

*Accident  
survenu le 6 février 1999  
à Percy en Auge (14)  
à l'avion Orion G801  
immatriculé F-PJDL*

**RAPPORT**  
f-di990206

## **AVERTISSEMENT**

*Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet accident.*

*Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, à la Directive 94/56/CE et à la Loi n° 99-243 du 29 mars 1999, l'analyse n'a pas été conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de cet événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents ou incidents.*

*En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.*

<b>Événement :</b>	Atterrissage forcé à la suite de la rupture de l'arbre de transmission moteur/hélice.
<b>Cause identifiée :</b>	Choix technologique pour la transmission et processus d'entretien de l'arbre inadaptés.

**Conséquences et dommages :** Aéronef endommagé.

**Aéronef :** Avion de construction amateur à hélice propulsive Orion G801 immatriculé F-PJDL. Fin de construction en 1993, 278 heures de vol.

**Date et heure :** Le 6 février 1999 à 15 h 30<sup>1</sup>.

**Exploitant :** Privé.

**Lieu :** Percy en Auge (14).

**Nature du vol :** Local.

**Personnes à bord :** Pilote + 1.

**Titres et expérience :** Pilote, 58 ans, TT de 1960, 1 534 heures de vol dont dix dans les trois mois précédents.

**Conditions météorologiques :** Observation de l'aérodrome de Caen, à 30 km du site de l'accident, à 15 h 00 :  
vent du 300/17 kt, visibilité supérieure à 10 km, SCT à 1 500 pieds.

#### **Circonstances :**

Le pilote, constructeur de l'avion, décolle de l'aérodrome de Caen pour un vol local. Après trente minutes de vol, il ressent de fortes vibrations puis constate l'arrêt du moteur. Il décide alors de se poser dans un champ labouré. A l'atterrissage, le train s'arrache et l'avion s'immobilise après avoir fait un "cheval de bois".

---

<sup>1</sup>Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter une heure pour obtenir l'heure légale en vigueur en France métropolitaine le jour de l'accident.

## EXAMEN DE L'EPAVE

Le train d'atterrissage de l'appareil ainsi que l'intrados des deux ailes sont endommagés.

L'arbre de transmission entre le moteur et l'hélice propulsive s'est rompu en trois morceaux :

- le premier (A) est toujours attaché l'hélice.
- le morceau du milieu (B) est retrouvé dans le fuselage arrière.
- le morceau d'arbre toujours lié à la sortie du moteur (C) est venu battre contre le fuselage et a marqué celui-ci à plusieurs endroits à proximité immédiate des commandes de vol (cf. photographies en annexe 1).

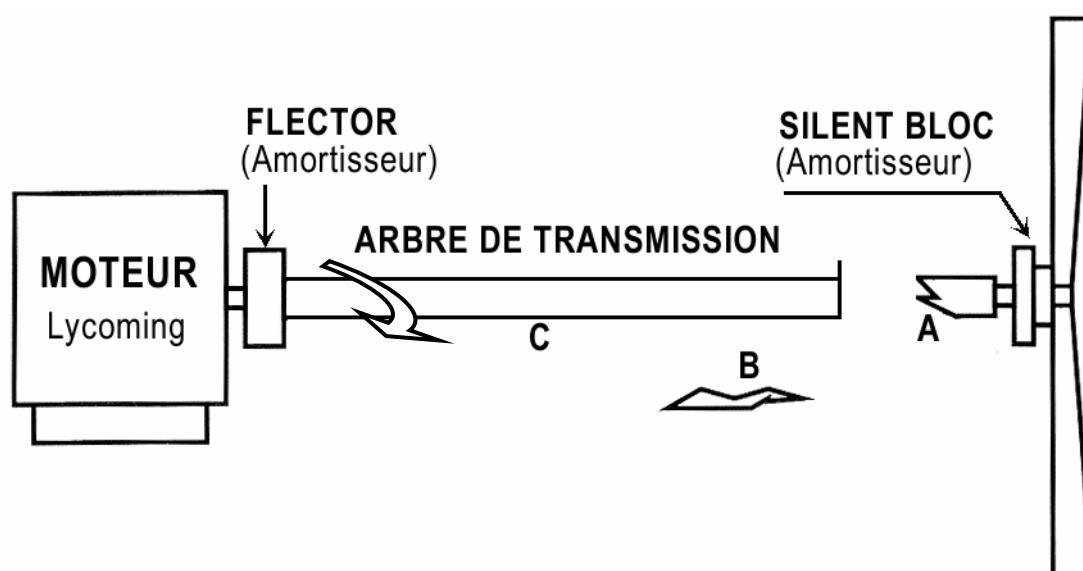


Figure 1

## RENSEIGNEMENTS COMPLEMENTAIRES

### 1 - Description de l'arbre et de son montage

L'arbre est un tube cylindrique en acier d'une longueur de 210 cm, d'un diamètre de 12 cm et d'une épaisseur de 2 mm environ. Il est à l'origine destiné à transmettre les efforts d'entraînement des roues de remorque sur les camions. Cet arbre est celui qui est préconisé par le concepteur de l'avion pour la transmission. Grâce à un épaulement, il est boulonné à un "flector" en sortie du moteur tandis qu'un embout cannelé permet l'accouplement avec l'hélice propulsive (cf. annexe 2 - figure 2-a). L'embout cannelé est repris sur un palier fixé sur la cellule par des attaches pourvues de "silent blocs". Le flector et les silent blocs font office d'amortisseurs.

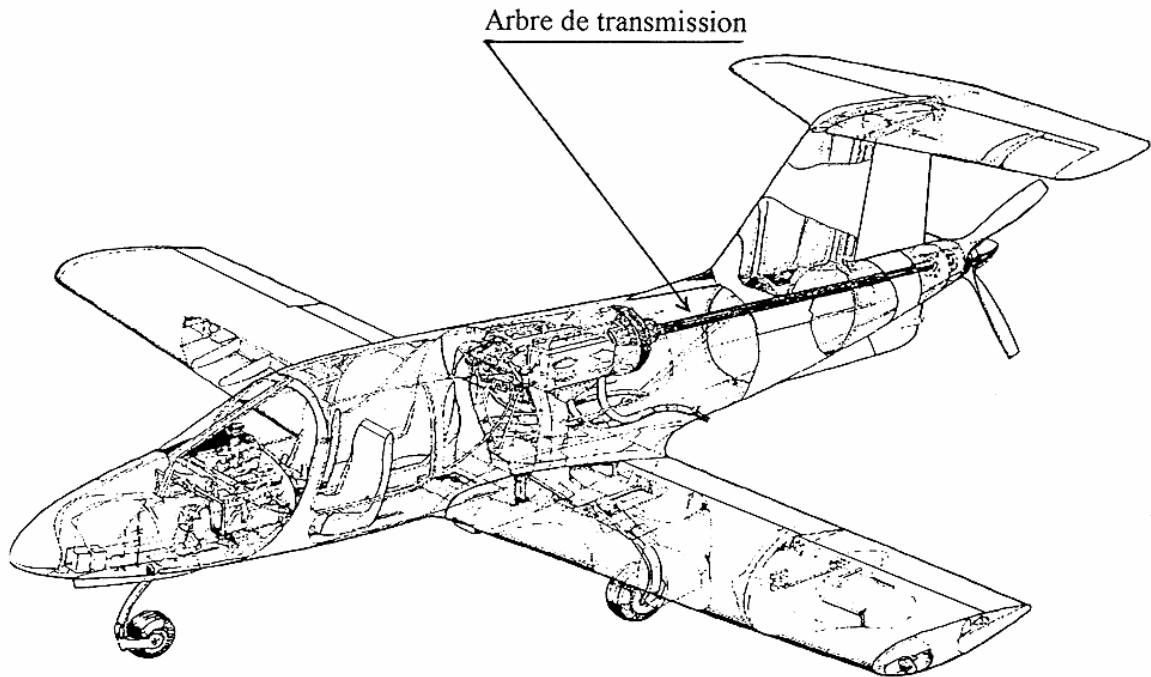


Figure 2 - Montage de l'arbre sur l'avion

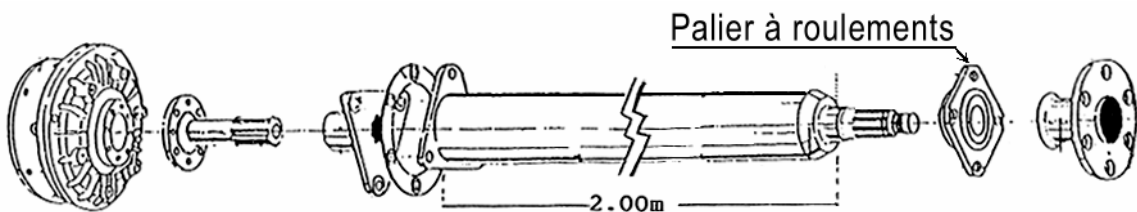


Figure 3 - Schéma descriptif de l'ensemble de transmission

Cet arbre est équilibré dynamiquement à la construction par des masselottes soudées aux extrémités. On observe dans la zone des deux extrémités de nombreux points de soudures et de meulages correspondants aux équilibrages successifs de l'arbre qui sont effectués en service (cf. annexe 2 - figure 2-cter).

## 2 - Examen macroscopique des ruptures

Les pièces rompues ont fait d'abord l'objet d'une observation macroscopique visuelle (cf. annexe 2).

Les trois morceaux de l'arbre rompu sont désignés par les références A, B et C (cf. annexe 2 - respectivement figures 2-a, 2-b et 2-c-bis-cter). Le morceau A situé du côté de l'hélice mesure environ quarante centimètres tandis que le morceau C en prise sur le flector du moteur, mesure près de cent soixante centimètres. Le morceau B, celui du milieu, est le plus petit des éléments. C'est une surface ouverte en spirale et très déformée.

La rupture entre les parties B et C est apparemment statique et elle se serait déroulée après la rupture de la partie A. En effet, l'enfoncement dans le bas du fuselage arrière semble correspondre à un impact de la manche que constituait le reste de l'arbre en prise sur le moteur après la rupture du premier morceau.

La rupture de la partie A se situe dans la zone d'équilibrage où l'on observe des bourrelets de soudures, des traces de meulage sous la peinture et visiblement des échauffements (cf. annexe 2 - figure 2-cter)

### **3 - Observation au Microscope Electronique à Balayage (MEB)**

#### **3.1 Analyse qualitative du matériau**

Les observations des surfaces de ruptures au microscope ont été précédées d'une analyse qualitative microstructurale et métallurgique de la pièce.

L'arbre est un acier bas carbone faiblement allié. Il n'y a pratiquement pas de différence de constitution métallurgique entre les zones soudées et non soudées.

#### **3.2 Observations de la structure du matériau**

Dans les zones de soudure, on constate qu'il y a des craquelures et des trous de quelques centièmes de millimètre (cf. annexe 3). Ces défauts sont dus au processus de soudure : impureté dans le métal d'apport et relâchement des contraintes internes dues à la soudure et/ou au meulage. Les zones sans soudure ne comportent pas ce type de défauts métallurgiques.

D'autre part, on constate qu'entre les morceaux A et B il y a des sites de ruptures anciennes matées et oxydées. Ces sites sont situés dans des zones de soudure ou de meulage. L'état de surface de ces sites ne permet pas de se prononcer sur les mécanismes de rupture mis en jeu (statique, fatigue, corrosion, ...). Cependant il est certain que ces ruptures anciennes constituent les points d'amorce à partir desquels la propagation de la rupture s'est effectuée. En effet sur la première figure de la planche 4-c de l'annexe 4, en aval du site de rupture ancienne, on observe à grandissement élevé (cf. planche 4-d) la présence de micro-stries de fatigue ainsi que des micro-fissures transversales. On peut évaluer à 1 micron la distance entre les stries de fatigue sur cette fractographie.

On voit également sur la surface de rupture du morceau A des zones de rupture de type statique (cf. planche 4-e). Il s'agit là de la rupture finale du morceau A qui est brutalement survenue en fonctionnement quand les micro-fissures se propageant en fatigue ont atteint des dimensions critiques.

On confirme au MEB que toute la rupture entre les morceaux B et C s'est faite en statique. La rupture entre les morceaux A et B quant à elle présente des indices de fatigue et de fatigue-corrosion.

#### **4 - Historique de l'arbre**

L'arbre a été acheté neuf par le constructeur de l'appareil en 1984. Il a été monté une première fois sur l'avion en 1993 pour une courte période. En novembre 1996, il a remplacé un autre arbre qui totalisait 157 heures de vol et dont l'équilibrage n'était plus possible. En juillet 1997, il a subi un équilibrage puis a volé sur l'avion jusqu'à l'accident, soit pendant quatre-vingt-huit heures.

#### **5 - Accidents antérieurs**

Le 3 avril 1985, le concepteur de cet avion avait trouvé la mort dans l'accident de l'Orion immatriculé F-WZLX. Cet accident avait été provoqué par des ruptures dans la partie arrière du fuselage dues au balourd occasionné par la perte d'une pale d'hélice.

### **ANALYSE**

Il est probable que le dimensionnement de l'arbre s'est fait par rapport aux efforts statiques et de fatigue à transmettre, en considérant les caractéristiques théoriques de la pièce. On ne peut pas dire que l'arbre est sous-dimensionné pour l'application aéronautique que le constructeur amateur a effectuée. La pose d'amortisseurs permet de réduire les effets des à-coups du moteur à pistons et des éventuels efforts aérodynamiques sur le fuselage qui risquent de se répercuter sur l'arbre. L'arbre travaille en torsion et il peut être sollicité en flexion ou en compression en raison des déformations du fuselage en vol. Ceci peut induire des déformations permanentes de l'arbre. Ce déséquilibre provoque des vibrations sensibles pendant le fonctionnement. Pour cette raison, l'arbre doit subir des rééquilibrages.

Dans cette conception d'avion avec une hélice propulsive, afin de satisfaire les contraintes de centrage de l'aéronef, le moteur est éloigné de l'hélice. L'arbre de transmission est très long et tout balourd sur l'arbre est amplifié. Dans ce cas les efforts locaux peuvent être supérieurs aux efforts admissibles ; ceci réduit considérablement la résistance de l'arbre en service. L'arbre doit être parfaitement équilibré pour supporter les grandes vitesses de rotation rencontrées sur l'avion.

Pour l'équilibrage de l'arbre, on a soudé ponctuellement des masselottes. Il y a sur l'arbre de nombreux points de soudures (éventuellement meulés) qui correspondent à des équilibrages successifs. Ces soudures, de qualité médiocre, contribuent beaucoup à la fragilisation locale de la structure de l'arbre. Les porosités dans les soudures sont des points de départ probable pour la fissuration ; les irrégularités de surface dues aux soudures favorisent la concentration de contraintes très supérieures aux contraintes dans le reste du matériau ; les modifications importantes de microstructures dégradent les caractéristiques mécaniques du matériau.

L'arbre soumis à des efforts cycliques de type démarrage-arrêt du moteur (cycles longs) et fonctionnement alternatif du moteur à piston (cycles courts) a pu se rompre en fatigue à partir de zones de soudure fragilisantes. Les cycles de type démarrage-arrêt laissent en général des marques de strie ayant une corrosion dégressive (influence de l'environnement quand l'appareil est au repos). Les stries observées sont localisées sur des petites plages continues, si bien qu'on peut attribuer leur formation au régime moteur.

Les stries de fatigue observées se sont probablement développées durant le vol et ont conduit à une macro-fissure critique à partir de laquelle la rupture finale est survenue. La phase de germination et d'amorçage de (ou des) micro-fissure(s) s'est vraisemblablement produite dans le temps, au niveau des points faibles que constituent les soudures effectuées sur l'arbre, sous double effet de la fatigue durant les anciens vols et de la corrosion favorisée par l'humidité de l'air plus importante en hiver.

L'arbre de transmission traverse tout l'arrière du fuselage. De ce fait, il se trouve à proximité immédiate des câbles des commandes de vol. En cas de rupture, l'arbre peut venir heurter les passages des commandes et éventuellement l'arrière de l'appareil, ce qui représente un risque pour la navigabilité de l'aéronef qui s'ajoute à celui représenté par la perte brutale de la propulsion.

## **CONCLUSION**

La rupture en vol de l'arbre de transmission entre le moteur à piston et l'hélice est à l'origine de l'accident. Cette rupture est intervenue consécutivement à un phénomène de fatigue à partir d'une zone de soudure fragilisant l'arbre en acier. En effet la mauvaise qualité des points de soudure (ou de meulage des anciennes soudures) permettant de retenir les masselottes d'équilibrage de l'arbre, a favorisé l'amorce progressive de criques sous l'action des sollicitations cycliques que subit l'arbre en rotation (fatigue) et sous l'influence d'un environnement humide corrosif.

L'emploi de l'arbre pour être avionné nécessite un équilibrage régulier. Au cours des équilibrages successifs, l'arbre est meulé et de nouveaux points de soudures sont ajoutés. Ces opérations modifient la structure du métal qui devient plus fragile et favorisent l'apparition d'amorces de fatigue. On voit donc que la conception et l'utilisation en service de cette solution technologique d'arbre de transmission rendent inexorable la fragilisation conduisant à la rupture.



# *Liste des annexes*

## **ANNEXE 1**

Vues de l'arbre rompu à l'intérieur du fuselage et des dégâts occasionnés par celui-ci

## **ANNEXE 2**

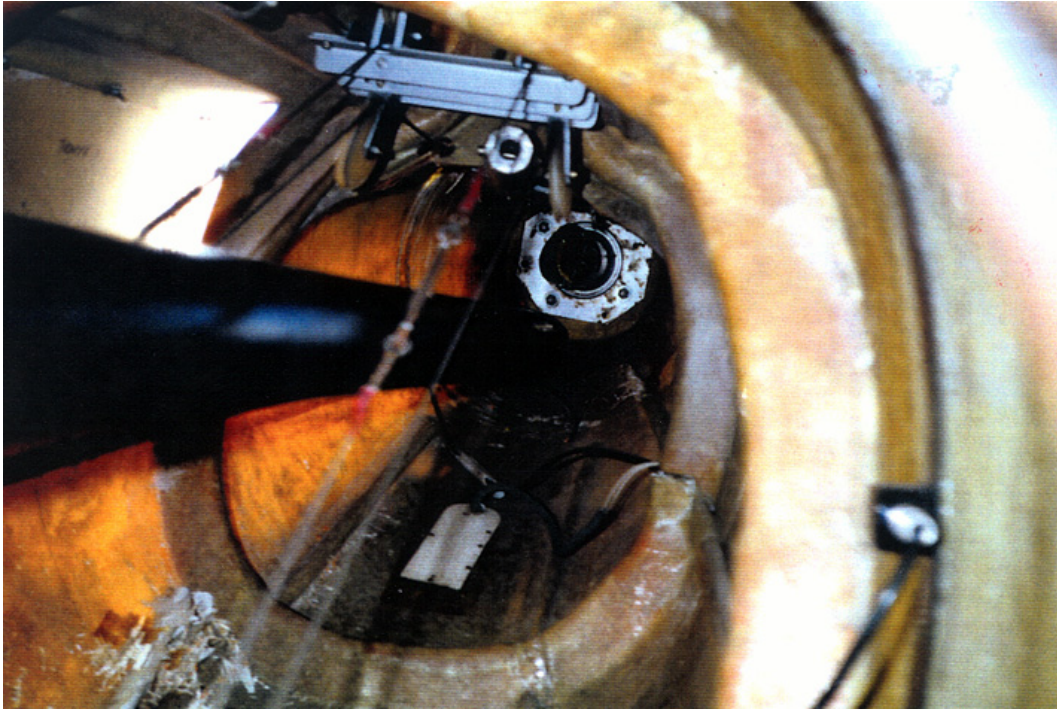
Morceaux de l'arbre, planches photographiques

## **ANNEXE 3**

Vue au MEB avec un faible agrandissement d'une zone soudée

## **ANNEXE 4**

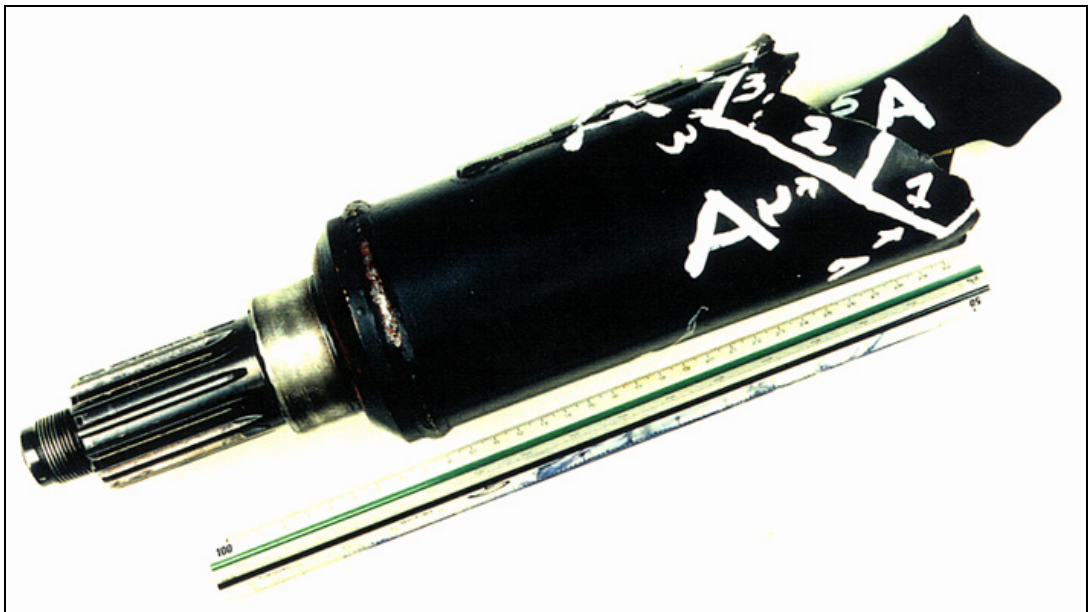
Vues au MEB des structures de l'arbre et des faciès de rupture



Vue de l'arbre rompu dans le fuselage.  
A noter les marques sur la cellule et la proximité des câbles des commandes de vol



Perforation dans le fuselage occasionnée par l'arbre après sa rupture.



Morceau A

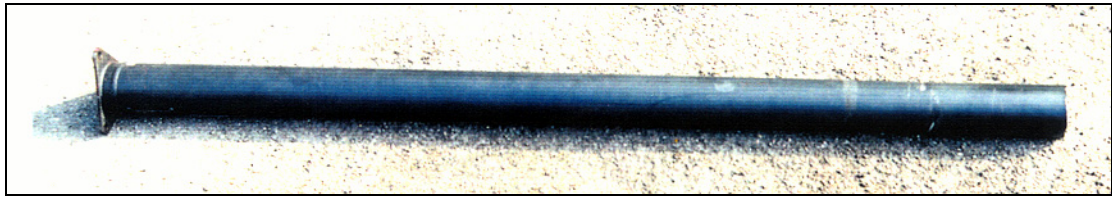
(figure 2-a)



Morceau B

(figure 2-b)

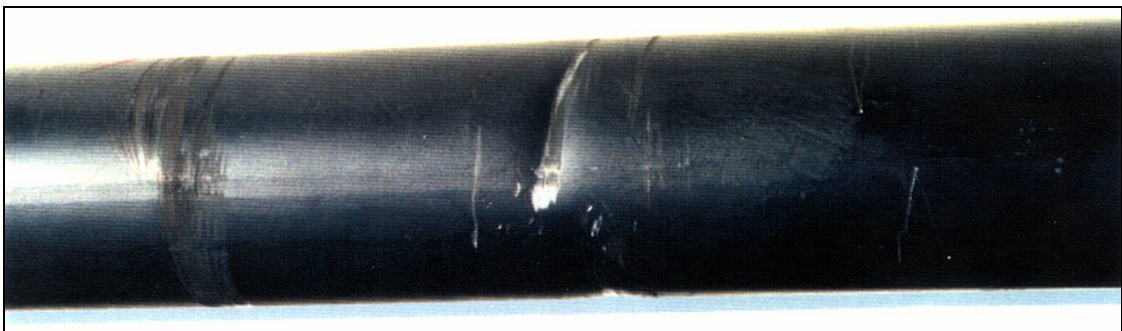




Morceau C

Vue générale

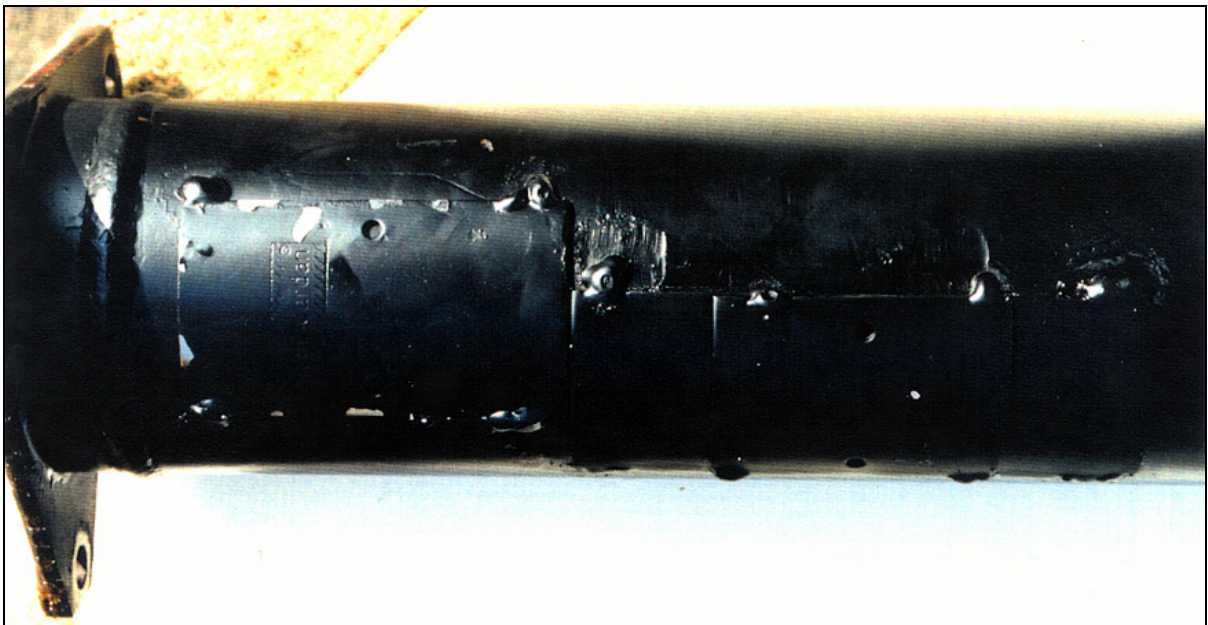
(figure 2-c)



Morceau C

Marques dues au battement dans le fuselage

(figure 2-cbis)

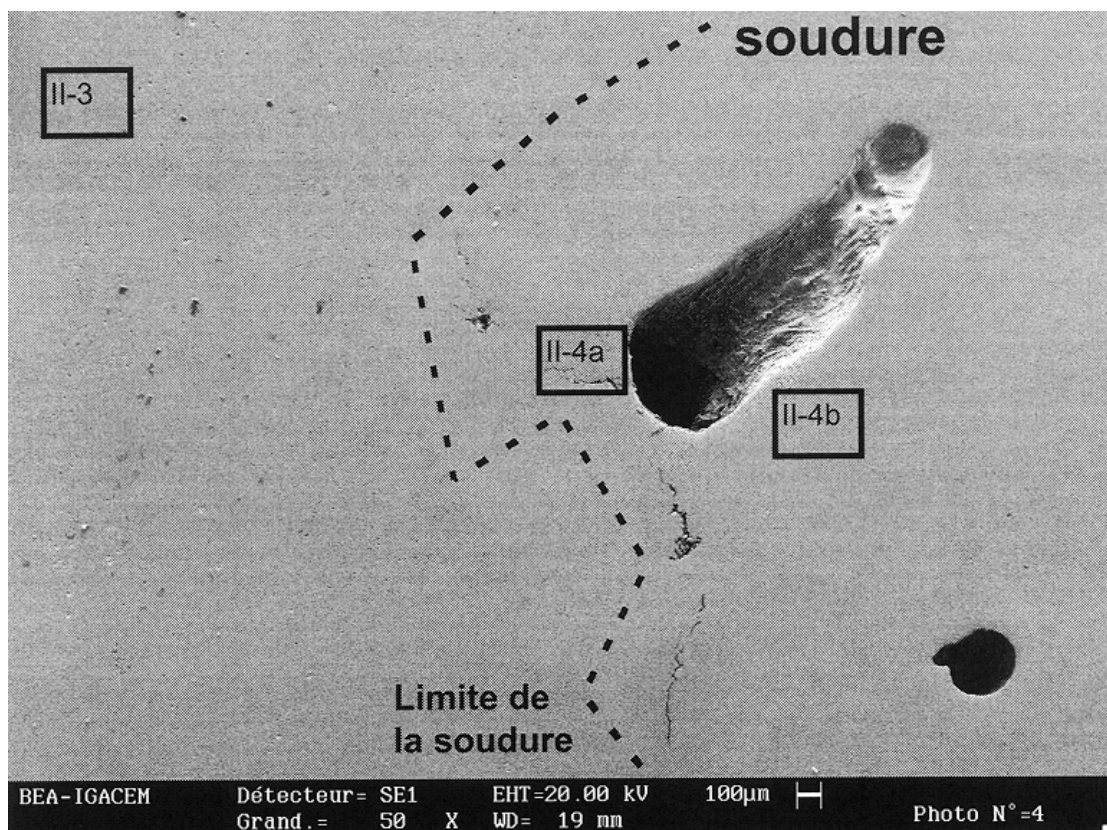


Morceau C

Masselottes d'équilibrage soudées

(figure 2-cter)

Observation à faible grandissement au MEB d'un échantillon poli prélevé sur l'arbre à cheval sur un point de soudure



On voit des trous et des craquelures dans la zone de soudure.

Après attaque chimique au réactif de Nital, les sites II-3, 4a, 4b seront observés au MEB à agrandissement plus élevé pour déterminer les différences de microstructure.

Microstructure de l'arbre dans la région sans soudure  
acier type ferrite-perlite

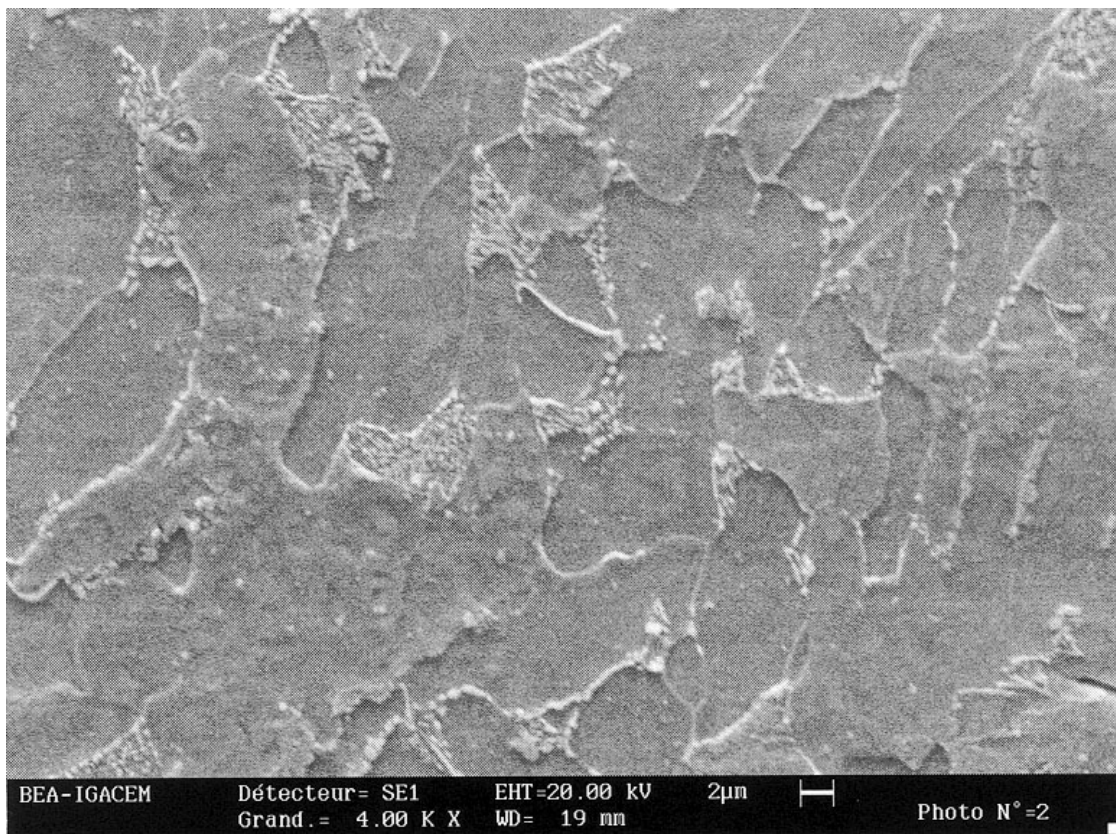
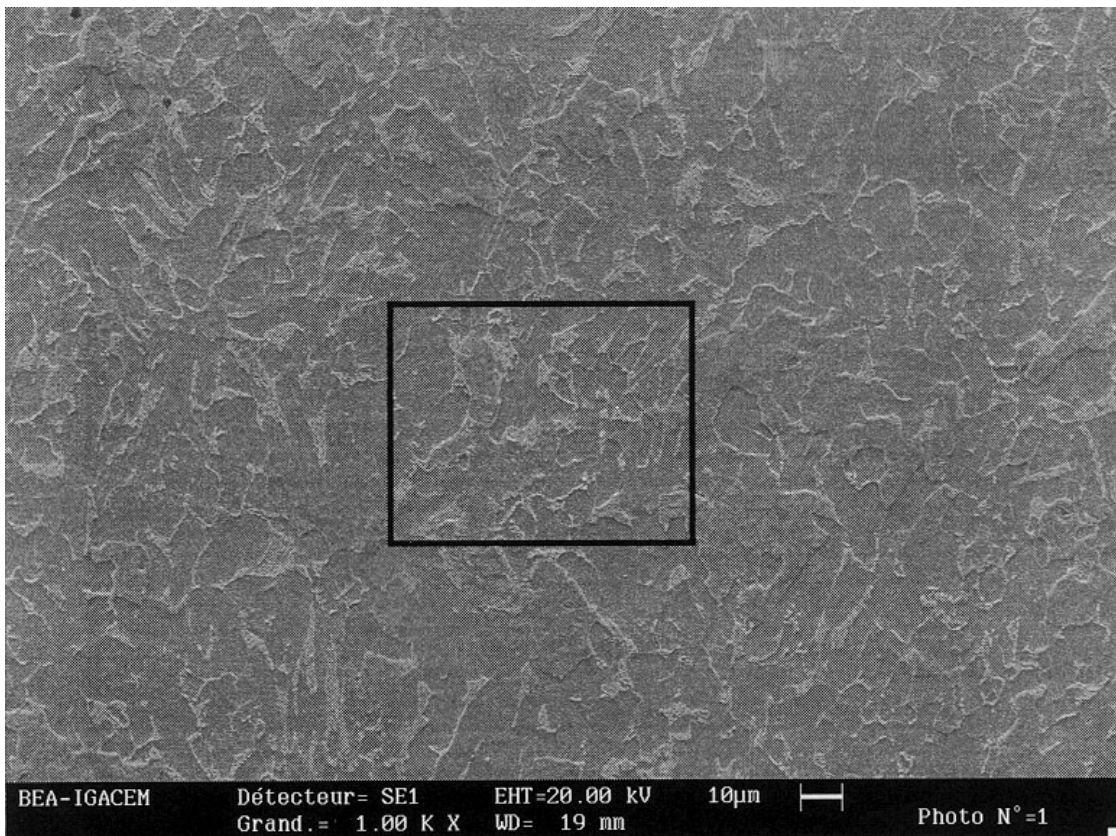


Planche 4-a



Microstructure de l'arbre dans la région de soudure  
acier type martensite

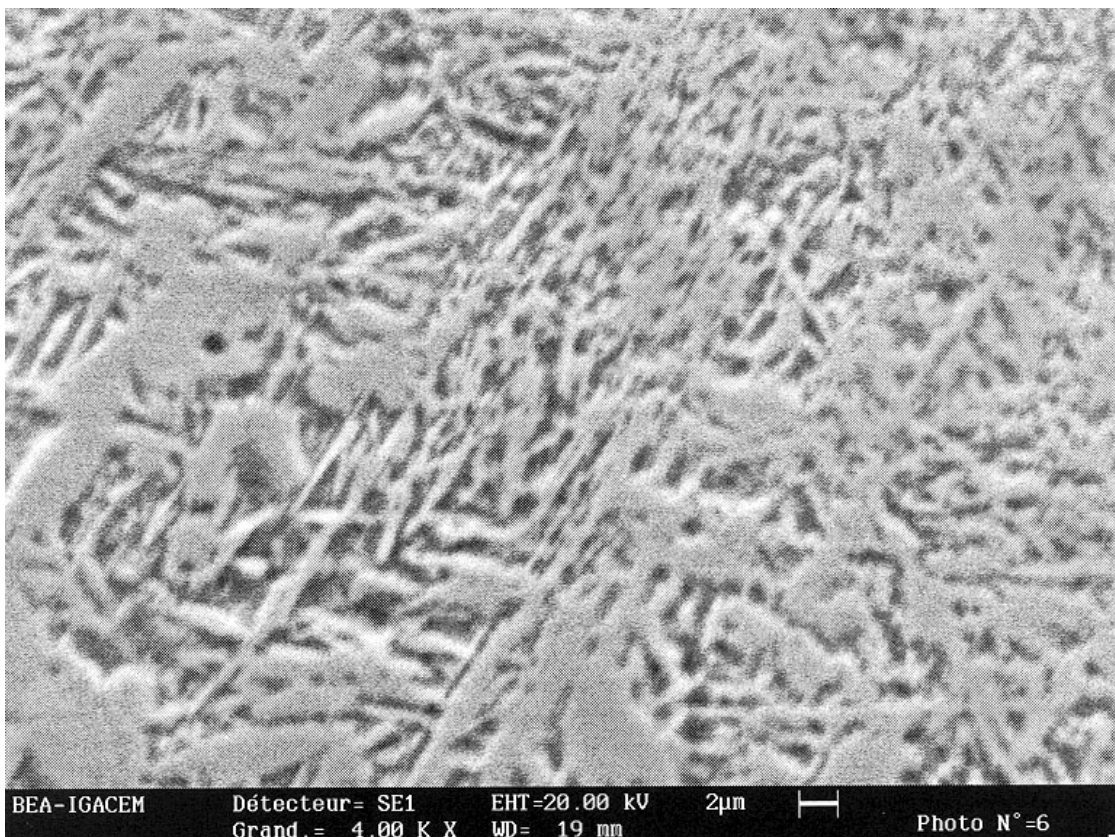
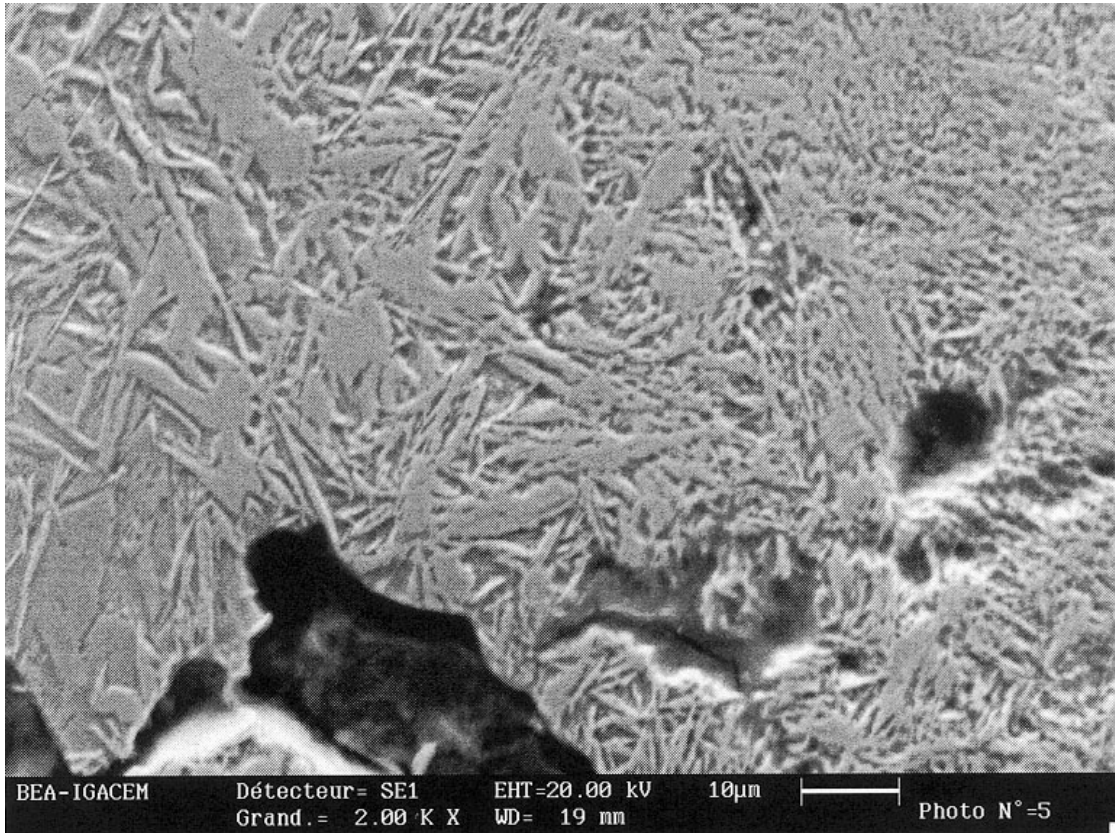


Planche 4-b

Surface de rupture au microscope - Deux aspects  
rupture entre morceaux A et B de type (f) ou (s)  
rupture entre morceaux B et C uniquement de type (s)

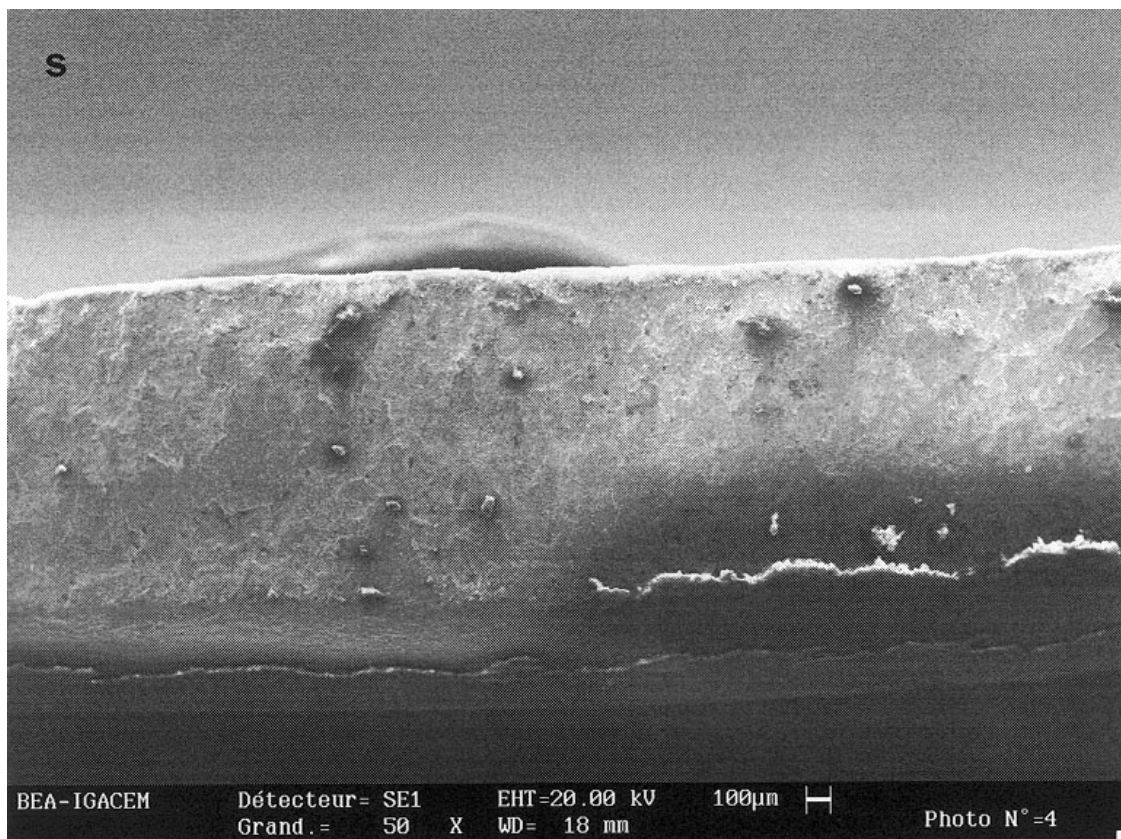
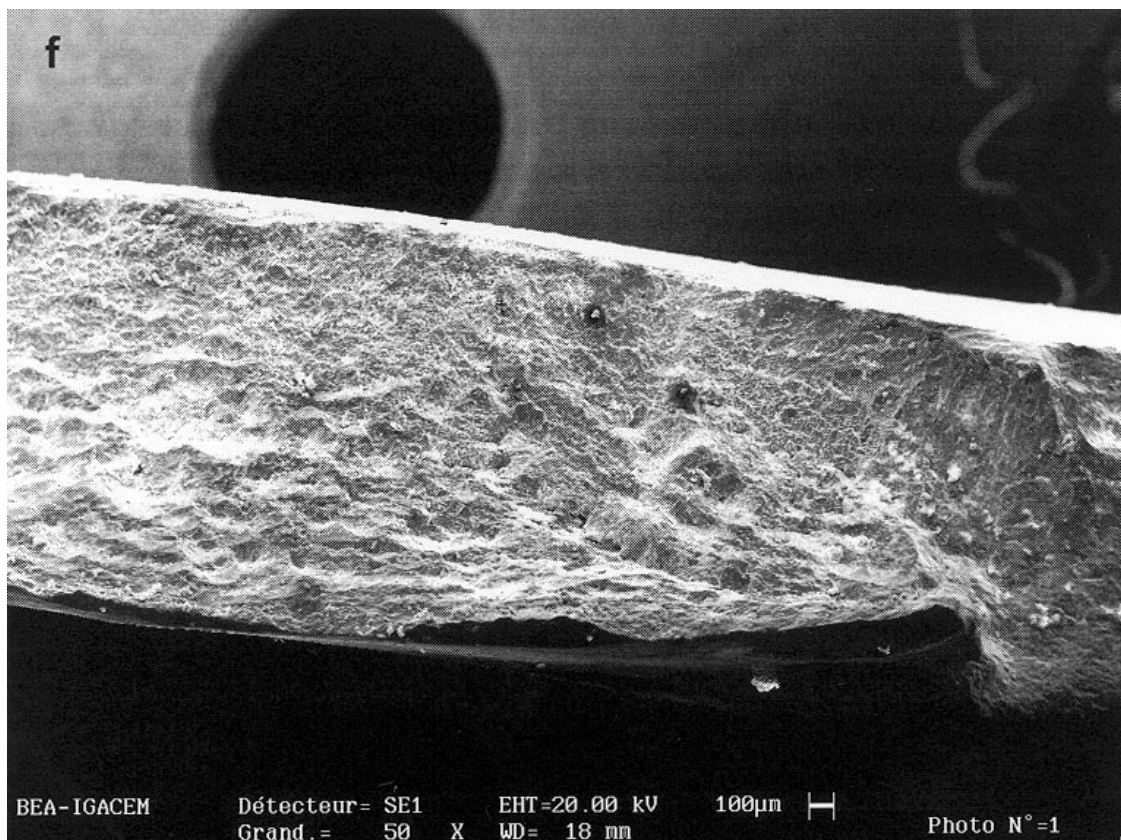


Planche 4-c



Rupture de type (f) entre les morceaux A et B  
Stries de fatigue et microfissures transversales

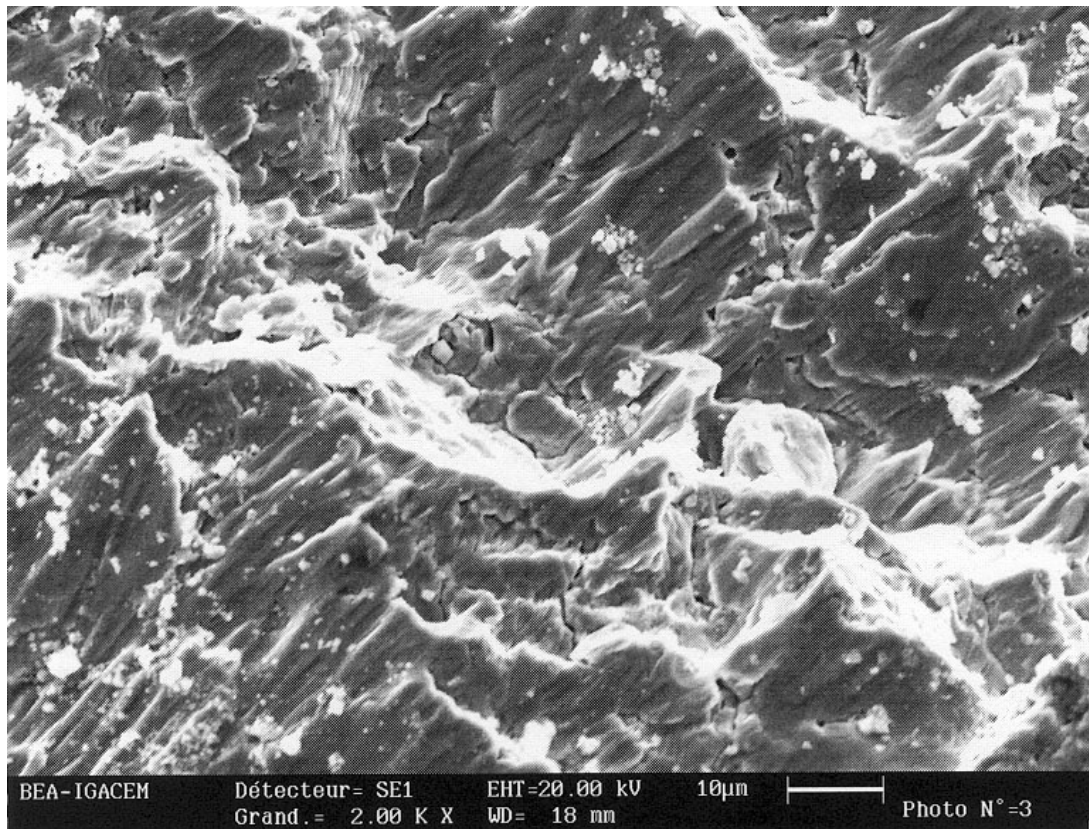
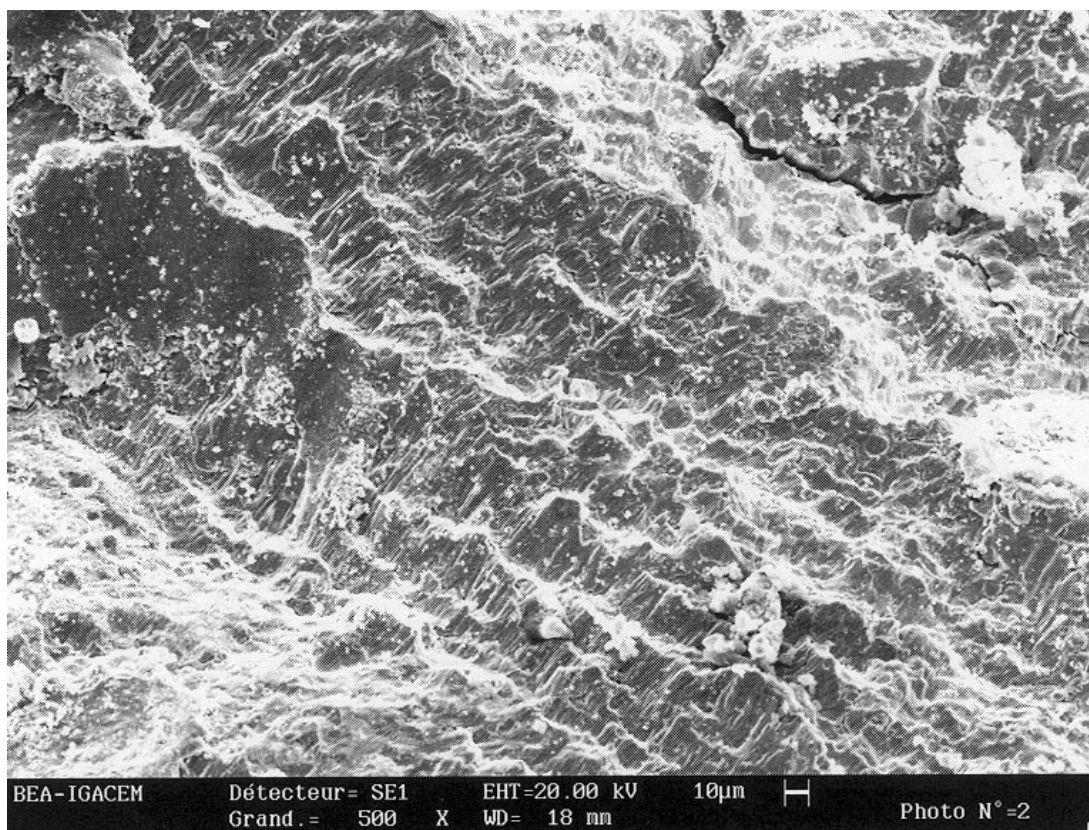


Planche 4-d

Rupture de type (s) entre les morceaux A et B  
cupules ductiles de rupture en statique

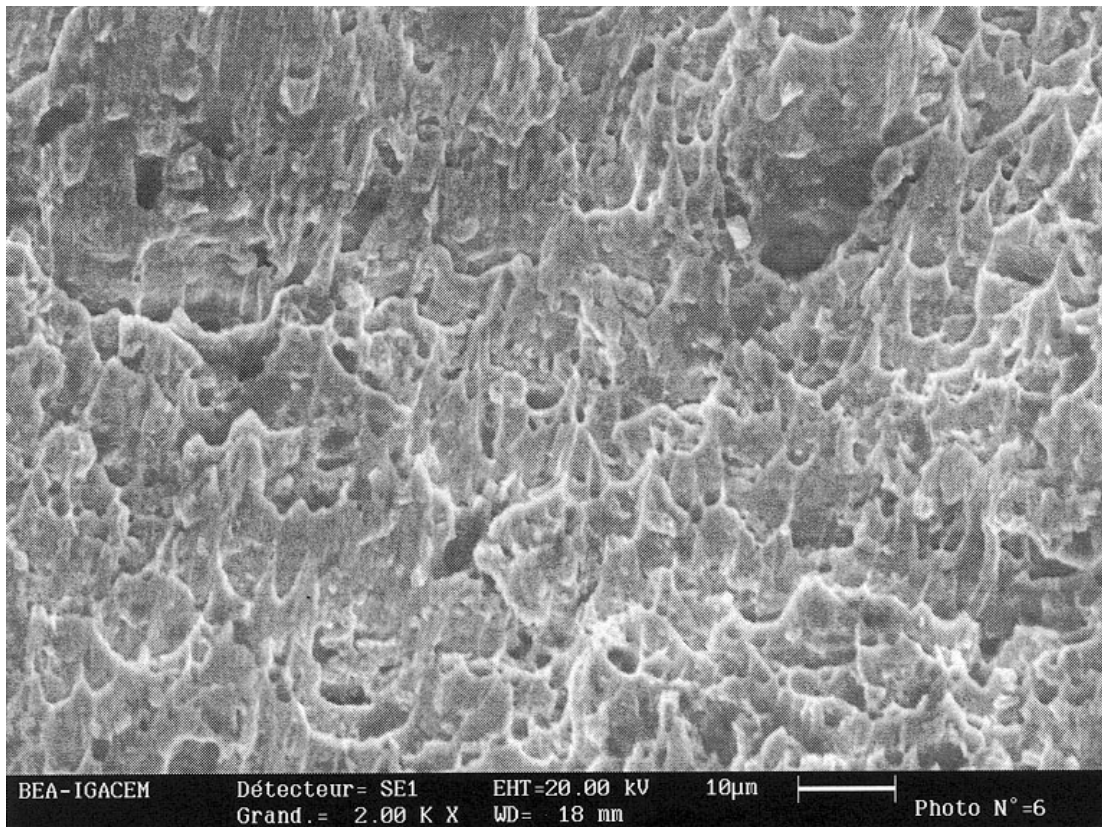
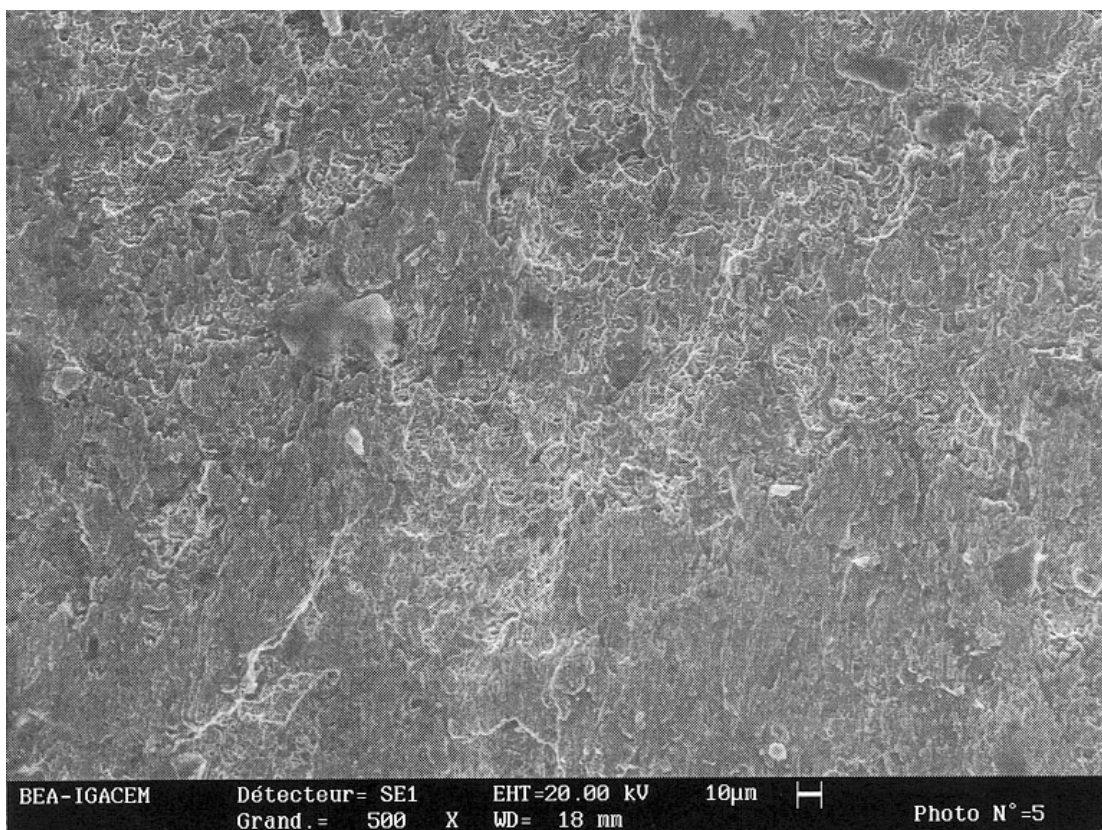


Planche 4-e