



**MINISTERE DES
COMMUNICATIONS
ET DE
L'INFRASTRUCTURE**

**MINISTERIE VAN
VERKEER EN
INFRASTRUCTUUR**

**RAPPORT D'ENQUETE ETABLI SUITE A
L'ACCIDENT SURVENU A L'AEROPORT DE
BRUXELLES-NATIONAL LE 4 AVRIL 1984 A
L'HELICOPTERE ENSTROM F-28A
IMMATRICULE OO-BAN**

**CELLULE D'ENQUETES
D'ACCIDENTS
ET D'INCIDENT D'AVIATION**

**CEL VOOR ONDERZOEK VAN
LUCHTVAART
ONGEVALLLEN-EN INCIDENTEN**

ROYAUME DE BELGIQUE
MINISTERE DES COMMUNICATIONS
ADMINISTRATION DE L'AERONAUTIQUE

RAPPORT D'ENQUETE RELATIF A
L'ACCIDENT SURVENU SUR L'AEROPORT DE-
BRUXELLES-NATIONAL LE 4 AVRIL 1984 A
L'HELICOPTERE ENSTROM F-28A IMMATRICULE
00-BAN

AOUT 1986.

Le présent rapport est un document technique qui rend compte des faits, des conditions et des circonstances de l'accident et des facteurs qui l'ont provoqué, afin d'en déterminer les causes.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale, l'enquête technique n'a nullement visé à la détermination des fautes ou des responsabilités. Son objectif fondamental est la prévention de futurs accidents.

Rapport d'enquête relatif à l'accident survenu sur l'aéroport
de Bruxelles-National le 4 avril 1984 à l'hélicoptère
ENSTROM F-28A immatriculé 00-BAN.

1. RENSEIGNEMENTS GENERAUX :

1.1. Lieu de l'accident : Aéroport de Bruxelles-National.

1.2. Date et heure : 4 avril 1984 à 08.40 UTC.

Note : Toutes les heures sont exprimées en temps universel
compensé (UTC).

L'heure légale en Belgique est UTC + 2 heures.

1.3. Aéronef : Hélicoptère ENSTROM, modèle F-28A
immatriculé : 00-BAN.

1.4. Propriétaire : ABELAG AVIATION S.A.
Rue de Livourne 66
1050 Bruxelles

1.5. Occupants : 2, tués.

1.6. Nature du vol : travail aérien : surveillance de
canalisations.

1.7. Phase de vol : croisière.

1.8. Nature de l'accident : rupture de rotor anticouple.

1.9. Brève description de l'accident :

Au cours d'un vol de surveillance de canalisations, le pilote se plaint de vibrations dans la transmission et annonce son retour à la base. Alors qu'il survole déjà l'aérodrome à une hauteur estimée de 300 pieds une pale du rotor anticouple se détache. Le rotor anticouple déséquilibré et sa boîte de transmission sont arrachés de la structure et projetés dans le rotor principal, provoquant la rupture d'une pale. L'hélicoptère désemparé s'écrase au sol en position inversée. Les deux occupants sont tués.

2. RENSEIGNEMENTS DE BASE :

2.1. Déroulement du vol :

L'hélicoptère décolle de la plate-forme P 28, à côté du hangar ABELAG sur l'aéroport de Bruxelles-National, à 0745h pour une mission de surveillance de canalisations, sous plan de vol VFR non contrôlé. La durée prévue de la mission est de deux heures, à une hauteur de 500 pieds.

A 0831h, le pilote appelle sa base sur la fréquence compagnie, pour annoncer : "J'ai de sérieuses vibrations qui secouent tout l'hélicoptère, je vais essayer de regagner Bruxelles ... Ça semble venir de la transmission."

Vers 0834h, le pilote avertit la tour de contrôle qu'il interrompt sa mission et qu'il rejoint sa base à l'aéroport de Bruxelles-National à cause d'un ennui technique.

A 0836:36h, un avion Boeing B-737 est en courte finale sur la piste 25L. Le contrôleur-tour voit l'hélicoptère et lui donne l'autorisation de traverser la piste 25L après l'atterrissage de l'avion.

L'hélicoptère traverse la piste 25L à une hauteur estimée de 300 pieds. Après le passage de la piste 25L, une pale du rotor anticouple se détache. Le restant du rotor déséquilibré et sa boîte de transmission sont arrachés de la structure et projetés dans le rotor principal, provoquant la rupture d'une pale. L'hélicoptère pique du nez tout en pivotant vers la droite et s'écrase au sol en position inversée. Les deux occupants sont mortellement blessés.

2.2. Victimes :

Blessures	Equipage	Passagers	Autres
Mortelles	1	1	/
Graves	/	/	/
Légères/ aucune	/	/	/

2.3. Dommmages à l'aéronef :

L'aéronef est détruit.

2.4. Autres dommmages :

Néant

2.6. Renseignements sur l'aéronef :

2.6.1. Immatriculation : 00-BAN.

2.6.2. Propriétaire et exploitant : ABELAG AVIATION S.A.
1050 Bruxelles

2.6.3. Cellule : Constructeur : The ENSTROM Helicopter Corporation]
Menominee, Michigan, USA.

Modèle : F-28A

N° de construction : 330

Année de construction : 1976

Moteur : Constructeur : AVCO LYCOMING Corporation

Modèle : HIO-360-C1A

N° de construction : L-19326-51A

2.6.4. Certificat d'immatriculation n° 2660 délivré le
21 septembre 1976.

2.6.5. Certificat de navigabilité n° 2660 délivré le 05
octobre 1976, révalidé le 19 octobre 1983, valable
jusqu'au 18 avril 1984.

2.6.6. Antécédents de l'aéronef :

Heures de vol totales : cellule : 2141,2 heures
moteur : 1141,2 heures

L'aéronef était entretenu régulièrement dans les
ateliers de la société ABELAG, en conformité avec le
Manuel de Maintenance pour le modèle Enstrom F-28A.

Heures de vol de l'aéronef depuis :

- la dernière inspection type 100h : 40,7 heures ;
- la dernière inspection type 25h : 14,2 heures.

Tous les bulletins de modifications et d'inspections
obligatoires étaient appliqués.

2.6.7. Antécédents du rotor anti-couple

L'hélicoptère 'j0-BAN a été livré avec, montées
d'origine, les pales de rotor anticouple n^{os} 1223 et
2226. Ces pales ont été déposées le 31 octobre 1977
avec 6,18 heures de vol pour être montées sur un autre
hélicoptère.

Le 20 mars 1978, l'hélicoptère reçoit les pales
n^{os} 657 et 663. Celles-ci sont déposées le 7 mars
1979, alors que l'hélicoptère totalise 379 heures de
vol. A cette même date, les pales n^{os} 594 et 605 sont
montées sur le rotor anticouple, avec un temps de vol
de 2233 heures. Ces pales avaient été montées d'origine
sur l'hélicoptère 00-BAK, portant le n° de construction
168, livré en décembre 1973. Au moment de l'accident,

les pales du rotor anticouple comptaient 3995 heures de fonctionnement.

La pale et le pied de pale constituent un ensemble de deux pièces avariées, montées en usine, et n'ayant jamais été séparées.

2.6.8. Masse et centrage :

Le masse de l'hélicoptère et la position de son centre de gravité sont dans les limites autorisées.

2.7. Conditions météorologiques :

Les observations météorologiques faites à l'aéroport de Bruxelles-National à 08.30h sont :

Vent : calme.

Visibilité : 9 km.

Nuages : 1/8 ST 100 ft
 3/8 SCU 1600 ft
 5/8 As 10000 ft

Température : 3 °C

Pression QNH : 1013.1 mb.

Les conditions atmosphériques n'ont eu aucune influence sur l'accident.

2.8. Aérodrome et aides à la navigation :

Sans objet.

2.9. Télécommunications

Les communications radio-téléphoniques entre l'hélicoptère et "Brussels Tower" sur la fréquence 118.60 MHz s'effectuent normalement.

Le pilote a aussi fait usage de la fréquence compagnie 130,55 MHz pour annoncer l'interruption de sa mission. Les conversations sont enregistrées et les transcriptions sont reproduites en annexes.

2.10. Enregistreur de bord :

Aucun enregistreur de bord n'est requis ni installé sur cet aéronef.

2.11. Renseignements sur l'épave et sur l'impact :

L'hélicoptère s'est écrasé au sol en position inversée. L'épave principale se trouve entre la piste 25L et la voie de circulation L4, à 125 m du bord de la piste. Le poste de pilotage et le compartiment moteur sont complètement écrasés. Le cône de queue est séparé du fuselage. Il présente à l'arrière une trace d'impact due à une pale du rotor principal. Un plan stabilisateur est sectionné par l'impact de la pale. L'extension du cône de queue, le rotor anticouple et l'arbre de transmission se sont séparés en vol et sont éparpillés sur le terrain. Une pale principale est rompue à 1,22 m de son extrémité et le bout de la pale a été retrouvé à près de 200 m de l'épave principale. De nombreux débris provenant du cône de queue du rotor anticouple, de l'arbre de transmission, du rotor principal, du moteur et de la cabine de l'hélicoptère sont éparpillés au sol entre la piste 25L et l'épave principale. Un plan de répartition des débris est joint en annexe.

2.12. Renseignements médicaux et pathologiques :

Aucun examen post mortem n'a été pratiqué, mais rien ne permet de penser que le pilote n'aurait pas été en bonne condition avant l'accident.

2.13. Incendie :

Il n'y a pas eu d'incendie.

2.14. Questions relatives à la survie des occupants :

L'impact au sol extrêmement violent a provoqué la désintégration de la structure du fuselage et de la cabine, ne laissant aucune chance de survie aux occupants.

2.15. Essais et recherches :

2.15.1. Rotor anticouple :

Les deux pales du rotor anticouple se sont séparées du moyeu.

La pale n° 605 ne présente aucune déformation ni aucune trace d'impact. Elle s'est détachée du moyeu par la rupture des deux pattes du pied de la pale ("blade grip"^{H1}). Une des pattes montre l'aspect très caractéristique d'une rupture par fatigue du métal, l'autre patte présente l'aspect d'une rupture statique sous contrainte élevée en traction avec déformation plastique. Des traces de corrosion de contact sont visibles sur les faces en contact de la pale et du pied de pale. L'origine de la fissure de fatigue se situe sur la face interne de la patte en contact avec la pale, à 1,8 mm du bord du trou de passage d'un des boulons de fixation de la pale. La fissure s'est propagée de part et d'autre de son point d'origine, le long de la face cachée de la patte.

La pale N° 594 s'est séparée du moyeu par arrachement de l'écrou de maintien des roulements sur le moyeu. Ceci s'est produit par un impact très violent du rotor anticouple avec une pale du rotor principal, entraînant la rupture de la pale principale à 1,22 m de son extrémité. La pale n° 594 est pliée par effet d'inertie suite à l'impact. Le pied de pale présente une fissure de fatigue s'étendant depuis un trou de boulon jusqu'au bord de la patte.

2.15.2. Rotor principal :

Les trois pales sont encore solidaires du moyeu. Le carter de la boîte de transmission principale et son bâti support sont cassés, la boîte se séparant du fuselage.

La pale n° 1 est très fortement endommagée. Elle est rompue à 1,22 m de son extrémité, à l'endroit où elle porte au bord d'attaque une empreinte profonde due à l'interférence avec le pied de la pale n° 594 du rotor anticouple. Les revêtements extradados et intrados de la pale sont détachés du longeron sur toute sa longueur. L'extrémité du longeron de la pale n° 1 a été retrouvée à près de 200 m de l'épave principale.

La pale n° 2 est peu déformée.

La pale n° 3 est fléchie dans son plan et présente à l'extrémité de son bord d'attaque des traces d'impact avec le cône de queue. Elle a sectionné la stabilisateur gauche et provoqué des dégâts importants au cône de queue et à l'arbre de transmission.

3. ANALYSE :

3.1. Déroulement du vol :

Les fortes vibrations ressenties par le pilote en vol et qui lui semblent provenir de la transmission trouvent leur origine dans un déséquilibre du rotor anticouple, dû à la déformation progressive du pied de la pale n° 605 au fur et à mesure de la propagation de la fissure de fatigue.

Dès l'instant où la pale n° 605 se détache, le déséquilibre dynamique important du rotor anticouple provoque l'arrachement de ce qui reste du rotor et de la boîte de transmission arrière, dont le carter se brise.

Le moyeu d rotor anticouple auquel est encore attachée la pale n° 594 et la boîte de transmission arrière arrachée du cône de queue, est entré en contact avec la pale n° 1 du rotor principal, à 1,22 m de l'extrémité de la pale. L'impact très violent a laissé dans le bord d'attaque de la pale une empreinte très profonde due au pied de la pale n° 594, a provoqué la rupture de la pale principale et la séparation de la pale n° 594 du moyeu du rotor anticouple par arrachement du boulon de retenue des roulements de pied de pale.

Privé de rotor anticouple et sujet à un déséquilibre important du rotor principal, l'hélicoptère est entraîné dans un mouvement désordonné avec une violente rotation vers la droite, amenant une des pales principales à frapper le cône de queue. Devenu incontrôlable, l'hélicoptère est tombé en tournoyant sur lui-même et s'est écrasé au sol en position inversée.

3.2. Conception de la pale de rotor anticouple :

L'hélicoptère 00-BAN était équipé d'un rotor anticouple à deux pales à corde étroite, installé du côté droit du cône de queue. Chaque pale de ce rotor constitue un ensemble "blade and grip assy" portant la référence p.n. 28-15017. Cet ensemble est constitué par un assemblage, autorisé en usine seulement, d'une pale p.n. 28-15120 et d'un pied de pale p.n. 28-15012. Ce pied de pale est usiné à partir d'une ébauche forgée p.n. 28-15007 en alliage d'aluminium 2014T6.

La durée de vie d'une pale de rotor anticouple p.n. 28-15120 est fixée par le constructeur à 4500 heures de vol. Cette limitation est basée sur des mesures en vol du niveau de sollicitation de la pale,

des essais de fatigue et une analyse de l'endommagement en fatigue selon une méthode approuvée par la F.A.A.

Le pied de pale forgé p.n. 28-15012, lorsqu'il a été mis en production, a été justifié, quant à sa résistance aux charges statiques, par comparaison avec un pied de pale p.n. 28-15004 obtenu par usinage hors de la masse. Il n'a fait l'objet d'aucune analyse en fatigue. Cependant, aux essais de fatigue du moyeu ("spindle") du rotor anticouple effectués chez le constructeur, le pied de pale n'était pas apparu comme un élément critique.

3.3. Maintenance.

La maintenance de l'hélicoptère était assurée par la société ABELAG, en conformité avec le Manuel de Maintenance pour le modèle Enstrom F-28A.

Le programme de maintenance comprend les inspections journalières et les inspections et travaux de maintenance effectués toutes les 25, 50 et 100 heures de vol.

En outre, les inspections spéciales à effectuer périodiquement, les potentiels de revision et les limites de vie attribuées à certains composants sont repris dans un fichier "Kardex".

A chacune des inspections de l'hélicoptère, le rotor anticouple fait l'objet d'une vérification visuelle. Les formules d'inspection portent l'information : "Check tail rotor blades for security of bonding, cracks and scratches. If bonding shows any indications of loosening, or cracks exist, blades must be replaced immediately".

Tant la fréquence des inspections que le détail des travaux sont en conformité avec les exigences du Manuel de Maintenance du constructeur. Toutes les inspections ont été effectuées régulièrement.

Les pales du rotor anticouple ne font l'objet d'aucune inspection spéciale. Un avertissement du constructeur précise même : "CAUTION : Do not separate the blade from the grip as these are match-drilled on assembly."

Durant leur vie, les pales ne font l'objet que d'inspections visuelles extérieures. Les ensembles, pale et pied de pale, ne sont jamais démontés.

La fissure de fatigue a commencé à se développer sur la face interne du pied de pale. Elle a pu ainsi se propager dans la pièce tout en restant invisible de l'extérieur.

Après l'accident, le constructeur a diffusé le "SERVICE DIRECTIVE BULLETIN n° 67", daté du 1^{er} octobre 1984.

Ce bulletin requiert essentiellement :

- d'enlever la pale du pied de pale ;
- d'inspecter le pied de pale pour corrosion et recherche de fissure par ressuage ;
- de vérifier le jeu entre la pale et son pied ;
- de remonter l'ensemble en appliquant un couple de serrage déterminé aux boulons. Ce couple est ensuite à contrôler périodiquement.

4. CONCLUSIONS :

4.1. Faits établis :

- 4.1.1. L'hélicoptère avait un certificat de navigabilité valable.
- 4.1.2. Le pilote avait les licence et qualifications requises pour effectuer le vol ;
- 4.1.3. La masse et le centrage étaient dans les limites autorisées.
- 4.1.4. Le pilote a décidé d'interrompre sa mission pour cause de vibrations mécaniques importantes.
- 4.1.5. Alors que l'hélicoptère revenait vers sa base, une pale du rotor anticouple s'est rompue par fatigue.
- 4.1.6. Les inspections et les travaux de maintenance de l'hélicoptère étaient effectués régulièrement, en conformité avec le Manuel de Maintenance du constructeur.

4.2. Cause probable de l'accident :

La cause de l'accident est la rupture par fatigue d'une pale du rotor anticouple, provoquant des dégâts structuraux rendant l'hélicoptère incontrôlable.

A N N E X E S

- 1.- Transcriptions des communications radio échangées entre l'hélicoptère et les services au sol.
- 2.- Plan de localisation de l'accident.
- 3.- Plan de répartition des débris.
- 4.- Service directive bulletin n° 0067.
- 5.- Photos.

TRANSCRIPTIONS DES COMMUNICATIONS RADIO ECHANGEES ENTRE L'HELI
COPTERE ET LES SERVICES AU SOL.

1. Fréquence 118.6MHz: conversations entre le 00-BAN et
"Brussels Tower".

de : Communications.

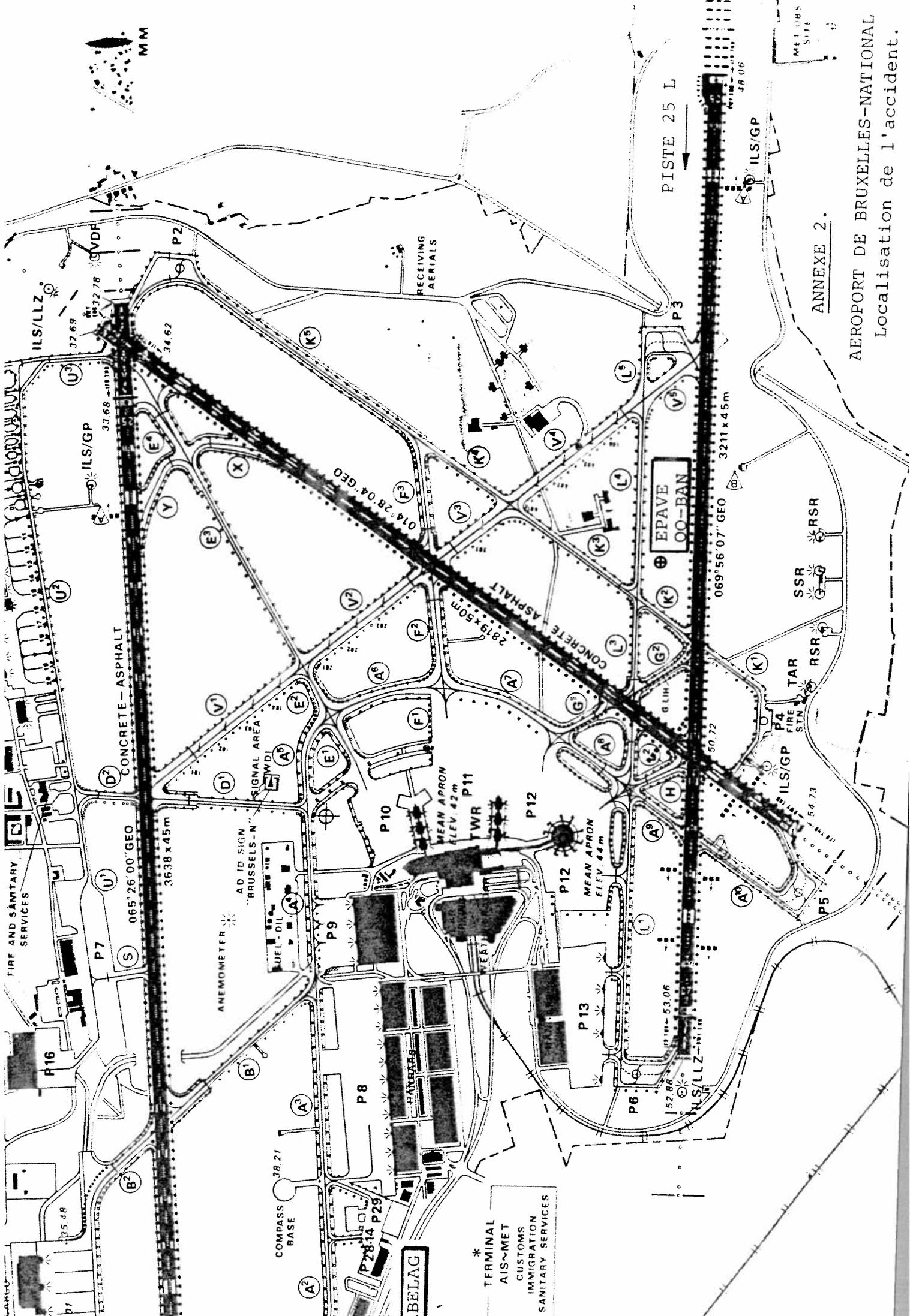
<u>Heure (UTC).</u>	00-BAN	Euh - Brussels - helicopter BAN - good morning.
07.45.09		BAN - morning.
	00-BAN	Left from Abelag - request departure to the South - five hundred feet - pipe line control - I call you before crossing 25 L.
	TWR	Roger - BAN.
07.47.10	TWR	An - you hold well clear of 25 L traffic two miles final.
	00-BAN	Roger AN.
07.48.08	TWR	AN - You can cross 25 L - behind the Jumbo on the RWY.
	00-BAN	Roger AN.
07.49.14	TWR	AN - report leaving the zone.
	00-BAN	Euh - will do - AN.
07.55.37	00-BAN	Brussels - helicopter AN - leaving your CTR see you later sir.
	TWR	Bye sir.

2. Fréquence 130.550 MHz : conversations entre le 00-BAN et ABELAG (maintenance).

<u>Heure (UTC).</u>	de :	<u>Communications.</u>
08.31.09	00-BAN	Euh - Abelag - hélicoptère AN.
08.31.41	00-BAN	Abelag - hélicoptère AN.
	ABELAG	Ja, BEM.
	00-BAN	J'ai des sérieuses vibrations qui secouent tout l'hélicoptère - je vais essayer de regagner Bruxelles - Tu veux déjà prévenir la mécanique ?
	ABELAG	O.K. - ça va BEM.
08.31.58	00-BAN	Ça semble venir de la transmission.
	ABELAG	K.....

3. Fréquence 118.600 MHz : conversations entre le OO-BAN et
"Brussels Tower".

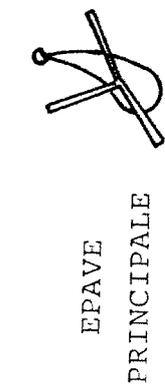
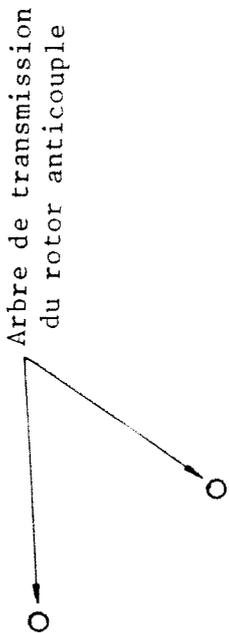
<u>Heures (UTC).</u>	<u>de</u>	<u>Communications.</u>
08.33.51	OO-BAN	Euh Brussels - helicopter AN again.
	TWR	AN - you're returning from the South-sir?
	OO-BAN	That's affirmative - on - euh on a filed flight plan to Antwerp - at the time rejoining Brussels due to technical trouble.
	TWR	OK sir - euh - report before - euh - crossing 25 L - to land at - euh - Abelag - the wind is - euh - calm you need assistance sir ?
	OO-BAN	Euh - no - I don't think so - I ask - let you know if - euh - necessary.
08.34.45	SN 642	Brussels - SN642 - morning - established - 2 thousand
	TWR	SN 642 - good morning sir - clear to land - 25 L - 310° calm
	SN 642	Clear to land 25 L - 642
	TWR	Stand is IO for 642 - H available
	SN 642	Thank you
08.36.36	TWR	AN-traffic a 737 on short final - RWY 25 L - behind the landing you clear to cross.
	OO-BAN	Euh - thank you sir
08.37.57	SN 642	25 L clear - SN 642
	TWR	Clear to proceed inside apron sir for IO the jumbo is going ...
	SN 642	Roger - we have in sight - via H - gate ten. (key click)
08.38.12	TWR	O-AN is cleared to land at Abelag - report on the ground
08.41.41	BAF 51	Brussels Tower - good mornina - BAF51 established 25 R



ANNEXE 2.

AEROPORT DE BRUXELLES-NATIONAL
Localisation de l'accident.

- * TERMINAL
- AIS ~ MET
- CUSTOMS
- IMMIGRATION
- SANITARY SERVICES



Extension
cône de queue

Moyeu et boîte
rotor anticouple

Extrémité du
longeron de pale
principale n° 1

Ailettes ventilateur
du moteur

Feu anticollision
supérieur

Débris épars
provenant
de la cabine

Anneau de protection
rotor anticouple

Stabilisateur gauche

Tôle n° 605

n° 594

Débris de la pale
principale n° 1

Pales du rotor
anticouple

ANNEXE 3.

Plan de répartition
des débris.

(Echelle des distances :
1 cm = 10 m).

○ Ailette ventilateur du moteur.

PISTE 25 L.



THE ENSTROM HELICOPTER CORPORATION
TWIN COUNTY AIRPORT, P.O. BOX 277, MENOMINEE, MICHIGAN 49858

SERVICE DIRECTIVE BULLETIN

SERVICE DIRECTIVE BULLETIN NO. 0067

Page 1 of 3

DATE: October 1, 1984

SUBJECT: Narrow Chord Tail Rotor Forged Grips

MODELS: All F-28A and 280 Model Helicopters With Narrow Chord Tail Rotor Forged Blade Grips P/N 28-15012 or 28-150024-11

COMPLIANCE: As Noted In the Following Text

There have been three reported instances of narrow chord forged tail rotor blade grips P/N 28-15012 or 28-150024-11 that were found to be cracked upon inspection. There has been one accident which can be attributed to complete failure and subsequent loss of the tail rotor blade. These reported instances can be directly attributed to the occurrence of fretting corrosion between the inner surface of the blade grip and the tail rotor blade retention block. This condition was initiated and/or is aggravated by inadequate torque being maintained on the retention bolts or improper clearance between the blade grip and tail rotor blade.

The following is a description of the right and left hand assemblies in use: tail rotor blade 28-15120-1, grip 28-150024-11 and tail rotor blade and grip assembly 28-150023-1 for left hand installation; tail rotor blade 28-15120-1, grip 28-15012-1 and tail rotor blade and grip assembly 28-15017 for the right hand installation.

A. Prior to the next flight and each flight thereafter until the work called out below has been completed, visually inspect the tail rotor blade grip adjacent to the retention bolts for any evidence of cracks with at least a 10 X glass. If any cracks are detected, the blade and grip assembly must be replaced with a serviceable unit before the next flight. Ref. Paragraph C.

CAUTION: On this initial inspection, blade assemblies found to be heavily discolored or streaked with a dark black substance exiting from the blade and grip junction indicate fretting corrosion is present. These assemblies should be inspected per Paragraph B within the next 10 hours of service.

- B. Prior to the next 25 hours of service or the next annual inspection, whichever occurs first, after the initial inspection called for in Paragraph "A", the tail rotor blades must be removed from the blade grips. The grips should be closely examined in the vicinity of the retention bolt holes by standard dye penetrant inspection methods. NOTE: Care must be taken not to intermix grips and tail rotor blades. If any cracks are detected, the blade and grip assembly must be replaced with a serviceable unit before the next flight. Ref. Paragraph C.
- C. Tail rotor blade and grip matched assemblies that are found to be defective must be returned to Enstrom Customer Service for inspection and match drilling to a new tail rotor grip.
- D. Grips found to be serviceable in Paragraph B should be closely inspected for small nicks and scratches. Any found should be locally burnished out to a smooth finish. Any fretting found on the inner surfaces of the blade grip should be closely examined for cracks and burnished out locally. If, after burnishing, any fretted area in excess of .010 inch in depth are found, the grip must be rejected. Fretted areas on the tail rotor blade root end that are local, are allowable to .015/.020 of an inch. Note: Definition of local area on the inner surfaces of the blade root end mean an area no larger than .25 inch in diameter.
- E. Grips found serviceable in Paragraph D must have the edges of both bolt holes chamfered by hand using a half-inch diameter back countersink and a 3/16 pilot or equivalent tools. The 8 hole edges of the grip must be reworked to a .015 x 40° chamfer.
- F. Tail rotor blades found serviceable should have a coat of Ever-Lube (dry lubricant) MIL-P-16232 applied to the retention blocks that contact the blade grip to reduce the possibility of future fretting.
- G. Tail rotor blade assembly P/N 28-15120-1 and tail rotor grip P/N 28-150024-11 or 28-15012-1 that have been found serviceable per Paragraphs B and D and have been reworked per Paragraphs E and F can now be reassembled.
 - 1. Insert the tail rotor blade into the blade grip, and by the use of a feeler gauge, determine the amount of clearance between the blade retention block and the blade grip clevis. If the clearance measured is in excess of .002/.0025 inch, stainless steel shims must be used to fill this gap. A gap or out of parallel clearance of .002 to .0025 inch is allowable.

2. Blade and grip assemblies indicating an excess of .002 to .0025 inch out of parallel must be rechecked by measuring the tail rotor blade retention blocks. If this measurement indicates that an excess of .002 to .0025 inch variation exists across the face of the retention block, the assembly must be returned to the factory for rework.

NOTE: Standard shims of .003, .005, and .007 of an inch thick are available for this requirement from Enstrom Customer Service (P/N 28-15136-3, -5, -7).

- H. Blade and grip units that have been inspected per Paragraph G, Items 1 and 2, can now be reassembled.

1. Assemble blade to grip with shims as predetermined in Paragraph G and insert bolts.

NOTE: A light coat of Lubri-Plate or other lubricant is recommended on bolts to reduce galling.

2. The blade retention bolts should not be fully torqued until after assembly onto the tail rotor spindle. This is to insure that during the preheating for assembly no damage will result from the expansion.
3. The blade retention bolts are torqued to 55-75 inch-pounds after assembly, as noted in (2) above.

- I. Tail rotor blade and grip assemblies 28-15017 and 28-150023-1 that have been inspected and reworked per this Service Directive Bulletin can be returned to service.

- J. Inspection requirements thereafter:

1. A daily visual walk-around.
2. A close visual with a 10 X glass at 50 hour inspections for cracks.
3. A torque check at 100 hours inspections.

NOTE: After assemblies have been in service, loss of torque on the retention bolts, or a fretting indication are cause for reinspection per this Service Directive Bulletin.

P H O T O S

=====

- 5.1. Vue d'ensemble de l'épave principale.
- 5.2. Rupture par fatigue du pied de la pale n° 605.
- 5.3. Détail de la fracture.
- 5.4. } Vues de la pale n° 605 à sa racine.
- 5.5. }
- 5.6. Extrémité du pied de la pale n° 605 rompu par fatigue.
- 5.7. Détail de la fracture.

+ = + = + = + = +

5. RECOMMANDATIONS :

- 5.1. Il est recommandé d'effectuer un contrôle plus fréquent et plus approfondi des pales du rotor anticouple.

La diffusion par le constructeur du "SERVICE DIRECTIVE BULLETIN n° 67" du 1^{er} octobre 1984 répond à cette recommandation.

- 5.2. Il est recommandé que le constructeur fasse une évaluation de la résistance à la fatigue des pieds de pale du rotor anticouple.

Dans l'attente des résultats de cette évaluation, il est recommandé de retirer de service les pales qui auraient accumulé 3500 heures de fonctionnement.



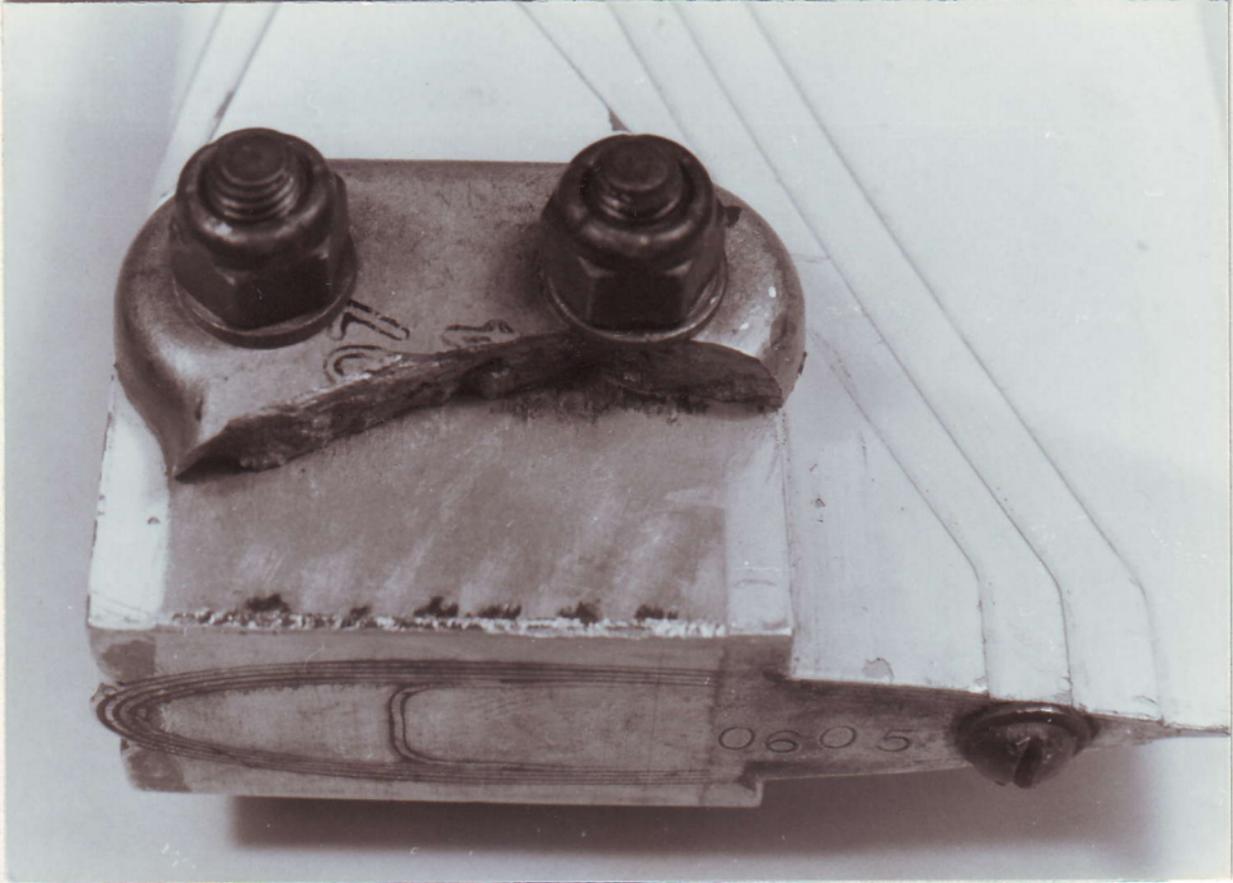
5.1



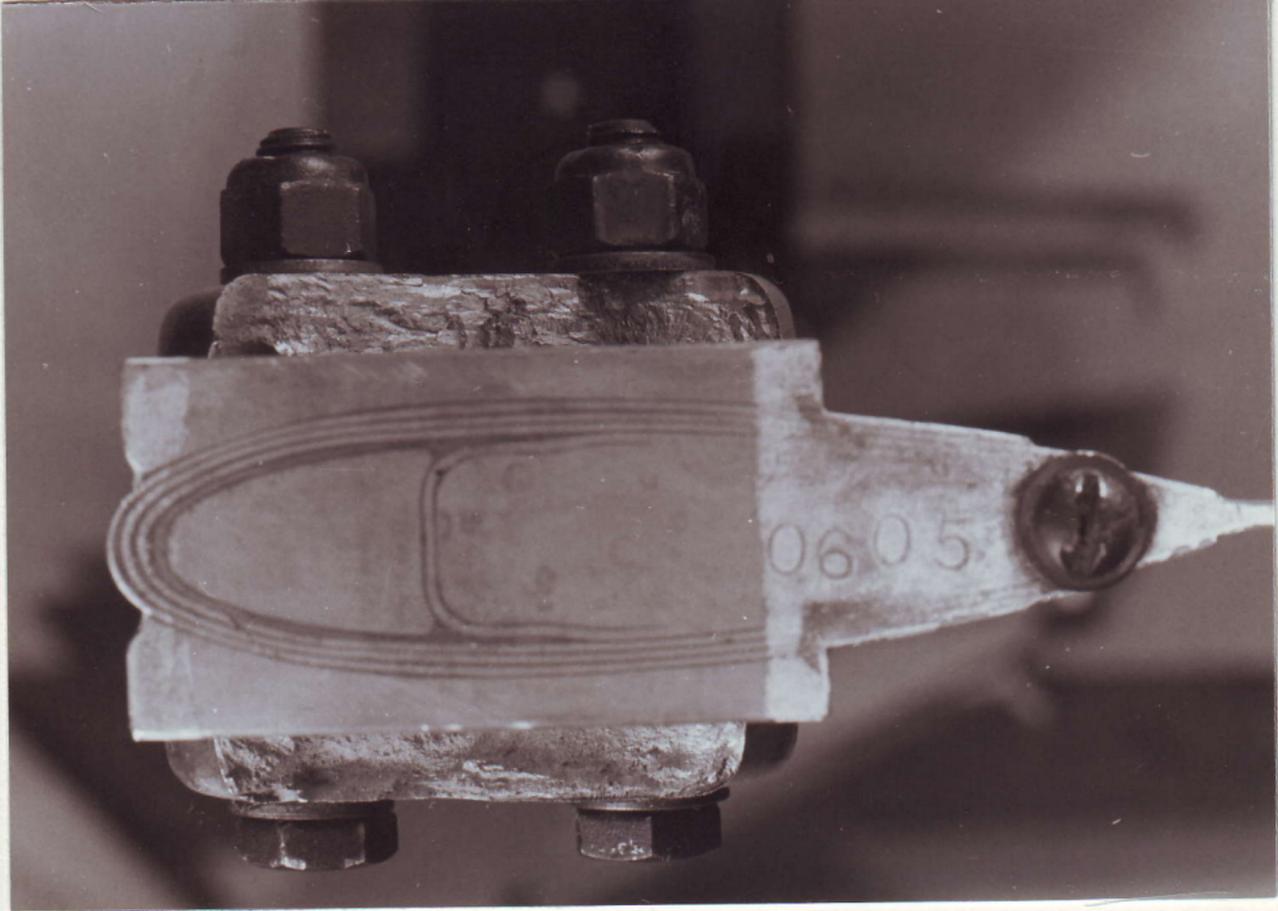
5.2



5.3

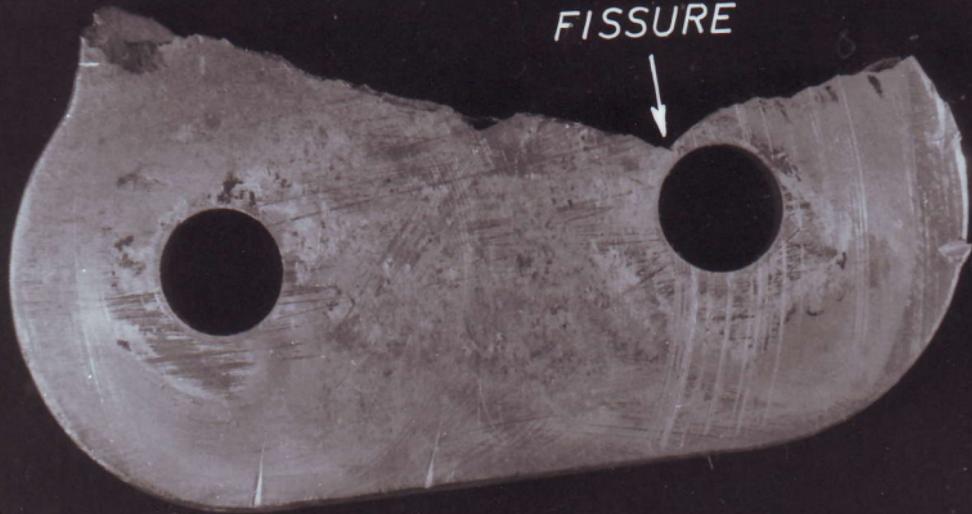


5.4



5.5

ORIGINE DE LA
FISSURE



5.6



5.7