



# **Rapport final de la Commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aéronefs**

**concernant l'accident**

de l'avion Piper PA-28-180 Cherokee HB-OLS

survenu le 4 octobre 1970

près de Grandson/VD

**Séance de la commission**

16 décembre 1971

## R A P P O R T F I N A L

de la Commission fédérale d'enquêtes en cas d'accidents  
d'aéronefs

concernant l'accident de l'avion

Piper PA-28-180 Cherokee HB-OLS

survenu le 4 octobre 1970

près de Grandson/VD

### 0. RESUME

Le 4 octobre 1970, le pilote effectuant un vol Neuchâtel-Genève aux commandes du Piper PA-28-180 Cherokee, est contraint par une panne de moteur vers 1650 h<sup>1</sup> à un atterrissage de fortune en campagne près de Grandson/VD.

En fin de course, l'avion atteint un champ fraîchement labouré et passe sur le dos. Deux des passagers sont légèrement blessés, tandis que le troisième et le pilote sont indemnes. L'avion est détruit.

L'accident est dû à un atterrissage forcé sur un terrain mou, consécutif à une panne de moteur dont la cause n'a pas pu être déterminée avec certitude.

### 1. ENQUETE

L'enquête préalable, conduite en collaboration avec la Gendarmerie cantonale vaudoise, a été close le 9 septembre 1971 par la remise du rapport du 9 août 1971 au président de la commission.

### 2. ELEMENTS

#### 21. Occupants de l'avion

211. Pilote : Année de naissance 1944

---

<sup>1</sup> Tous les temps indiqués dans ce rapport le sont en heure locale

Titres aéronautiques :

- Licence de pilote privé, délivrée le 3 mai 1968, valable jusqu'au 11 janvier 1971.

Extension à la radiotéléphonie restreinte du 3 mai 1968.

- Types d'avions autorisés : Tous les avions terrestres normaux monomoteurs de 1 à 3 places jusqu'à 2000 kg ; en plus : Piper PA-28-180.

Expérience de vol :

- Début de l'écologie le 27 février 1968 à Berne.
- Activité totale : 88.05 heures et 306 atterrissages.
- Expérience sur Piper PA-28-180 : 51 heures, dont 23 heures et 24 atterrissages au cours des 6 derniers mois.

Les dossiers de l'Office fédéral de l'air (OFA) ne mentionnent ni accident, ni infraction à la réglementation aérienne.

Dernier examen médical : 5 janvier 1970, apte.

212. Passagers :

Siège avant droit : Année de naissance 1946

Siège arrière gauche : Année de naissance 1947

Siège arrière droit : Année de naissance 1948

Les passagers n'étaient pas détenteurs de titres aéronautiques.

22. Avion HB-OLS

221. Indications générales

Propriétaire et exploitant : ATCOS' Flying Group Genève.

Constructeur : Piper Aircraft Corp., Lock Haven, USA.

Type : PA-28-180 Cherokee.

Caractéristiques : Monomoteur à aile basse, construction métallique, quadriplace, train tricycle fixe.

No de fabrication : 28 - 2339.

Année de fabrication : 1965.  
Moteur : Lycoming O-360-A3A de 180  
CH, à 4 cylindres opposés.  
No et année de fabrication  
: L-7940-36 A, 1965.  
Hélice : Sensenich M76 EMMS-0-60,  
métallique bipale à pas  
fixe.

Certificat d'admission à la circulation délivré par l'OFA le  
19 octobre 1969, valable jusqu'au 31 mars 1971.

#### 222. Antécédents et heures de vol

L'avion HB-OLS a été importé neuf des Etats-Unis d'Amérique en  
janvier 1966.

A la suite d'un atterrissage manqué, en été 1968, une révision  
de la cellule avait été effectuée, comportant entre autres le  
changement de l'aile et de l'atterrisseur droits (rapport  
final de la commission no 460).

Au moment de l'accident, l'avion totalisait 1576 heures avec  
5098 atterrissages.

En avril et mai 1970, le moteur a fait l'objet d'une révision  
complète ; il totalisait alors 1326.53 heures. L'avion a subi  
un contrôle de 100 heures le 3 septembre 1970 ; il totalisait  
1529.33 heures.

#### 223. Poids et centre de gravité

Poids à vide	1314 lbs
Huile et essence	136 lbs
Occupants	<u>593 lbs</u>

Total au moment de l'accident 2043 lbs

Poids maximum autorisé : 2400 lbs

Distance centre de gravité - plan de référence :

Au moment de l'accident : 89.8 ins

Domaine autorisé au poids de 20 50 lbs : 87 - 96 ins.

Lors de l'accident, le poids et le centre de gravité de  
l'avion se trouvaient dans les limites autorisées.

### 23. Terrain

(voir carte nationale de la Suisse 1:50'000, feuille 241, Val-de-Travers)

L'accident s'est produit au lieu dit "Chevalenson" à 1 km environ au nord de Grandson, dans un ancien marais assaini et asséché, entrecoupé de chemins de desserte parallèles.

Coordonnées géographiques : 540'100/185'900, altitude 450 m/M, commune de Grandson.

### 24. Situation météorologique

241. Situation dans la région de Grandson :

Nébulosité :	8/8, pas de précipitations.
Vent :	SW - W, 2 à 5 nœuds.
Visibilité :	20 km.
Nuages :	3/8 Sc, 1600 m/M 7/8 Sc, 2000 m/M
Température :	+ 10°C.
Point de rosée :	+ 5°C.
Humidité relative :	70 %.
Pression barométrique (QNH) :	1024 mb.
Turbulence :	aucune.

242. Position du soleil au moment de l'accident :

Élévation 10° ; azimut 249°.

### 25. Organisation

L'accident s'est produit au cours d'un vol privé.

### 26. Règlements

(La citation des règlements ci-dessous n'est pas liée à une appréciation juridique des faits)

Extrait de l'instruction de service Lycoming no 1112C du 25 octobre 1968 :

"Subject :	Repair of Fretted Crankcases
Models affected :	All Avco Lycoming 0-320, 0-360, IO-

360, HO-360, VO-360, IVO-360, HIO-360, GO-435, VO-435, TVO-435, GO-480, GSO-480, IGSO-480, O-340, IO-540, IGO-540, IGSO-540, TIVO-540, 70-540 and IO-720 series aircraft engines.

Time of compliance: During inspection and repair of crankcase at overhaul.

Fretting on the contacting surfaces of the bearing saddle supports in the crankcase occurs on some engines. This condition is caused by slight motion between the contacting surfaces and results in erosion of the metal surface. The affected areas have tiny pit holes and a frosted appearance, as contrasted to adjacent shiny unaffected surfaces. (See figure 1.) This condition can be misleading because of its trivial appearance; nevertheless, it can be the cause of severe engine damage.

Fretting, by itself in this area, does not appreciably damage the structure of the metal, but the metal removed by the fretting action does change the size of the bearing saddles sufficiently to cause loose thrustuds and undersize main bearing bores. If not detected during overhaul, excessively tight crankshaft bearing fits will result with eventual engine failure.

Crankcases damaged by fretting can be repaired by installing steel inserts and dowels and on the middle saddle on four cylinder models..."

### 3. CIRCONSTANCES DE L'ACCIDENT

31. Le dimanche 4 octobre 1970, au cours de l'après-midi, le pilote entreprend un vol de plaisance de Genève à Neuchâtel, à bord du Piper Cherokee HB-OLS, en compagnie de 3 passagers.

32. Le départ pour le vol de retour a lieu à 1641 h. Le pilote monte à 3000 ft QNH et prend la direction de Genève, suivant une route comprise entre le lac de Neuchâtel et le Jura.

A la hauteur de Concise (v. annexe 1), le pilote perçoit un bruit anormal du moteur, accompagné d'une vibration. Bien que le régime du moteur n'ait pas changé et que les indications des instruments soient normales, le pilote tente d'éliminer l'anomalie par des changements du nombre de tours, mais sans succès ; il décide alors de se poser à l'aérodrome d'Yverdon

pour une vérification par un mécanicien.

Soudain, de fortes vibrations et l'arrêt complet du moteur contraignent le pilote à entreprendre un atterrissage de fortune dans la région de Grandson. Pour se poser, il choisit un champ d'environ 200 m de longueur, récemment ensemencé et bien roulé, qu'il croit être un pré. En courte finale, il aperçoit un chemin surélevé de 1 m à 1 m 50 au bout du champ ; encore en vol, il oblique de 30° à gauche pour éviter cet obstacle. A 1650 h, il atterrit correctement dans ce champ et y roule environ 70 m en freinant. Puis l'avion quitte le champ roulé et entre dans un gros labour, où la roue de pouce s'enfonce dans la terre meuble, causant la rupture de la jambe de train avant. Après avoir parcouru quelques mètres en glissant sur le nez, l'avion passe sur le dos.

#### 4. DOMMAGES

41. Deux passagers sont légèrement blessés.

42. L'avion est détruit.

43. Les dommages causés au sol sont insignifiants.

#### 5. CONSTATATIONS ULTERIEURES

51. Les traces relevées au sol montrent que l'avion a roulé en ligne droite ; les roues principales, en freinage constant, ont laissé des traces bien différenciées de celle de la roue de pouce, tournant librement.

52. Examen de l'épave

521. Le fuselage est déformé sur toute sa longueur. Le bord d'attaque de l'aile droite est enfoncé sur une longueur de 1,20 m à son extrémité et les attaches d'ailes ont été fortement déformées. Le toit de la cabine est enfoncé. L'avant du capot-moteur est brisé ; le bâti-moteur a été faussé par l'atterrisseur avant, qui lui est solidaire.

Les commandes de profondeur et de gauchissement fonctionnent, alors que celle de direction est bloquée par les déformations de la dérive.

Les volets d'atterrissage sont braqués à 30° en position d'atterrissage.

Les deux réservoirs d'essence contiennent chacun environ 10 US gallons de carburant.

522. Le cylindre no 3 du moteur est arraché et gît dans le capot-moteur. Son piston est cassé à la hauteur de l'axe ; ce dernier a disparu, ainsi que la partie inférieure du piston. La bielle, devenue libre, a martelé et déformé le carter du moteur. Une partie de l'huile du moteur, de couleur et de consistance normales, s'est répandue dans le capot-moteur. Les 8 goujons reliant le cylindre no 3 au carter sont cassés (v. annexe 2).

523. Après le démontage du moteur, un examen plus détaillé a encore révélé que le vilebrequin et l'arbre à cames portaient des traces de matage, que la bielle no 3 était déformée aussi bien près de son pied qu'au palier supérieur et que la rupture du piston no 3 était due à un effort de traction appliqué brutalement, sans que puisse être relevé de défaut préexistant. De plus, on a mesuré un jeu de dilatation des segments trop faible : 1,05 mm au lieu de 1,15-1,30 mm prescrit par le constructeur du moteur. La force nécessaire pour sortir de leur palier les douilles des axes des bielles intactes n'était que d'environ 5 kg et l'on a relevé des croûtes entre les douilles et les paliers. Enfin les surfaces de contact des deux moitiés du carter présentent d'importantes traces de "fretting" (corrosion de frottement).

524. Le rapport de travail du 28 mai 1970 concernant la révision totale du moteur ne mentionne aucune constatation susceptible d'être mise en rapport avec la panne ayant causé l'accident.

## 6. DISCUSSION

61. Le pilote détenait une licence valable et était qualifié pour entreprendre le vol au cours duquel l'accident s'est produit. L'enquête n'a fourni aucun indice permettant de douter que le pilote soit apte à ce vol quant à sa santé.



62. L'avion HB-OLS était accompagné de certificats d'admission à la circulation et de navigabilité valables et son entretien était conforme aux prescriptions en vigueur.

63. Les premières anomalies perçues par le pilote se sont produites au-dessus de Concise, alors que l'avion avait déjà parcouru plus de la moitié du trajet Neuchâtel-Yverdon. La décision du pilote d'atterrir à l'aérodrome d'Yverdon pour un contrôle était judicieuse, puisque les indications des instruments ne laissaient pas prévoir une panne brutale.

64. Le comportement du pilote après l'arrêt du moteur a été bon et l'atterrissage correct ; l'écart vers la gauche nécessité par le chemin surélevé aperçu en finale a provoqué l'accident en amenant l'avion vers un champ fraîchement labouré après une distance de roulage insuffisante pour un arrêt complet.

65. Les constatations faites sur le moteur avarié n'ont permis d'établir avec certitude ni la cause, ni le déroulement de la panne. Les traces relevées sur le carter permettent toutefois d'affirmer que l'axe de bielle no 3 était encore entier après la rupture du piston correspondant (v. annexe 2). Le jeu trop faible des segments, relevé après 250 heures de fonctionnement du moteur depuis la révision totale, n'exclut pas le grippage d'un piston. De plus, l'important "fretting" constaté sur les deux demi-carteres peut avoir été causé par un couple de serrage insuffisant des goujons reliant ces deux pièces ou par un défaut de planéité des surfaces de contact ; dans ce dernier cas, le couple de serrage des goujons, appliqué au montage, aurait pu se modifier par la suite.

66. Le serrage modéré des douilles d'axe de bielle, constaté sur les pièces restées sur l'avion, n'exclut pas que la douille de la bielle no 3 ait pu sortir de son palier et être détruite graduellement par contact avec le piston, donnant ainsi à l'axe un jeu de 1,6 mm dans le palier (v. annexe 3).

67. Sans qu'il soit possible d'en établir la cause, on peut admettre que la panne a été provoquée par un grippage du

piston no 3.

## 7. CONCLUSION

La commission arrive à l'unanimité à la conclusion suivante :  
L'accident est dû à un atterrissage forcé sur un terrain mou consécutif à une panne de moteur dont la cause n'a pu être déterminée avec certitude.

Berne, le 16 décembre 1971

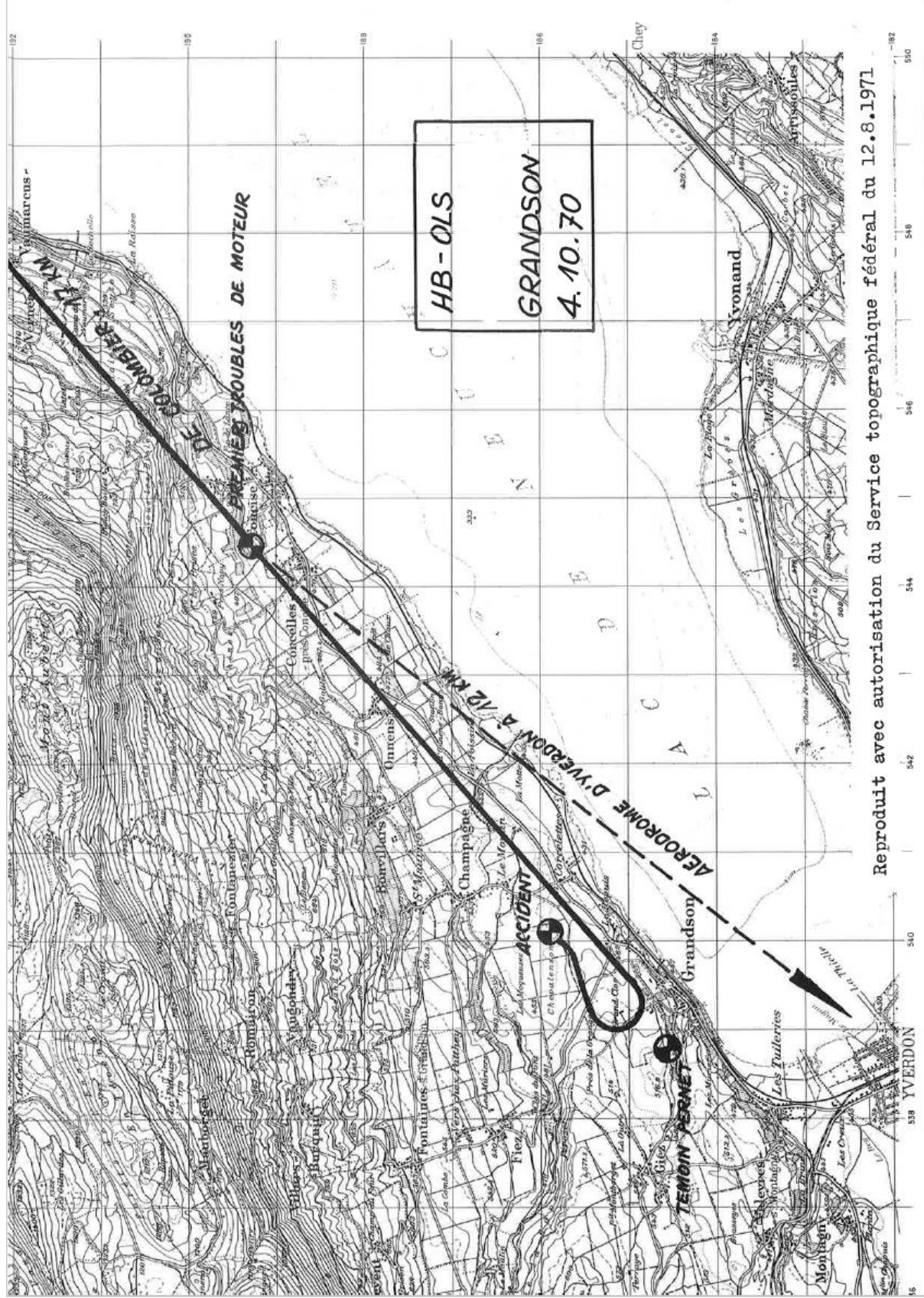
Etabli le 20 décembre 1971

### Cas analogues au cours des cinq dernières années :

HB-EBW, 25.8.1970, Altstetten/ZH (Rapport final no 596)

HB-ORW, 31.7.1968, Lac de Zurich/Zollikon (483)

HB-TUF, 10.12.1967, près de Birrhard/AG (454)



Reproduit avec autorisation du Service topographique fédéral du 12.8.1971

