de l'événement, le disque totalise 3680 heures totales de fonctionnement (4150 cycles) dont 940 heures de fonctionnement (944 cycles) depuis la dernière RG. La durée de vie admissible du disque spécifiée par le constructeur est de 5000 heures de fonctionnement ou 7500 cycles moteur.

La figure suivante décrit la convention de numérotation des pales adoptée pour l'expertise du disque. La pale rompue a été arbitrairement repérée pale n°1. Les pales suivantes ont été repérées dans le sens opposé à la rotation du moteur.



Numérotation des pales du disque endommagé et détail de la cassure

¹¹ Opération qui consiste à rabattre le bord du bouchon d'équilibrage contre celui du disque, afin de les fixer.

L'examen du disque du troisième étage de turbine montre que :

- la cassure de la pale n° 1 éjectée s'étend entre les deux alésages des bouchons ;
- la pale n° 2 a été choquée sur son extrados par l'éjection de la pale n° 1 ;
- la pale n° 17 présente une fissure sur la face arrière du disque, issue de l'alésage du bouchon entre les pales n° 16 et 17 ;
- les autres pales du disque sont légèrement marquées au sommet par leur contact avec l'anneau de turbine en vis-à-vis ;
- tous les bouchons du disque sont restés en position dans leurs alésages respectifs.

L'analyse du faciès de rupture a révélé que l'arrachement de la pale avec le fragment de la jante du disque est consécutif à une fissure de fatigue.



Vue du faciès de rupture du disque

Une seconde fissure a été détectée sur le disque. Elle est similaire, avec une propagation et un faciès identiques. Sur la face arrière, la fissure présente une longueur de 6 mm environ. Cette fissure a ensuite été ouverte en laboratoire pour les besoins de l'expertise.



Vue de la seconde fissure trouvée sur le disque face arrière et du faciès de rupture associé

Le site d'amorçage des deux fissures est localisé au droit de l'arête située entre la partie conique et la partie cylindrique du perçage contenant les bouchons d'équilibrage, à proximité immédiate de la face arrière du disque, au droit de la zone de mise en forme du bouchon.

Les fissures se sont propagées en fatigue, sur plusieurs cycles de fonctionnement moteur¹². La première fissure s'est propagée sur 40 % de la section (correspondant à une longueur de fissure de 7 mm sur la face arrière du disque) avant la rupture finale et l'éjection du fragment de la jante du disque avec la pale. La seconde fissure s'est propagée sur 30 % de la section sans atteindre le stade de la rupture finale. Concernant le mode de propagation des fissures, les faciès de rupture indiquent une combinaison de fatigue oligocyclique¹³ et de fatigue vibratoire.

La rupture d'un morceau du disque du troisième étage de turbine, constitué d'une pale et d'un fragment de jante du disque, s'est produite à partir d'une fissure de fatigue, amorcée au débouché de l'alésage d'un des trous contenant les bouchons d'équilibrage.
Une seconde fissure en développement avait pratiquement atteint la taille critique de la première.
Les deux fissures se sont probablement amorcées simultanément.

A l'exception du matage de la surface et de légères traces d'arrachements circulaires, aucun endommagement significatif n'a été mis en évidence au droit du site d'amorçage des fissures. La composition chimique et la structure métallurgique du matériau constituant le disque ainsi que celle constituant les bouchons est conforme à la spécification technique. Le niveau de caractéristiques mécaniques à cœur du disque correspond aux spécifications du constructeur.

Deux types de singularités ont néanmoins été observés dans les alésages des trous bouchonnés et concernent :

- un état surface grossier, préférentiellement dans la moitié ou le tiers arrière des alésages, caractérisé par des arrachements circulaires et la présence de replis ou particules de métal écrasées ;
- un écrouissage superficiel tout le long des alésages, se traduisant par une dureté superficielle accrue et hétérogène. Cet écrouissage est associé localement à de petites zones blanchâtres dont la dureté est très élevée, jusqu'à 2,5 fois supérieure à la dureté mesurée à cœur du disque. Ces zones blanchâtres ont une composition chimique identique à celle du disque mais la structure métallurgique ne peut pas être révélée.

Les premiers examens métallurgiques menés sur le disque n'ont pas permis d'expliquer l'amorçage des fissures de fatigue.
Des singularités ont néanmoins été mises en évidence dans les alésages contenant les bouchons.

2.1.3.3. Recherche de l'identification des singularités observées dans les trous bouchonnés

- Identification des singularités de type état de surface dégradé

Les singularités de type état de surface concernent la présence de stries d'usinage profondes, d'arrachements circulaires et de particules matées tout le long des perçages.

¹² Les nombres de cycles à amorçage et à propagation de la fissure n'ont pas pu être déterminés.

¹³ Matériau sollicité cycliquement dans le domaine de déformation plastique avec un faible nombre de cycles de déformation (10^3 à 10^5 cycles).

Les arrachements circulaires sont associés à de petits replis de métal et de petites zones matées qui correspondent à des particules de métal écrasées à la surface des alésages. Ces particules ont été identifiées comme de fins copeaux. Ils pourraient ainsi être issus des opérations de perçage des trous¹⁴, et correspondre à des copeaux non évacués puis laminés et « soudés » à la surface des alésages.

Lors de l'application de la modification M32, les trous bouchonnés sont usinés selon un procédé à la retourne sur perceuse à colonne manuelle. L'industriel n'a pas été en mesure de fournir la totalité des éléments d'information relatifs à l'historique de fabrication du disque du troisième étage de turbine après recherche dans les documents d'archives. Le disque concerné par l'événement ayant été modifié M32 en 1988, aucune information n'a pu être transmise sur la gamme opératoire effectivement réalisée à ce moment (outils utilisés et état d'usure associé, contrôles à l'issue des perçages). Ces éléments auraient pu permettre des interprétations plus précises sur les singularités observées sur le disque.

Une étude comparative a alors été réalisée sur 4 autres disques du troisième étage de turbine. Parmi ces disques, un disque est à l'état neuf, directement issu de production. Les résultats sont présentés en annexe 6. Cette étude a permis d'établir une récurrence des singularités relevées au niveau des alésages. Les différents disques de turbine examinés présentent tous des états de surface de qualités différentes mais le disque concerné par l'événement présente les particularités les plus marquantes, avec des états de surfaces les plus médiocres, témoignant d'un usinage dégradé.

Enfin, le disque neuf était dépourvu de bouchons d'équilibrage. Aucune trace de matage n'a été observée dans la zone correspondant au site d'amorçage de fissures. Or, la mise en place des bouchons, par sertissage, est effectuée au moyen d'une presse hydraulique. Cette opération de sertissage peut endommager localement le lamage arrière.

Lors de l'application de la modification M51, les bouchons sont enlevés au moyen d'un chasse goupille par la face arrière du disque qui permet, en poussant, d'extraire le bouchon du disque vers l'avant. De nouveaux bouchons sont ensuite remis puis sertis de nouveau. Ces opérations endommagent localement le matériau à l'endroit du sertissage et contribuent ainsi à dégrader davantage l'état de surface.

Les singularités de type état de surface dégradé sont liées aux opérations de perçage des trous, de mise en place et d'extraction des bouchons d'équilibrage.

- Identification des singularités de type zones blanchâtres

Les singularités de type zones blanchâtres concernent un écrouissage superficiel tout le long des alésages, associé localement à de petites zones blanchâtres dont la dureté est très élevée. D'un point de vue métallurgique, ces zones blanchâtres peuvent correspondre au matériau constituant le disque à l'état mis en solution (forte élévation de température suivie d'un refroidissement rapide).

Deux hypothèses ont été avancées :

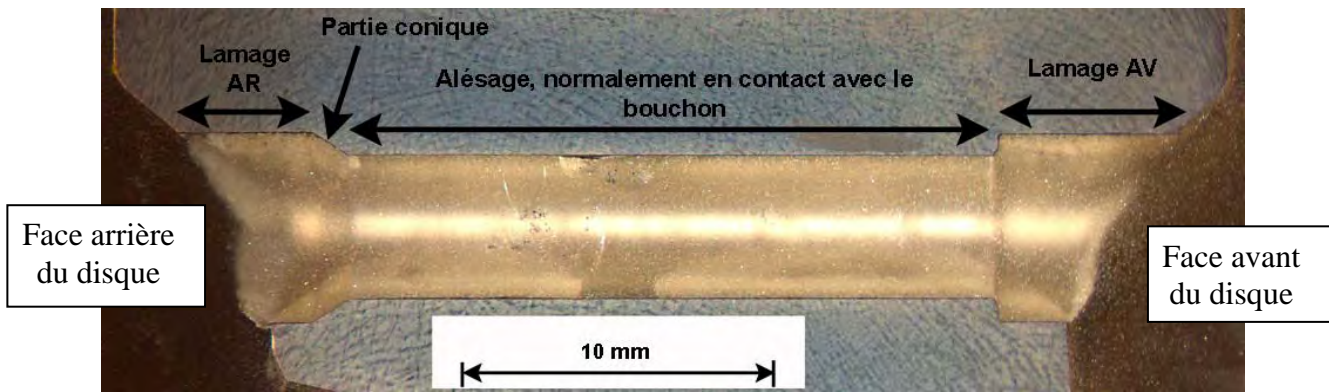
- ces zones peuvent être le résultat de copeaux d'usinage recollés à la surface de l'alésage, anomalies générées lors des opérations de perçage ;
- ces zones peuvent être le résultat d'un troisième corps lié à la tribologie¹⁵ bouchons/alésages.

¹⁴ Rappel : l'opération de perçage des trous est réalisée lors de la modification M32.

¹⁵ Etude de l'interaction entre surfaces en contact (problèmes de contact, frottement, usure ou lubrification).

Hypothèse : les singularités sont liées aux opérations de perçage des trous

L'écrouissage superficiel et les zones blanchâtres ont été observés dans toute la longueur des alésages, ainsi que dans la partie conique (lieu de sertissage des bouchons) et dans les lamages encadrant ces alésages (zones hors contact avec les bouchons). Ces zones blanchâtres sont situées préférentiellement au droit de stries d'usinage prononcées ou d'arrachements circulaires.



Vue en coupe d'un perçage (sans le bouchon)

L'étude comparative des différents disques de turbine a également mis en évidence une récurrence de ce type de singularité :

- un écrouissage superficiel est observé le long de chaque alésage (disque neuf compris) ;
- les zones blanchâtres ont été observées dans chaque alésage.

Le disque concerné par l'événement présente néanmoins les particularités les plus marquantes, avec des zones blanchâtres les plus sévères (taille et dureté associée).

Enfin, les zones blanchâtres observées sur le disque neuf sont localisées uniquement dans les lamages, où l'état de surface est irrégulier¹⁶, ce qui rend probable la corrélation entre les opérations de perçage et les singularités de type zones blanchâtres.

L'hypothèse selon laquelle les singularités de type zones blanchâtres sont au moins en partie induites par les opérations de perçage des trous bouchonnés est PROBABLE.

Hypothèse : les singularités de type zones blanchâtres sont le résultat d'un troisième corps non évacué provenant de l'usure par contact bouchon/alésage

Les analyses réalisées dans les différents alésages n'ont pas révélé de transfert de métal étranger à la roue de turbine et aux bouchons. L'examen des bouchons n'a montré aucun endommagement significatif.

Les zones blanchâtres ont été observées dans les alésages du disque neuf, mais uniquement au niveau des lamages avant et arrière. Leurs épaisseurs, ainsi que leurs niveaux de dureté associés restent toutefois moins importantes que sur les autres disques. Sur ces derniers, les zones blanchâtres les plus importantes sont situées préférentiellement sur des zones sur lesquelles le bouchon d'équilibrage et le disque interagissent lors du fonctionnement du

¹⁶ La surface intérieure qui doit être en contact avec le bouchon est usinée avec précision alors que les lamages sont bruts de perçage.

moteur. Néanmoins, une possible corrélation entre les traces de frottement visibles sur les bouchons et les zones blanchâtres n'a pas été clairement mise en évidence.

L'hypothèse émise par l'industriel, relative à l'existence de zones blanchâtres liée à un phénomène d'accumulation de « troisième corps » résultant de l'interaction bouchon/alésage n'a pas non plus pu être écartée par les expertises techniques réalisées.

Les singularités de type zones blanchâtres peuvent résulter au moins en partie d'un troisième corps non évacué provenant de l'usure par contact bouchon/alésage.

2.1.4. Recherche des causes de fissuration du disque du troisième étage de turbine

2.1.4.1. Hypothèse : les anomalies générées lors des opérations de perçage et de sertissage ont contribué à l'amorçage des fissures

L'influence des anomalies d'usinage sur la durée de vie en fatigue des pièces en superalliage base nickel a fait l'objet de travaux de recherches antérieures à l'enquête. Ces travaux ont notamment montré que des anomalies étaient susceptibles d'être générées lors des opérations de perçage de trous d'ébauche avec un foret hélicoïdal.

Le perçage des trous contenant les bouchons d'équilibrage du disque est effectivement réalisé à l'aide d'un foret hélicoïdal. A l'issue des opérations de perçage, seul un contrôle visuel de l'état de surface et de la rugosité est réalisé.

Les analyses réalisées sur le disque de turbine neuf ont montré des zones fragilisées lors du procédé de perçage des trous bouchonnés. Des analyses complémentaires avaient par ailleurs été effectuées par l'industriel sur le disque concerné par l'accident aérien, confirmant un état de surface dégradé des trous bouchonnés, sans toutefois présumer d'anomalies de type copeaux collés.

Ces opérations ont pu généré des états de surface grossiers, avec un laminage et un soudage local de copeaux libérés et non évacués. Ces anomalies se sont révélées sous la forme d'un écrouissage superficiel dans les alésages et des zones blanchâtres de dureté extrêmement élevée.

Ces zones fragilisées ont pu participer au claquage de cette pellicule dure et fragile, sous l'effet de contraintes de compression concentrées sur la partie conique, lors de l'opération de sertissage du bouchon. De ce point de vue, ces zones fragiles et ainsi sollicitées peuvent être potentiellement propices à l'amorçage d'une micro-fissure.

Par ailleurs, en considérant la contrainte locale exercée lors du sertissage des bouchons, il apparaît probable que les disques ayant été modifiés M51 soient plus sensibles à ce phénomène. Ces disques ont en effet subi à deux reprises les contraintes de compression générées par l'outil de sertissage (la modification M51 consistant à évaser davantage l'angle de sertissage de l'extrémité du bouchon, en plus d'une expulsion forcée du bouchon initial). Ces sollicitations ont donc pu contraindre encore davantage la partie conique, voire y générer des micro-claquages sur cette surface dure et potentiellement fragile.

L'hypothèse d'une diminution de la durée de vie du disque liée à la présence d'anomalies générées lors des opérations de perçage et de sertissage du bouchon est PROBABLE.

Les disques de troisième étage de turbine ayant subi de plus la modification de conception M51, pourraient être plus sensibles à ce phénomène.

2.1.4.2. Hypothèse : des sollicitations vibratoires particulières ont contribué à l'amorçage et à la propagation des fissures

Le faciès de rupture des deux fissures montrent une combinaison de fatigue oligocyclique (liée aux contraintes statiques) et de fatigue vibratoire (liée aux contraintes dynamiques). Ces deux types de sollicitations sont superposables dans les zones d'amorçage et de propagation des fissures. L'amorçage de fissures simultanées sur deux secteurs distincts du disque, les indices manifestes de vibrations et l'absence d'éléments mis en évidence sur ces deux zones d'amorçages par rapport aux autres trous du disque peuvent laisser supposer un phénomène vibratoire contributif à l'amorçage et à la propagation des fissures.

Bien que l'ensemble du turbomoteur ne présente aucun indice de dysfonctionnement qui aurait pu induire un état de vibration anormal du moteur et que les contrôles vibratoires relevés au cours de l'utilisation de l'appareil étaient dans les normes, les deux secteurs de pales du disque ont pu subir des contraintes dynamiques exceptionnelles, résultant d'un désaccordage¹⁷. Ce phénomène a alors provoqué une amplification locale des niveaux vibratoires des pales du disque. La tenue en fatigue des pales ainsi sollicitées, en combinaison des dégradations des caractéristiques en fatigue dues aux singularités constatées dans les zones d'amorce, devient alors trop faible en raison des vibrations excessives induites.

Des sollicitations vibratoires particulières sur le disque de turbine ont pu contribué à l'amorçage et à la propagation des fissures.

2.1.4.3. Élément notable : cas antérieur de rupture du disque du troisième étage de turbine du moteur Astazou XIV sur banc d'essais

En 1988, le disque du troisième étage de turbine du moteur Astazou XIV M n° 001 s'est rompu en essai après un temps total de fonctionnement sur banc de 3 865 heures, et 21 380 cycles. Cette rupture s'est produite au cours d'un essai de 5000 cycles sur banc : le disque a rompu prématurément au bout de 1605 cycles.

L'objectif de cet essai était de justifier la vie autorisée en service dans le cadre du dossier de justification de la M32.

Deux pales adjacentes se sont séparées du disque à la suite d'une fissure en fatigue propagée entre deux bouchons. Les 2 pales ont perforé le carter turbine et le carter extérieur. Les sites d'amorçage initiaux des fissures se situaient au niveau du débouché du lamage sur la face arrière du disque, côté bord de fuite intrados.

D'autres fissures ont été observées sur le disque au niveau du débouché du lamage sur la face arrière du disque, côté bord de fuite intrados, mais également côté bord d'attaque entre le débouché du lamage et de la face avant du disque ou le long de l'alésage côté intrados (réamorçage).

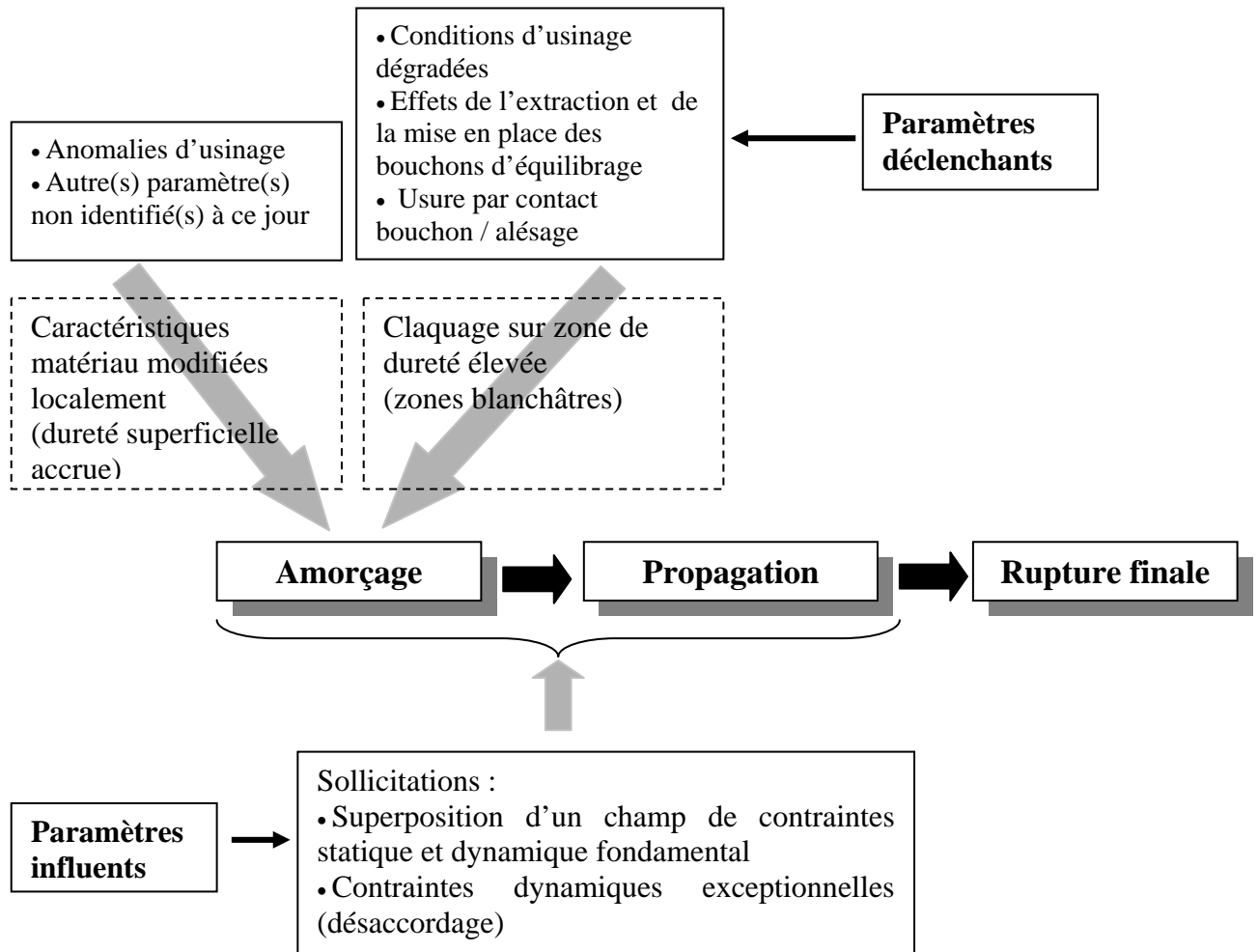
L'expertise de ce disque de turbine rompu avait fait l'objet d'analyses métallurgiques approfondies par Turboméca.

Hormis le contexte différent entre la rupture du disque au cours de cet essai d'endurance au banc et la rupture du disque n° RD48651 en service, la partie conique de l'alésage reste le site d'amorçage des fissures en fatigue observées.

¹⁷ Modification du comportement dynamique vibratoire résultant de localisations de vibrations. Sur un disque de turbine, la présence de petites anomalies (provenant de l'usure en service ou de la fabrication) peut entraîner des amplifications vibratoires très importantes localisées sur quelques pales : l'aubage est alors désaccordé.

2.1.4.4. Conclusion sur l'amorçage et la propagation des fissures dans le disque du troisième étage de turbine

La cause de l'amorçage et de la propagation des fissures de fatigue n'a pas pu être déterminée avec certitude au cours de l'enquête. Le scénario de fissuration le plus probable avancé à ce jour est le suivant :



2.2. Causes de l'endommagement de l'appareil au sol

2.2.1. Séquence d'événements dès l'apparition de la panne moteur

Dès que le pilote constate la perte des tours du régime moteur et l'allumage des différents voyants cités supra, il décide de procéder à une autorotation. Immédiatement, il met le pas général en position plein petit pas et cabre afin de rejoindre une vitesse de 120 km/h. Dans le même temps, il annonce à la radio « panne moteur, mise en autorotation ». Il visualise alors le champ sur lequel il va se poser. A une hauteur de 200 mètres environ par rapport au sol, il effectue une légère prise de vitesse afin de rallonger sa trajectoire et éviter une ligne électrique située en contrebas. Il remet ensuite l'appareil à une vitesse de 120 km/h.

A une hauteur de 20 à 25 mètres par rapport au sol, il débute son *flare*. Estimant la nature du sol assez meuble, il accentue son *flare* afin de diminuer au maximum sa vitesse sol et éviter ainsi de glisser au contact avec le sol. Il procède ensuite à une première application de pas puis une remise à plat de l'appareil.

Au moment où la Gazelle touche le sol, il applique une seconde action sur le pas général mais celle-ci est inefficace. Immédiatement après le posé, l'appareil bascule vers l'avant, et plante le coupe-câble dans le sol. Voyant les pales principales se rapprocher du sol, le pilote amène instinctivement le manche cyclique en arrière. L'appareil pivote vers la gauche et le patin gauche pique son extrémité avant dans la terre. Le patin gauche se rompt alors en flexion, l'appareil termine de basculer sur le flanc gauche. Les extrémités des pales principales sabrent le sol à gauche.

Les actions cabines (manette coupe-feu et pompe de gavage) ont été réalisées après l'immobilisation de la machine au sol, ainsi que le basculement sur arrêt des différentes générations électriques. L'action sur la manette de débit a été oubliée. Toutes ces actions sont généralement réalisées au cours de la descente mais le pilote a été interrompu par les stagiaires mécaniciens qui lui signalaient une ligne électrique au moment où il s'apprêtait à les effectuer. Il les a ensuite oubliées.

Un examen approfondi des dommages et des faciès de rupture des différents sous-ensembles de l'appareil (atterrisseurs, cabine, BTP, poutre de queue et transmission arrière, pales principales), combiné à l'analyse des traces au sol et des témoignages extérieurs, a permis d'établir la cinématique d'endommagement au sol de l'appareil à partir du moment où il a basculé vers l'avant. L'annexe 8 en présente les résultats.

2.2.2. Causes du basculement de l'appareil au sol

L'intégrité des éléments constitutifs du train et du passage de la traverse arrière sur la cellule ainsi que le non-déclenchement de la balise de détresse ERSX-3B permet de conclure que le contact de l'appareil avec le sol n'a pas été brutal¹⁸.

L'examen des traces des patins au sol montre que l'appareil s'est enfoncé de 14 cm sur l'arrière des patins et de 11 cm sur l'avant des patins. Les traces des patins sont parallèles. Aucune trace n'a été retrouvée attestant le contact du sabot de la poutre de queue avec le sol. Ces éléments indiquent donc que la remise à plat de l'appareil n'était pas optimale, avec une légère tendance à cabrer (posé légèrement « talon »). Ce type de posé, associé à une vitesse horizontale suffisante et une masse importante de l'appareil¹⁹, a alors provoqué un transfert de charge vers l'avant, entraînant le basculement vers l'avant de l'appareil.

Ce basculement sur un sol meuble, combiné à la décélération de l'appareil (moment à piquer) a entraîné le contact avec le sol du coupe-câble. Ce dernier s'est ensuite enfoncé dans le sol, créant un moment à piquer supplémentaire qui a accentué la bascule de l'aéronef vers l'avant. Le patin gauche se rompt alors brutalement, ce qui fait pivoter l'hélicoptère vers la gauche.

L'axe du couteau coupe câble est décalé de 15 cm à gauche de l'axe de l'appareil. Cette dissymétrie peut avoir apporté un effort supplémentaire, contribuant au pivotement de l'appareil vers la gauche.

Alors que l'appareil basculait vers l'avant, le pilote a amené instinctivement le manche cyclique en secteur arrière voyant les pales principales se rapprocher du sol. La séquence

¹⁸ Définition de l'atterrissage brutal de la CT 12.00.204 : facteur de charge > 3 ou vitesse d'impact > 2.44 m/s.

¹⁹ La masse de l'appareil au moment de l'événement était de 1858 kg.

d'endommagement de l'appareil au sol, décrite en annexe 8, explique alors les endommagements successifs de la poutre de queue.

L'endommagement au sol de l'appareil résulte du basculement vers l'avant de celui-ci.

Différents facteurs ont contribué à ce basculement :

- un posé avec une légère tendance à cabrer ;
- une masse importante de l'appareil ;
- une nature de sol meuble ;
- et un enfoncement du coupe-câble dans le sol.

2.3. Analyse des secours mis en œuvre suite à l'accident

Suite à une mise en alerte par un témoin, les moyens de secours dépêchés sur les lieux de l'accident ont été des moyens de secours type pompiers civils. Leur délai d'intervention a été rapide (alerte à 14 h 01 et arrivée sur place à 14 h 15). Ces moyens ont été importants : 24 sapeurs pompiers avec 8 véhicules.

Chacun des membres d'équipage a été examiné par les pompiers secouristes. Seul, le pilote commandant de bord a été évacué vers le centre hospitalier de Bourges car il présentait une souffrance de douleurs physiques sensibles.

L'équipe médicale du service médical de l'ESAM, composée d'un médecin et d'un infirmier, a été alertée par les opérations du DTA à 14 h 10. Ayant eu connaissance des moyens de secours civils mis en place et du bilan lésionnel des passagers de l'hélicoptère, elle s'est acheminée vers le site de l'accident à partir de 14 h 45. Arrivés sur place à 15 h 15, les personnels soignants de l'ESAM ont de nouveau fait un bilan lésionnel des personnels impliqués avant de les rapatrier vers l'ESAM, au service médical d'unité vers 18 h 05.

Cependant, l'organisme leader en France en matière d'assistance médicale urgente est le SAMU. Ce véhicule, initialement déclenché, avec à son bord une équipe médicale complète (médecin, infirmier et conducteur ambulancier), a été annulé en cours de trajet. La réalité de la situation médicale des membres d'équipage n'a pas pu être assurée. En effet, dans ce type d'accidentologie, le doute subsiste toujours à propos d'atteintes rachidiennes dont la symptomatologie peut être différée de quelques minutes à plusieurs heures. En cas d'aggravation d'un des membres d'équipage restés sur place, le SAMU aurait pu intervenir rapidement. De même, compte tenu du risque rachidien potentiel, les quatre membres d'équipage auraient pu être évacués par principe de précaution, en position allongée²⁰, vers le centre hospitalier de Bourges pour un bilan médical initial « en milieu sécurisé ».

La prise en charge médicale globale n'a pas été optimale car :

- le déploiement rapide d'une équipe médicale du SAMU sur les lieux de l'accident a été annulé ;
- les 4 membres d'équipage n'ont pas été évacués vers le centre hospitalier de Bourges afin de bénéficier, par précaution, d'un bilan médical initial en milieu sécurisé ;
- le transport en position assise de 3 personnes accidentées, malgré une réévaluation médicale avant transport, peut être considérée comme une prise de risque.

²⁰ Les 3 membres d'équipages restants ont été rapatriés en position assise vers le service médical de l'ESAM.

3. CONCLUSION

3.1. Éléments établis utiles à la compréhension de l'événement

L'accident aérien de la Gazelle n° 4213 survenu le 10 septembre 2008 a pour origine un arrêt moteur en vol, consécutif à une rupture en fatigue du disque du troisième étage de turbine du moteur Astazou XIV M.

Une fissure (amorcée en face arrière, au débouché de l'alésage d'un des trous contenant les bouchons d'équilibrage du disque) s'est propagée jusqu'à la rupture d'un morceau du disque, constitué d'une pale et d'un fragment de jante du disque. Une seconde fissure en développement, d'amorçage et de propagation identiques à la première, avait pratiquement atteint la taille critique de rupture.

Le morceau de disque arraché a ensuite perforé le carter turbine et le carter extérieur du moteur.

Conformément à la procédure en cas de panne moteur, le pilote a procédé à une autorotation, ce qui a permis de minimiser les conséquences de cet événement.

Lors du posé, l'appareil a basculé vers l'avant puis a pivoté sur le côté gauche. Les pales principales ont heurté puis sectionné la poutre de queue. La structure centrale s'est inclinée sur le flanc gauche et la poutre de queue a été rompue en trois morceaux.

L'équipage a évacué par ses propres moyens l'appareil immobilisé au sol. Les deux membres d'équipage et un stagiaire mécanicien ont été très légèrement blessés.

3.2. Causes de l'événement

L'arrêt du moteur en vol résulte de la perforation des carters turbine et extérieur du moteur par le débris éjecté lors de la rupture en fatigue du disque du troisième étage de turbine.

A ce jour, les causes de l'amorçage et de la propagation des fissures de fatigue dans le disque n'ont pas pu être déterminées avec certitude.

La cause la plus probable, seule hypothèse avancée à ce jour, combine deux phénomènes :

- un phénomène thermomécanique lié au procédé de fabrication du disque : des fissures ont pu s'amorcer sur des zones superficielles rendues fragiles par des opérations de perçage et/ou lors de l'application d'une modification de conception ;
- un phénomène vibratoire particulier de la turbine contribuant à l'amorçage et à la propagation des fissures.

Des travaux sont toujours en cours chez le constructeur du moteur afin de confirmer définitivement ce scénario.

4. RECOMMANDATIONS DE SECURITE

4.1. Mesures de prévention ayant trait directement à l'événement

4.1.1. Sécurisation de la flotte

Le 23 septembre 2008, suite aux premiers résultats de l'expertise du GTM n° 8063/7063, le BEAD-air a organisé une réunion d'avancement sur l'enquête technique relative à l'accident aérien de la Gazelle SA 342 n° 4213 de l'armée de terre. L'objectif de cette réunion était de déterminer les mesures éventuelles à prendre à partir des premiers éléments issus de l'enquête et des premiers résultats de l'expertise technique.

A l'issue de cette réunion, un examen systématique de l'ensemble des moteurs a été jugé prématuré. En revanche, il a été décidé un contrôle visuel des moteurs en VP. Au final, 19 disques ont été contrôlés visuellement, (dont 5 disques du même standard de conception) et aucune crique n'a été détectée.

Le 5 novembre 2008, suite à l'avancement des travaux d'expertise du disque du troisième étage de turbine, le BEAD-air a organisé une réunion d'avancement. L'objectif de cette réunion était de déterminer les hypothèses possibles expliquant l'amorçage et la propagation de fissures dans le disque du troisième étage de turbine. Les causes de l'amorçage des fissures restent toujours indéterminées, les travaux se sont orientés vers une étude comparative sur d'autres disques de turbine. A l'issue de cette réunion, l'industriel a décidé de mettre en place un groupe de travail en interne afin de rechercher les causes de fissuration du disque. Les travaux de ce groupe de travail ont démarré le 17 novembre 2008.

Le 26 janvier 2009, l'industriel a présenté l'analyse de risque provisoire au niveau moteur en considérant l'événement redouté comme un « arrêt en vol non contrôlé et non rétention de débris haute énergie ». Le calcul du taux d'occurrence impose une action dans un délai défini. Dans la mesure où l'industriel n'est pas en mesure d'identifier avec certitude une cause racine de la fissuration du disque de turbine, il est apparu primordial de s'assurer qu'aucun disque de turbine, dont le potentiel cyclique est supérieur à 2000 cycles, n'est fissuré. A ce titre, il a été demandé un contrôle par ressuage de la face arrière du disque du troisième étage de turbine des moteurs Astazou XIV dans un délai de deux ans. **Ce contrôle a été émis par l'industriel sous la forme du service bulletin impératif n° 283 72 0804M pour les applications militaires et n° 283 72 0804 pour les autres flottes.**

4.1.2. Contrôles périodiques d'absence de fissures dans le disque du troisième étage de turbine du moteur Astazou XIV M

Le service bulletin (SB) émis par l'industriel vise à établir un plan de situation de la flotte à un instant donné, pour les disques dont le potentiel cyclique consommé est supérieur à 2000 cycles. Aucune périodicité de contrôle n'est prévue dans le cadre de ce SB bien que les causes d'amorçage et les temps de propagation des fissures restent indéterminées.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande à :

la DGA, en concertation avec l'armée de terre, la SIMMAD et les industriels Turboméca et Eurocopter, de mener une réflexion sur l'élaboration d'un plan de maintenance de contrôles périodiques des disques du troisième étage de turbine des GTM Astazou XIV M avionnés.

4.1.3. Fissuration du disque du troisième étage de turbine

Le scénario de fissuration du disque présenté dans ce rapport est la première conclusion de travaux menés conjointement entre le CEPr et l'industriel. Des travaux sont toujours en cours chez l'industriel afin de valider définitivement les hypothèses émises. En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande à :

L'industriel Turboméca :

- de poursuivre ses travaux et de mettre en place des actions supplémentaires si nécessaire, afin de déterminer précisément la ou les causes de fissuration du disque du troisième étage de turbine ;
- de tenir informé le BEAD-air de résultats pertinents en cours de travaux, ou le cas échéant, des conclusions des travaux menés.

En fonction de ces résultats, le bureau enquêtes accidents défense air recommande à :

L'industriel Turboméca, en liaison avec la DGA et la SIMMAD de mettre en œuvre des actions ou des mesures, concernant les disques neufs et existants, permettant de mettre sous contrôle les zones d'initiation de fissure pendant l'utilisation du disque du troisième étage de turbine (modification de gamme opératoire, diminution de la durée de vie du disque, contrôles, etc...).

4.2. Mesures de prévention n'ayant pas trait directement à l'événement

4.2.1. Organisation des secours

Bien que les moyens de secours mis en place sur le site de l'accident aient été rapides, la prise en charge médicale de l'ensemble des membres d'équipages n'a pas été optimale.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande à :

L'armée de terre de standardiser le processus de prise en charge paramédicale et médicale de personnels impliqués dans un accident aérien (évacuation systématique des personnes en position allongée vers une structure hospitalière).

4.2.2. Mise à jour de la documentation technique

L'analyse de la documentation technique effectuée dans le cadre de l'enquête technique a montré de nombreuses ratures accompagnées d'écritures parfois illisibles ne facilitant pas la compréhension de l'historique des différents organes moteur et cellule de l'appareil. La traçabilité des opérations effectuées, ainsi que les historiques de fonctionnement sont des éléments indispensables au bon déroulement de l'enquête technique.

En conséquence, le bureau enquêtes accidents défense air recommande à :

L'armée de terre de sensibiliser les personnels sur l'importance des mises à jour et sur l'attention et le soin accordés à la rédaction des documents techniques des appareils.

ANNEXES

Annexe 1 : Relevés de paramètres des stagiaires mécaniciens au cours du vol concerné par l'événement _____	39
Annexe 2 : Données relatives à la dernière révision générale du GTM _____	40
Annexe 3 : Historique du disque du troisième étage de turbine XIV _____	42
Annexe 4 : Extinction du moteur en vol _____	43
Annexe 5 : Historique du disque du troisième étage de turbine _____	44
Annexe 6 : Etude comparative de différents disques de turbine _____	45
Annexe 7 : Travaux de recherches sur l'influence de singularités d'usinage sur la durée de vie de pièces en superalliage base nickel percées au foret _____	46
Annexe 8 : Scénario d'endommagement de la poutre de queue _____	49

ANNEXE 1

Relevés de paramètres des stagiaires mécaniciens au cours du vol concerné par l'événement

Le relevé de vol en croisière stabilisé 1^{ère} butée est effectué à 500m ZP pour une VI de 210 km/h.

Les relevés sont dans les normes :

T° extérieure : 20 °C
T4 (sans DDJ) : 400 °C
T° huile GTM : 52 °C
Pas : 13.5 °
Couple : 78 %
VI : 210 km/h
Masse : 1866 kg

Le relevé de vol en croisière stabilisé 2^{ème} butée est effectué à 500m ZP pour une VI de 230 km/h.

Les relevés sont dans les normes :

T° extérieure : 20 °C
T4 (sans DDJ) : 440 °C
T° huile GTM : 52 °C
Pas : 14.5 °
Couple : 90 %
VI : 230 km/h
Masse : 1858 kg

Au cours des deux relevés le niveau vibratoire est dans les normes.

ANNEXE 2


Données relatives à la dernière révision générale du GTM

ALAT – ASTAZOU XIV M S/N 8063 (7063)

3. Détail des opérations de réparations effectuées sur le disque T3 lors de la dernière RG

- Voir documentation MR
- Nettoyage de la roue de turbine
- Contrôle aux Courants de Foucault
- Dépose de tous les bouchons d'équilibrage
- Vérifications à la loupe d'établi :
 - Alésages (réalésage si rayures détectées)
 - Lamage côté BA (absence de trace d'outil sinon reprise de la totalité des lamages)
 - Cône à 80° (absence de rayure, sinon reprise de la totalité des cônes)
- Vérifications avec appareils spécifiques :
 - Épaisseur 20.4 (si disparité > 0.4, reprise de la totalité des cônes)
- Retouches si nécessaires
- Contrôles spécifiques :
 - Diamètres 5 et épaisseurs 20.4 (relevé)
- Équilibrage de la turbine et détermination de la position des bouchons
- Mise en place des bouchons et application de la M51
- Contrôle de l'équilibrage de la turbine
- Contrôle final de la turbine

Réunion BEAD – 05 novembre 2008



ALAT – ASTAZOU XIV M S/N 8063 (7063)

4. Données relatives à la vie du moteur

- Moteur réceptionné TM le 20/10/2003
- État du moteur constaté à l'arrivée en RG (13/04/2004) :
 - **Constations visuelles :**
 - Érosion des pales du compresseur axial
 - Encrassement de la veine d'air des compresseurs
 - Support générateur haute énergie criqué et cassé
 - **Constations à l'expertise :**
 - Rien de particulier à signaler
 - Bon état général du moteur
 - Touche diamètre extérieur curvic sur les 3 disques de turbine
- Pièces rebutées lors de la RG
 - Roue axial 1^{ème} Étage : érosion en BA
 - Cône de sortie et couvercle de cône de sortie : usure de contact
 - Roulements pignon de sortie avant et arrière : rayures, impacts
 - Roulements axial avant et arrière : vie limite
 - Roue d'injection : vie limite
 - Pales de turbine 1^{er} étage : vie limite

Réunion BEAD – 05 novembre 2008





ALAT – ASTAZOU XIV M S/N 8063 (7063)

• Pièces reconduites lors de la RG :

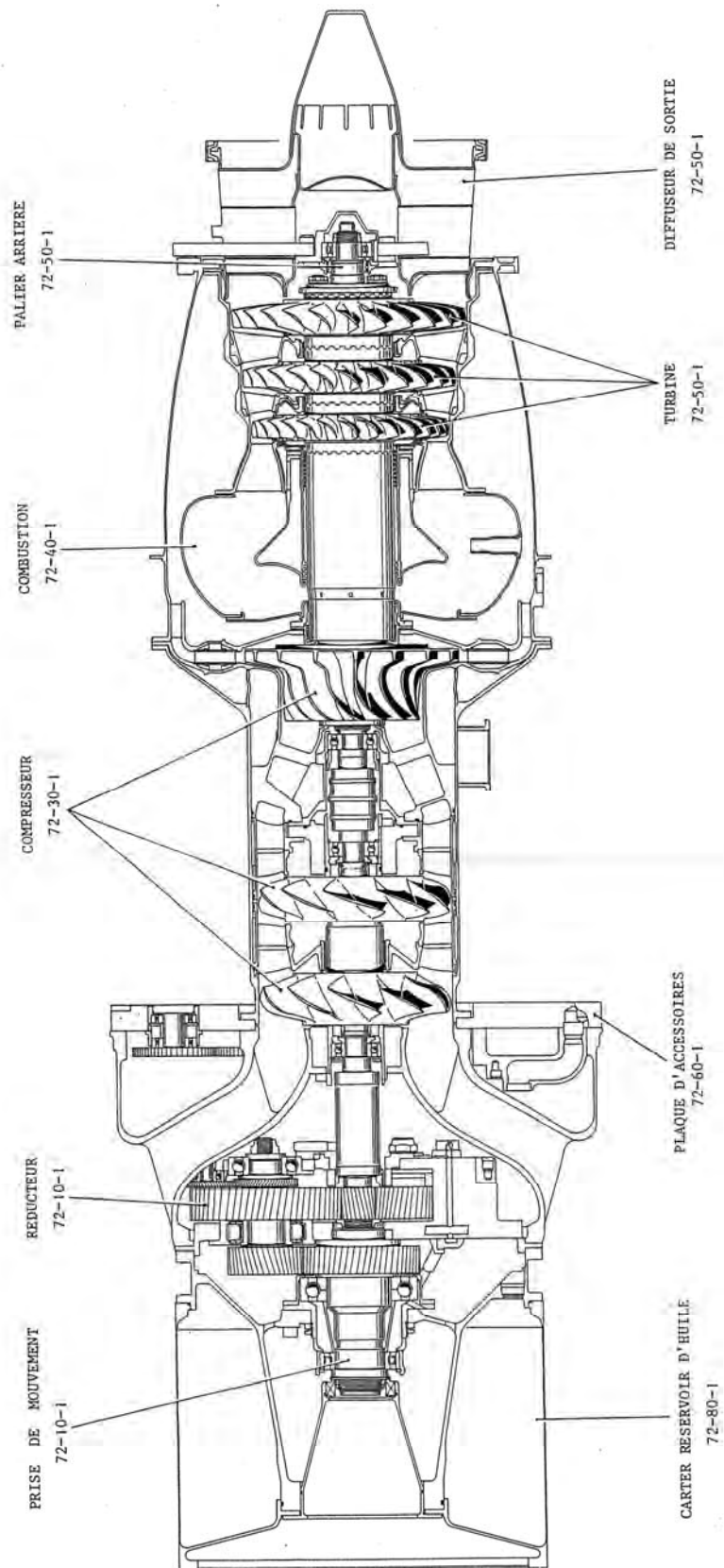
- Roue axial 2ème Étage
- Arbre Compresseur axial
- Roue d'entrée centrifuge
- Rouet d'entrée centrifuge
- Diffuseur centrifuge 1er étage
- Couvercle diffuseur centrifuge
- Distributeur 1er étage
- Distributeur 2ème étage
- Distributeur 3ème étage
- Mélangeur ainsi que tôle de turbulence et ensemble partie extérieure et intérieure
- Carter turbine
- Diffuseur de sortie
- Ensemble palier arrière
- Arbre de turbine
- Disque de turbine 1er étage
- Disque et pales de turbine 2ème étage
- *Turbine 3ème étage : reconduite, modifié, retouché pour diamètre extérieur curvic- coupling et touche*

Réunion BEAD – 05 novembre 2008



ANNEXE 3

Vue en coupe du moteur Astazou XIV



ANNEXE 4

Extinction du moteur en vol

ALAT – ASTAZOU XIV M S/N 8063 (7063)

1. Expliquer la cause de l'extinction du moteur en vol

- ▶ L'ouverture constatée dans le carter par le départ de la pale turbine 3° étage provoque une fuite d'air P2 (pour mémoire - sortie compresseur centrifuge)

DIAGRAMME D'ÉCOULEMENT DES GAZ

- ▶ Les conséquences immédiates sont les suivantes :
 - chute du NG (régime générateur)
 - chute du débit carburant

ALAT – ASTAZOU XIV M S/N 8063 (7063)

- ▶ La chute du NG est expliqué par le fait que le débit d'air est inférieur à la normale dans la turbine ce qui entraîne une perte de rendement du générateur de gaz.
- ▶ La chute de débit carburant est expliquée par :
 - La PW maxi (deuxième butée) est affichée au moment de l'évènement ce qui entraîne que le doseur de débit carburant dans le régulateur est pratiquement plein ouvert (débit maxi).
 - La chute de P2 dans le limiteur de débit entraîne une chute du débit
 - Le limiteur de débit règle le débit carburant en fonction de la pression P2 afin de limiter thermiquement la température entrée turbine (T3). Ceci est vérifié par l'absence de trace visuelle de surchauffe sur les deux premiers étages turbine.
 - La combinaison de la chute du NG et du débit carburant entraîne la réduction de la vitesse de rotation du compresseur (turbine liée), ce qui provoque une chute du débit d'air nécessaire à la combustion. Cet effet se combine à la baisse du rendement de la turbine. Le cycle thermodynamique s'en trouve fortement dégradé, ce qui conduit à l'extinction du moteur.

ANNEXE 5

Historique du disque du troisième étage de turbine

ALAT – ASTAZOU XIV M S/N 8063 (7063)

5. Données relatives à la vie du disque T3

- ♦ **De 0 h à 1061 h / 1170 cycles (0265 25 033 0) :**
 - Installé sur Astazou XIV F S/N 4186 (AAF)
 - Déposé en 1983 pour T₃ élevé
 - Turbine T3 S/N RD48651 déposée pour application de la M32 (nouvelle référence 0265 25 700 0)
 - Turbine T3 s/n RD48651 modifiée M32 (TSN = 1061 h) installée sur Astazou XIV M S/N 8063 avec TSN = 819 h / 1380 cycles (moteur entré en réparation pour « fuite d'huile »)
- ♦ **De 1061 h / 1170 cycles à 2115 h / 2585 cycles (0265 25 700 0) :**
 - Astazou XIV M S/N 8063 déposé à TSN = 1873 h / 2905 cycles en 1996 pour « fuite drain carter chambre + fumée » entraînant l'échange de la roue d'injection
 - Turbine T3 reconduite
- ♦ **De 2115 h / 2585 cycles à 2740 h / 3210 cycles (0265 25 700 0) :**
 - Astazou XIV M S/N 8063 déposé à TSN = 2499 h / 3430 cycles en 2003 pour fin de potentiel
 - Turbine T3 S/N RD48651 déposée pour application de la M51 (nouvelle référence 0265 25 705 0), contrôle CND et reconduite
- ♦ **De 2740 h / 3210 cycles à 3680 h / 4150 cycles (0265 25 705 0) :**
 - Astazou XIV M S/N 8063 déposé à TSO = 940 h / 940 cycles et TSN = 3439 h / 2945 cycles en 2008 pour « événement à Bourges »

REM : Nombre de cycles sous-évalué (comptage forfaitaire 1 cycle/1 heure) ?

Réunion BEAD – 05 novembre 2008



ANNEXE 6

Etude comparative de différents disques de turbine

Une étude comparative a été réalisée sur 4 autres disques du troisième étage de turbine. Parmi ces disques, un disque est à l'état neuf, directement issu de production. Les résultats sont présentés dans le tableau ci-dessous.

	Disque n° ADHB995AD (disque neuf)	Disque (GTM 8007 / 7010)	Disque n° AD78679AD (GTM 8267 / 7224)	Disque n° RD41664 (GTM 8012 / 7012)	Disque n° RD48651* (GTM 8063 / 7063)
Heures totales de fonctionnement	0	2992	Non renseigné	4858	3680
Standard de conception	M32 « appliquée en production » sans mise en place de bouchons	M32 « appliquée en production »	M32 « appliquée en retouche »	M32 « appliquée en retouche »	M32 « appliquée en retouche » + M51
Aspect général des alésages	Fines stries circulaires et hélicoïdales d'usinage	Marquages d'usinage standard	Marquages d'usinage standard	Stries d'usinage prononcées aux extrémités des alésages	Arrachements circulaires et petites particules de métal matées
Aspect général des lamages avant et arrière	Usinage moins régulier dans les lamages avant et arrière	Marquages d'usinage standard	Usinage plus grossier de la partie conique uniquement	Marquages d'usinage standard	Stries d'usinage irrégulières dans certains lamages
Zones blanchâtres observées	Oui (dans les lamages uniquement)	1 très fine zone mise en évidence	Oui (dans l'alésage uniquement)	Oui	Oui
Epaisseur maximale des zones blanchâtres	0,01 mm	< 0,005 mm	0,005 mm	0,013 mm	0,03 mm
Ecroûissage superficiel observé	Oui	Oui	Oui	Oui	Oui
Niveau de dureté maximale relevée dans la zone écrouie (par rapport à celle mesurée à cœur)	1,5 fois supérieure	1,5 fois supérieure	1,5 fois supérieure	1,6 fois supérieure	2,5 fois supérieure (dans zone blanchâtre) 2,2 fois supérieure (hors zone blanchâtre)

*disque fissuré concerné par l'événement


Tableau récapitulatif des résultats des analyses effectuées sur les différents disques

ANNEXE 7

Travaux de recherches sur l'influence de singularités d'usinage sur la durée de vie de pièces en superalliage base nickel percées au foret

Travaux de recherche

Extrait de Thèse Snecma / École des mines:
Étude métallurgique, mécanique et thermique de l'intégrité de surface des pièces en IN718 percées au foret hélicoïdal
 Thèse de Géraldine Perrin – Contact : Christophe Collin (ENSMP)




Objectif :

- Étudier l'influence des anomalies de perçage au foret hélicoïdal sur la durée de vie en fatigue des pièces critiques en Inconel 718

Démarche :

- Génération d'anomalies réelles de perçage : variation des conditions d'usinage (vitesse de coupe, avance, lubrification) et essais avec différents niveaux d'usure d'outil
- Caractérisation métallurgique des anomalies d'usinage
- Reproduction des anomalies types sur éprouvettes technologiques pour caractérisation en fatigue

23 

Caractérisation métallurgique des anomalies de perçage

Trou type avec collage de copeaux isolés (CCI)



Entrée

Sortie

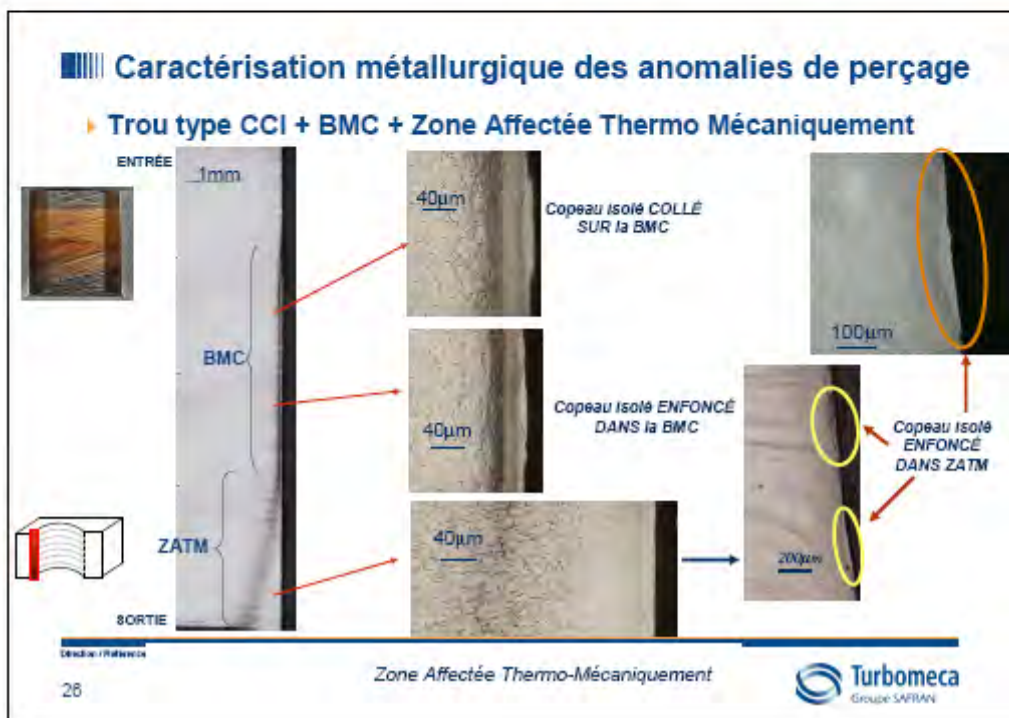
CCI Collé

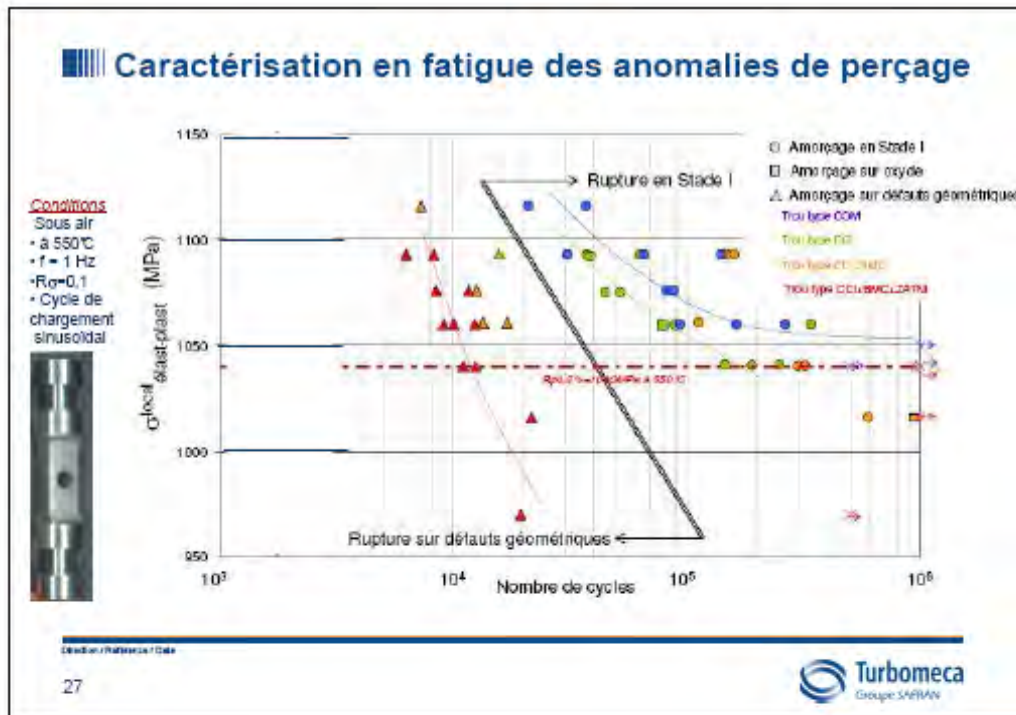


CCI légèrement enfoncé



24 





Commentaires

- ▶ **Synthèse des travaux de laboratoire**
 - La synthèse des travaux sur éprouvette en IN718 a mis en évidence une diminution de la durée de vie en fatigue pour des conditions très dégradées d'usinage dans la zone de contrainte statique maxi.
- ▶ **Comparaison et exploitation avec le cas ASTAZOU**
 - Recherche de copeaux collés enfoncés sur les turbines ASTAZOU, avec comme objectif de différencier ces phénomènes des dépôts de « troisième corps », qui eux sont le résultat d'une usure normale par micro-battement recherchée pour l'amortissement.
 - A partir de cette analyse du retour d'expérience, caractérisation du troisième corps, analyse métallographique, dureté, morphologie et adhérence sur substrat, etc.
 - Analyse croisée et différenciation entre les copeaux collés enfoncés, le troisième corps de frottement et les zones blanchâtres observées par le CEPr.

Direction / Référence / Date

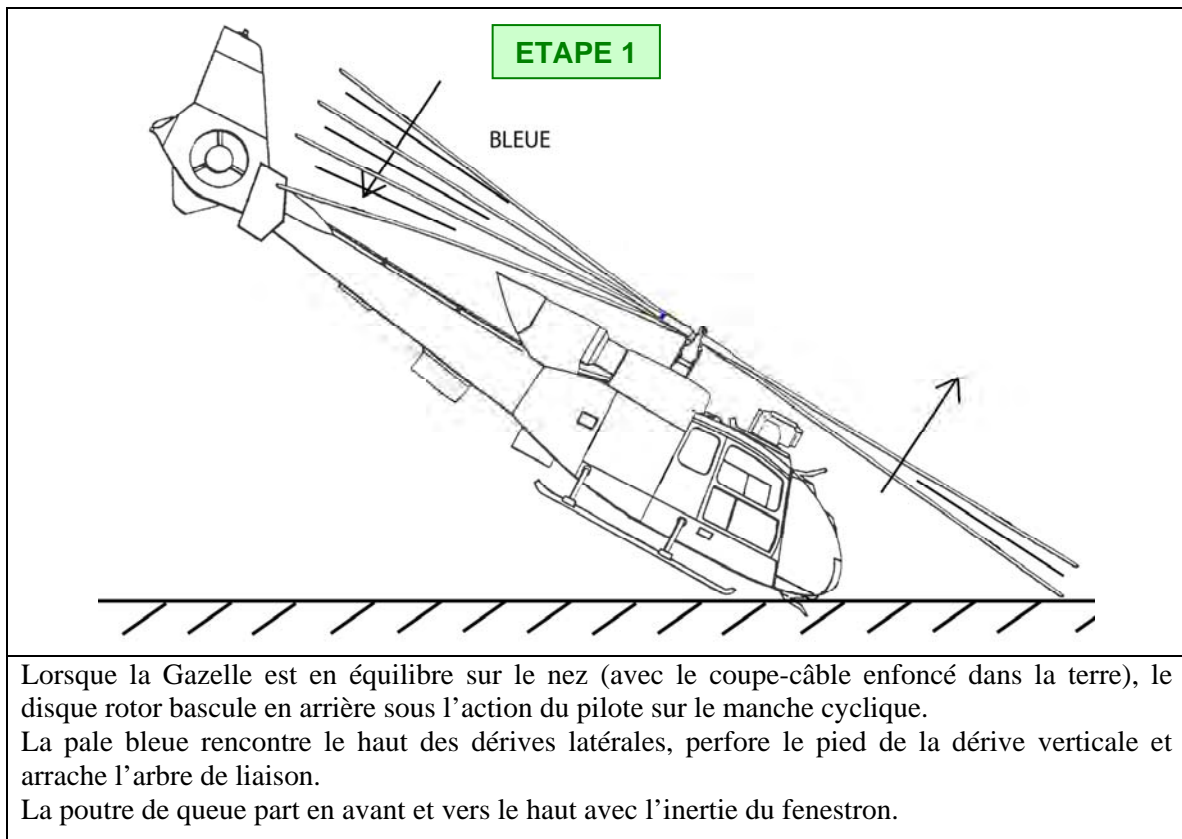
31

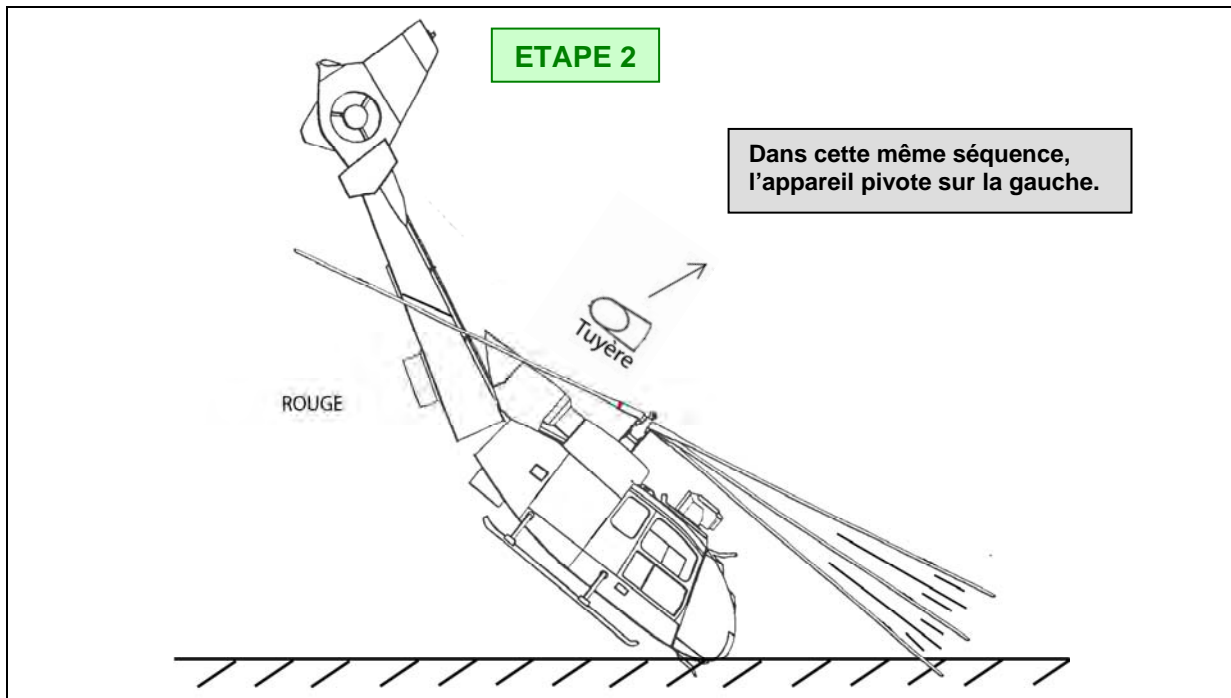
Turbomeca
 Groupe SAFRAN

ANNEXE 8

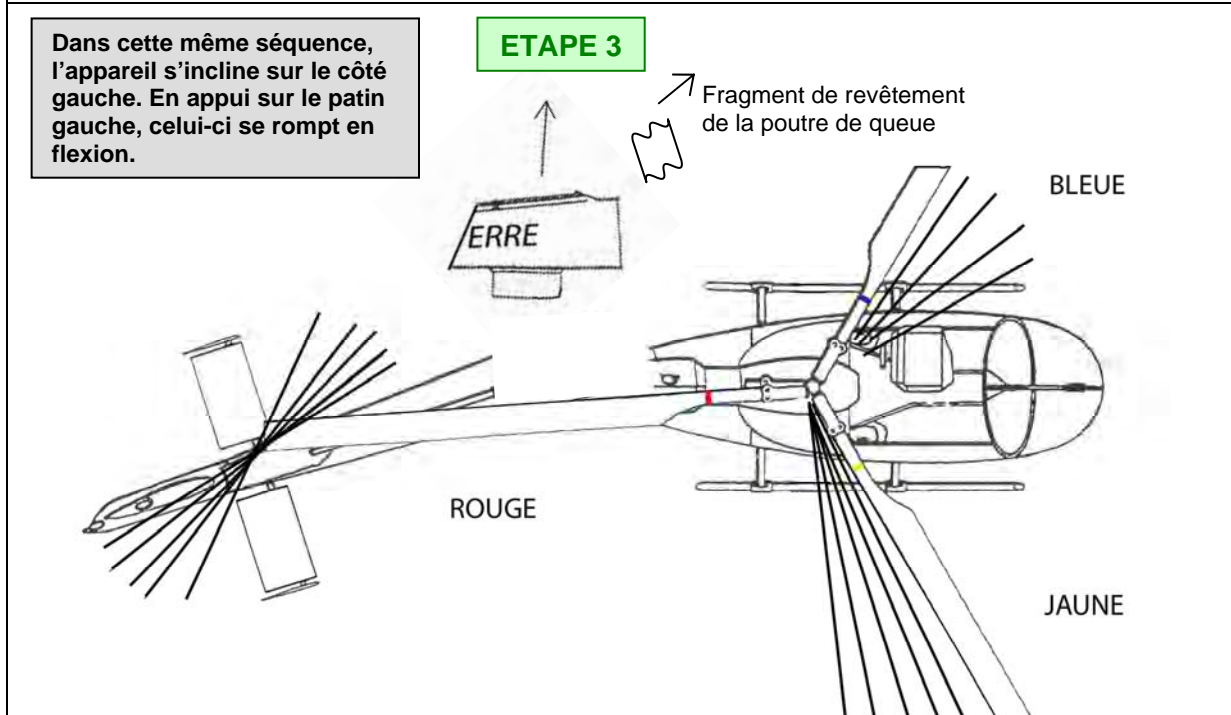
Scénario d'endommagement de la poutre de queue

Les différentes étapes de ce scénario se déroulent sur un tour de rotor principal. Il est important de noter que les croquis illustrant ce scénario ne prennent pas en compte l'inclinaison à gauche de l'appareil.





La pale rouge vient ensuite heurter puis arracher la tuyère du moteur suivant un angle de 30 degrés environ et impacte simultanément l'arbre de transmission arrière et le flanc gauche de la poutre de queue suivant un angle d'impact de 45 degrés environ. La poutre de queue se détache de la structure arrière par l'effet combiné de son fléchissement vers le haut et de l'impact de la pale rouge.



L'impact de la pale rouge, à mi-longueur de la poutre de queue, traverse celle-ci et emmène le fragment de revêtement intermédiaire vers l'avant. L'extrémité avant de la poutre est projetée vers la gauche. L'extrémité arrière de la poutre de queue, avec l'inertie du RAC, n'est pas directement éjectée vers la gauche. Seule sa partie avant tend à pivoter sous l'impact de la pale rouge. Cette rotation vers la gauche entraîne le basculement vers la droite de la partie arrière du fenestron qui vient alors faire face à la pale jaune qui suit.

