



Rapport final de la Commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aviation

concernant l'accident

de l'avion Fokker 28-0100, PH - KLC

du 5 mars 1989

à l'aéroport de Genève-Cointrin

Zusammenfassung PH-KLC

Am 5. März 1989 flog das Flugzeug Fokker 100 PH-KLC den Kurs KL 321 Amsterdam-Genf. Der Start erfolgte um 1306 Uhr Lokalzeit; der Flug verlief normal. Am Schluss des Anfluges im automatischen Mode setzte das Flugzeug sanft um 1417 Uhr Lokalzeit auf die Piste 23 des Flughafens Genève-Cointrin auf. Unmittelbar danach traten am Flugzeug starke Vibrationen auf, nahmen zu bis das linke Hauptfahrwerkbein brach, worauf der linke Flügel die Piste streifte. In dieser Konfiguration rollte das Flugzeug weiter und kam am linken Pistenrand zum Stillstand.

Ursache

Der Unfall ist auf den Bruch des linken Hauptfahrwerkes nach dem Auftreten heftiger Vibrationen zurückzuführen.

Zum Unfall haben beigetragen:

- Ungenügende Dämpfung des Hauptfahrwerkes und seines Anschlusses an die Struktur als dynamisches System;
- Zufälliges, gleichzeitiges Auftreten von Faktoren, die eine Resonanzschwingung des linken Hauptfahrwerkes verursacht haben.

Avant-propos

Le retard avec lequel le présent rapport est publié est dû à la complexité de l'étude du phénomène des vibrations qui sont à l'origine de l'accident. Ce retard n'a cependant pas compromis la sécurité en général, étant donné que les modifications techniques nécessaires ont été entreprises au fur et à mesure du déroulement de l'enquête, en collaboration étroite avec les intéressés.

0. GENERALITES

0.1 Sommaire

Le dimanche 5 mars 1989, le Fokker 100 PH-KLC assure le vol KL 321 Amsterdam-Genève. Le décollage a lieu à 1306 h* et le vol se déroule normalement. Au terme de l'approche effectuée en mode automatique, l'avion se pose en douceur sur la piste 23 de l'aéroport de Genève-Cointrin à 1417 h. Immédiatement après, l'avion subit de fortes vibrations allant s'amplifiant, la jambe gauche du train d'atterrissage se brise et l'aile gauche touche la piste. L'avion poursuit sa course dans cette configuration et s'immobilise sur le bord gauche de la piste.

Les occupants sont indemnes, l'avion endommagé.

Causes

L'accident est dû à la rupture du train d'atterrissage principal gauche consécutif à l'apparition de violentes vibrations de ce dernier.

Facteurs ayant contribué à l'accident:

- amortissement insuffisant du système dynamique constitué par le train d'atterrissage principal et son interface sur la structure;
- conjonction aléatoire de facteurs ayant entraîné la mise en résonance du train d'atterrissage principal gauche.

0.2 Enquête

L'accident s'est produit à 1417 h. Alerté par le Bureau fédéral d'enquête sur les accidents d'aviation, l'enquêteur est arrivé à l'aéroport de Genève-Cointrin à 1630 h. L'avion accidenté, qui bloquait la piste unique, venait d'être transporté dans un hangar et les débris provenant du train d'atterrissage et de l'aile avaient été déblayés de la piste.

L'enquête a été menée par Jean-Pierre Weibel avec la collaboration du bureau d'enquête sur les accidents du Département de l'aviation civile (RLD) néerlandais (Etat constructeur). Au cours

* Sauf indication contraire, les heures mentionnées dans ce rapport le sont en heure locale (TU + 1).

de l'enquête et au vu de la complexité des problèmes techniques, il a été fait appel à plusieurs spécialistes membres du team d'enquête sur les accidents à caractère de catastrophe, soit MM. Hans Keller (groupe des enregistreurs de vol) et Eduard Buser (systèmes). L'enquête a bénéficié de l'appui technique de Swissair, qui, en tant qu'exploitant d'une flotte de Fokker 100 (comptant 11'662 atterrissages sur ce type au 5 mars 1989), disposait des spécialistes et de l'outillage adéquats.

En outre, les constructeurs concernés, soit Fokker (cellule et intégration du système de freinage), Dowty-Rotol (train d'atterrissage) et Loral (roues et freins), ont apporté leur concours à l'enquête, de même que le Laboratoire fédéral d'essais des matériaux (LFEM) à Dübendorf (mécanique de rupture et matériaux).

Aux fins de coordination et d'information réciproque, des rencontres ont eu lieu selon les nécessités et l'état d'avancement de l'enquête.

1. FAITS ETABLIS

1.1 Déroulement du vol

Dimanche 5 mars 1989, le Fokker 100 PH-KLC assure le vol KL 321 Amsterdam-Genève, avec deux pilotes, trois hôtesses et 95 passagers à son bord. C'est le capitaine X., sur le siège de gauche, qui effectue l'approche vers la piste 23 de l'aéroport de Genève-Cointrin; le capitaine Y., sur le siège de droite, fonctionne comme copilote et Training Captain. L'approche, initialement trop rapide, est corrigée à temps et se conclut à 1417 h par un atterrissage automatique, décrit par l'équipage comme remarquablement doux. Immédiatement après le contact avec le sol se produisent des vibrations qui vont s'amplifiant et l'aile gauche s'abaisse.

En conjuguant leurs efforts aux commandes et aux freins, les pilotes parviennent à maintenir l'avion sur la piste. L'avion s'immobilise sur la gauche de cette dernière, au droit de l'entrée de la voie de roulage rapide D, environ 1040 mètres après le premier contact (annexes 1 et 2).

L'alarme ayant été donnée par la tour de contrôle sur demande de l'équipage et par la vigie du Service de sécurité de l'aéroport (SSA) en bordure de piste avant même que l'avion se soit immobilisé, le SSA intervient immédiatement. De son côté, l'équipage fait évacuer l'avion sans retard par les deux portes avant, par les deux issues de secours au droit de l'aile droite et par l'une de celles leur faisant face à gauche.

L'avion bloquant la piste unique de l'aéroport, ce dernier est fermé à tout trafic.

1.2 Tués et blessés

	Equipage	Passagers	Autres
Mortellement blessé	--	--	--
Grièvement blessé	--	--	--
Indemne	5	95	

1.3 Dommmages à l'avion

L'avion a été gravement endommagé.

1.4 Autres dommages

Les équipements suivants ont été détruits par l'avion PH-KLC:

- deux panneaux de direction de la voie «Y»
- deux feux HI-LI
- deux feux de bord de voie d'accès

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Pilote X. (commandant, sur le siège de gauche)

Ressortissant néerlandais, né en 1948, licence néerlandaise de pilote de ligne B1 (ATPL) du 18 décembre 1980, valable jusqu'au 1^{er} juin 1989. Types inscrits: DC-9, Fokker 100.

Expérience de vol

Total: 9726 h, dont 18 h sur le type en cause

Au cours des
trois derniers mois: 18 h, toutes sur le type en cause.

1.5.2 Copilote Y. (Training Captain, sur le siège de droite)

ressortissant néerlandais, né en 1935, licence néerlandaise de pilote de ligne B1 (ATPL) du 19 mars 1985, valable jusqu'au 1^{er} décembre 1989. Types inscrits: DC-9, Fokker 100.

Expérience de vol

Total: 6210 h, dont 26 h sur le type en cause

Au cours des
trois derniers mois: 26 h, toutes sur le type en cause.

1.5.3 Personnel de cabine

- Ressortissante néerlandaise, licence néerlandaise (Crew Member Certificate), 3 ans 11 mois d'expérience;
- Ressortissante néerlandaise, licence néerlandaise (Crew Member Certificate), 9 mois d'expérience;
- Ressortissante néerlandaise, licence néerlandaise (Crew Member Certificate), 11 mois d'expérience.

1.6 Renseignements sur l'avion PH-KLC

Type: F.28-0100
Constructeur: Fokker B.V., NL 1117 ZJ Schiphol, Pays-Bas
Caractéristiques: Avion de transport biréacteur
Année de construction/
Numéro de série: 1988 / 11268
Moteurs: Rolls Royce Tay RB 183-03 MK620-15, poussée 61600 N chacun
Certificat de navigabilité: catégorie T (Transport) du 27 janvier 1989, valable jusqu'au 27 janvier 1990.
Propriétaire et exploitant: KLM (Royal Dutch Airline) Amsterdamseweg 55, NL 1182 Amstelveen, Pays-Bas
Heures de service: 133 heures avec 268 atterrissages
Dernier contrôle périodique: contrôle de 125 heures, à 115 h avec 253 atterrissages
Masse et centre de gravité: Masse maximum autorisée au décollage: 44450 kg
Poids actuel au décollage: 41111 kg
Masse maximum autorisée à l'atterrissage: 39900 kg
Masse lors de l'accident: 38671 kg
La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites.
Constructeur du train: Dowty Rotol Ltd, Gloucester, G.B.
Constructeur des roues et des freins: Loral, Akron (Ohio), USA

Chaque jambe du train d'atterrissage principal est composée d'un fût en alliage léger à haute résistance, comportant dans sa partie supérieure les attaches du train sur la cellule de l'avion et dans sa partie inférieure l'articulation du compas de guidage du train ainsi que le logement de l'amortisseur.

Les deux roues de chaque train et les freins sont fixés sur une pièce en acier à haute résistance, comportant l'articulation inférieure du compas de guidage et dont la partie supérieure coulisse dans le fût abritant l'amortisseur.

Le système de freinage comporte des disques multiples en carbone et il est actionné par un circuit hydraulique équipé d'un système antiblocage sur chaque roue ainsi que d'un système de freinage automatique (Automatic Brake System, ABS), développé par Fokker. Armé avant l'atterrissage, l'ABS a pour fonction d'assurer automatiquement un freinage optimal (avec trois niveaux de décélération choisis au préalable) au toucher des roues (dès que la vitesse de rotation de deux de ces dernières a atteint l'équivalent de 50 noeuds), la commande des gaz étant au ralenti. Son fonctionnement répond à une séquence bien précise, au cours de laquelle la pression hydraulique est d'abord ajustée à un premier palier, destiné à éliminer préalablement l'effet du jeu pouvant exister entre les garnitures et les disques de frein, avant d'atteindre la valeur correspondant au niveau choisi. Une pulsion de freinage indique aux pilotes que l'ABS a été activé.

1.7 Conditions météorologiques

(Selon le Centre météorologique de Genève-Aéroport du Service de climatologie de la Suisse romande)

1.7.1 Situation météorologique générale

Anticyclone centré sur les Alpes. En altitude, vents de nord-ouest 5 à 15 noeuds. 0° à 2700 mètres.

1.7.2 Situation locale (Métars de Genève-Cointrin)

	12h50 TU	13h20TU
Vent:	110°, 5 kt	080°, 4 kt
Visibilité:	10 km ou plus	10 km ou plus
Temps significatif:	-	-
Nuages:	1 Ci, 30 000 ft	1 Ci, 30 000 ft
Température:	10°C	11°C
Point de rosée:	2°C	3°C
QNH:	1023 Hpa	1023 Hpa
QFE:	974,4 Hpa	974,1 Hpa

Etat de la piste: sec (terrain en-dehors de la piste: mouillé)

1.8 Aides à la navigation

Toutes les installations utilisées par le vol KL 321 fonctionnaient normalement.

1.9 Télécommunications

Les liaisons radio entre l'équipage et les services de la navigation aérienne de Genève se sont déroulées normalement.

1.10 Aérodrome et installations au sol

Au moment de l'accident, la piste en béton 23 était en service. Elle mesure 3900 m de long et 50 m de large. Son état dans la zone où s'est produit l'accident ne donne lieu à aucune remarque.

1.11 Enregistreurs de bord

L'avion PH-KLC était équipé d'un enregistreur digital de paramètres de vol Universal Flight Data Recorder (UFDR) Sunstrand, P/N 980-4100-DXUN, S/N 3606, et d'un enregistreur d'ambiance Cockpit Voice Recorder (CVR) Fairchild P/N 03-A100-80, S/N 53 846. Tous deux ont fonctionné normalement lors de l'accident.

Il était en outre équipé d'un enregistreur des paramètres «avion» Aircraft Integrated Data System Recording (AIDS) optionnel, dont le fonctionnement n'avait pas encore atteint le degré de fiabilité attendu par l'utilisateur.

1.12 Renseignements sur l'impact et l'avion accidenté

1.12.1 Après 430 mètres environ de roulage, la jambe gauche du train d'atterrissage principal s'est rompue et s'est séparée de l'avion. L'avion s'est alors affaissé à gauche et l'extrémité de l'aile gauche a touché le sol au fur et à mesure que le moignon restant de la jambe de train était raboté par le frottement sur la piste (annexe 3).

1.12.2 A l'exception de l'impact sur la structure de l'avion dû à des débris du train arraché, les dégâts sont limités à l'aile gauche et au train d'atterrissage:

- le fût du train d'atterrissage principal gauche (Main Fitting) est brisé au tiers supérieur environ de sa hauteur, la surface de rupture originale n'étant que partiellement visible, du fait du frottement sur le béton de la piste (annexe 4);
- le compas de guidage est brisé à l'articulation, qui s'est également rompue, la partie portant la tête n'est plus en place et la partie restante est déformée par flexion; le bras supérieur du compas été retrouvé sur la piste, avec son attache sur le fût du train alors que le bras inférieur est resté solidaire de la partie du train portant les roues et les freins (annexes 5, 6 et 7);
- les conduites de frein (2 conduites hydrauliques et 2 conduites électriques triples) sont arrachées;
- la partie inférieure de la jambe de train est brisée en deux parties principales, soit le haut du tube d'acier de l'amortisseur (Sliding Member) d'une part et le bas portant les freins et les roues (annexe 8);

- le volet hypersustentateur interne gauche, en position 25°, est endommagé, sorti de son entraînement et porte des traces de caoutchouc;
- le volet hypersustentateur externe gauche, en position 25°, est endommagé au bord de fuite;
- le carénage interne de l'entraînement des volets est déformé et endommagé par frottement;
- le carénage externe de l'entraînement des volets est endommagé par frottement;
- le karman gauche présente les traces de l'impact des roues du train gauche;
- l'extrémité de l'aile gauche est endommagée par frottement sur son intrados, sur environ 2,5 m, une partie de la structure ayant même été arrachée;
- le bord d'attaque de l'aile gauche présente diverses déformations et traces de peinture rouge à son extrémité et à 1,7 m environ de celle-ci;
- l'extrados de l'aile, sali par des traces d'herbes, présente des déformations juste devant le bord de fuite, entre les carénages de l'entraînement des volets;
- des traces de caoutchouc et d'impacts divers sont visibles sur la partie arrière gauche du fuselage, au droit du réacteur, ainsi que sous le support du réacteur gauche;
- le déflecteur du pneu avant gauche est complètement déchiqueté (annexe 9);
- la partie inférieure de l'atterrisseur, retrouvée sur la piste, présente une surface de rupture franche et de fraîche date (annexe 6);
- le mécanisme d'ouverture de l'issue de secours gauche arrière non utilisée est en bon état et les plombs en sont intacts.

1.12.3 Les débris du fût de la jambe d'atterrisseur accidentée ne correspondant pas à l'entier de cette pièce, une action de recherche sur les deux bords de la piste a été ordonnée. La présence d'une piste unique ne laissant qu'un laps de temps compris entre minuit (dernier atterrissage avant le couvre-feu) et 6 heures (premier décollage autorisé), cette recherche a eu lieu dans la nuit du 12 au 13 avril 89, avec l'aide d'un détachement de l'armée suisse, muni de trois appareils détecteurs de métal et d'un équipement d'éclairage. Il n'a été retrouvé que des débris insignifiants pour l'enquête.

1.13 Renseignements médicaux

Rien n'indique que l'équipage n'était pas en bonne santé au moment de l'accident.

1.14 Incendie

Aucun incendie ne s'est déclaré.

1.15 Survie

L'accident s'étant déroulé sans choc ni incendie et le fuselage de l'avion n'ayant pas été endommagé de façon significative, l'évacuation a pu se dérouler dans de bonnes conditions, malgré une certaine indiscipline de la part des passagers.

Ce comportement n'a pas eu de conséquence négative du fait qu'aucun incendie ne s'est déclaré.

Les services de l'aéroport, alertés avant même l'immobilisation de l'avion, sont arrivés sur place à temps pour aider à l'évacuation des occupants.

1.16 Antécédents et incidents similaires

1.16.1 Dans un rapport établi en janvier 1988 en vue de l'homologation du train d'atterrissage, la maison Fokker mentionne plusieurs cas de vibrations du train principal du Fokker 100, et ce dès janvier 1987.

En avril 1987, de violentes vibrations sont mentionnées lors d'un atterrissage effectué avec volets à 42° et sans l'utilisation des lift dumpers; les vibrations ont été perçues entre 110 et 90 noeuds environ. L'examen du train a révélé que l'axe du compas du train de droite était déformé en flexion.

Le 27 juin 1987, lors d'un essai de shimmy faisant partie du programme d'analyse du comportement dynamique du train principal, l'axe du compas du train de droite s'est rompu, ce qui a entraîné des dégâts aux roues et aux pneus.

Le 31 juillet 1987, dans le cadre d'essais en vue de l'homologation d'un réacteur, l'avion PH-MKH type Fokker 100 servant de prototype effectuait un atterrissage en survitesse; la jambe droite du train d'atterrissage principal s'est rompue à une vitesse supérieure à 160 noeuds - l'amortisseur étant entièrement détendu - et la partie inférieure s'est séparée. La morphologie de la rupture est similaire à celle observée sur l'avion PH-KLC (annexes 10 et 11).

Le rapport relève notamment que les vibrations se produisent alors que l'amortisseur du train n'a encore effectué qu'une faible course. Il est alors supposé qu'une rigidité insuffisante en torsion est l'un des facteurs importants pour l'apparition de vibrations, par suite d'une séparation insuffisante des fréquences propres des différents modes de vibration.

L'introduction d'un compas plus long et plus rigide est alors décidée. L'avion PH-KLC incorporait cette modification.

1.16.2 Le 18 février 1989, au terme d'une approche conduite par des conditions de vent défavorables, l'avion PH-KLC a effectué un atterrissage dur sur l'aéroport de Stavanger (Norvège). Après un contrôle sommaire, faute d'équipement de levage de l'avion, ce dernier a été ramené à sa base de Schiphol. Une inspection conforme aux prescriptions applicables en cas d'atterrissage dur n'a révélé aucune anomalie et l'avion a été remis en service sans restrictions.

1.16.3 Dans le but d'éviter autant que possible les conditions pouvant conduire à l'apparition de vibrations du train principal, compte tenu des constatations faites lors de l'enquête sur l'accident du PH-KLC, une consigne de navigabilité BLA nr. 89-33 émise par le Département néerlandais de l'aviation civile le 8 mars 1989 puis amendée plusieurs fois apportait notamment les restrictions suivantes dans l'exploitation du Fokker 100:

- interdiction d'atterrir avec les volets sortis à 25° ou moins, sauf cas d'urgence (p.ex. panne de réacteur, défaillance des volets);
- interdiction d'atterrir sans que les Lift Dumpers soient armés;
- interdiction d'utiliser le système automatique de freinage lors de l'atterrissage;
- si les freins doivent être utilisés au-dessus de 100 noeuds, ils doivent être appliqués fermement;
- limitations de la composante admissible de vent arrière:
 - 5 noeuds pour une masse égale ou supérieure à 35000 kg
 - 10 noeuds pour une masse inférieure à 35000 kg;

L'apparition de vibrations a pourtant été signalée encore plusieurs fois par des équipages, mais sans que des dommages aient été constatés sur les trains des avions concernés lors des inspections effectuées sur la base de ces rapports.

Cette consigne a été annulée pour les avions équipés d'un amortisseur de shimmy, monté sur l'axe du compas, certifié par le Département néerlandais de l'aviation civile (BLA nr. 90-022 du 29 juin 1990).

Deux autres consignes de navigabilité imposaient l'introduction d'une soupape de non-retour dans le système de frein (1.6.1989) et l'installation d'un ressort de rappel des pédales de freins plus ferme (27.6.1989).

1.16.4 Le 27 février 1990, le Fokker 100 PH-KLE effectuait des vols d'entraînement sur l'aéroport de Montpellier, en France, pour la qualification d'équipages de la compagnie française Air Littoral. Un pilote d'Air Littoral occupait le siège de gauche, un instructeur de la compagnie KLM le siège de droite et un autre pilote d'Air Littoral un strapontin. Une dérogation aux limites opérationnelles alors en vigueur pour ce type avait été accordée par les autorités compétentes.

Lors de l'atterrissage après trois tours de piste, effectué en monomoteur simulé, le train principal droit est entré en vibration. Ce phénomène a provoqué l'éclatement du fût du train, sans toutefois que la jambe du train se sépare complètement de l'avion, qui a pu regagner le parking par ses propres moyens.

Lors de l'incident, la masse de l'avion était de 33800 kg, les volets hypersustentateurs sortis à 25° et la vitesse par rapport au sol de 149 noeuds (compte tenu d'un vent de dos moyen de 5 kt augmentant à 9 kt immédiatement avant le toucher des roues. L'atterrissage a été relativement dur (1,5 g).

L'examen visuel de la morphologie de la rupture par les enquêteurs français montre une similitude avec les constatations faites sur le PH-KLC à Genève.

1.17 Investigations spéciales

1.17.1 Dépouillement des enregistreurs de bord

Le dépouillement des enregistreurs s'est concentré sur le laps de temps débutant alors que l'avion atteint environ 100 pieds/sol et allant jusqu'à ce que l'équipage coupe l'alimentation électrique de l'avion au moment où débute l'évacuation des occupants, une minute environ après le toucher des roues de l'avion.

1.17.1.1 Enregistreur des paramètres de vol (UFDR)

Le dépouillement a été effectué chez Fokker sous la direction du bureau d'enquête sur les accidents du RLD (annexe 19).

Il est possible de situer le toucher des roues à un temps de référence de 14 h 16 min 35 sec environ et la rupture du fût du train gauche 6" plus tard.

Les paramètres suivants ont été enregistrés lors du toucher des roues:

- Vitesse vraie (Ground Speed) 149 noeuds

- Puissance des réacteurs:

EPR = 1.082 / N_1 = 38.5 (gauche) — [valeurs correspondant
EPR = 1.079 / N_1 = 37.8 (droite) — au ralenti]

- Accélération verticale 1.12 g

- Angle d'incidence de l'avion 2.9°

- Angle de roulis -1° (train gauche en bas)

- Dérive - 3°

- Lift Dumpers armés

La vitesse décroît jusqu'à 43 noeuds environ, valeur atteinte après 24 secondes environ, moment auquel ce paramètre est perdu dans l'enregistrement.

La perte successive de divers paramètres ne permet pas de situer de façon fiable dans le temps l'immobilisation de l'avion.

Immédiatement après le toucher des roues, les Lift Dumpers sortent, les inverseurs de poussée sont déployés, puis rentrés après moins de 30 secondes.

Le régime des réacteurs augmente peu après le toucher des roues, pour atteindre son maximum après 16 secondes environ:

EPR = 1.557 / N_1 = 84.5 (gauche)
EPR = 1.617 / N_1 = 82.6 (droite)

pour diminuer jusqu'à l'arrêt des réacteurs par l'équipage.

Environ 6 secondes après le toucher des roues, on relève une pointe de 1.30 g pour l'accélération verticale. La vitesse est alors de 132 noeuds (ce paramètre disparaît ensuite de l'enregistrement).

Après une première pointe de - 0.06 g au toucher des roues, l'accélération longitudinale varie entre - 0.03 et - 0.29 g, valeur atteinte après 6 secondes environ, pour osciller ensuite entre - 0.15 et des pointes allant jusqu'à - 0.48 g.

L'enregistrement ne permet pas de déterminer si et le cas échéant quand l'alimentation en carburant a été coupée par l'équipage.

La fréquence de balayage des paramètres - 4 fois par seconde pour les accélérations longitudinale et verticale - est insuffisante pour qu'on puisse tirer des informations concernant les vibrations.

1.17.1.2 Enregistreur d'ambiance (CVR)

Le dépouillement des conversations s'est concentré sur le canal restitué par le microphone dans le cockpit (annexe 12).

L'analyse des fréquences, effectuée sur les installations du National Transportation Safety Board (NTSB), à Washington, ainsi que celles de Fokker, à Schiphol, a mis en évidence l'apparition durant l'atterrissage d'une vibration de fréquence de 16 Hz environ, avec une amplitude maximale atteinte de 3 à 5 secondes après le toucher des roues.

1.17.1.3 Enregistreur de paramètres «avion» (AIDS)

Le manque de maturité opérationnelle de cet enregistreur a limité le volume de données fiables. Le grand nombre de paramètres comprend certaines données importantes pour l'enquête; toutefois, le fait qu'elles soient enregistrées par balayage d'un grand nombre de canaux conduit à une bande passante trop faible pour l'analyse des vibrations subies par l'avion.

Les paramètres qui ont pu être dépouillés sont cohérents avec ceux fournis par le DFDR.

1.17.2 Vérifications dimensionnelles et fonctionnelles

L'ensemble du train d'atterrissage (gauche - pour autant que l'état d'endommagement le permette -, droit et avant) a été soumis à un contrôle dimensionnel complet, portant sur la géométrie des composants et sur les dimensions des axes et des alésages.

Dans un premier temps, ces mesures ont été faites à Genève par des spécialistes de Swissair qui exploitait à ce moment la plus grande flotte de Fokker 100 et disposait de l'outillage spécialisé, de KLM et de Fokker.

Dans un deuxième temps, les trains droit et avant ont été remis au constructeur Dowty Rotol pour examen en usine.

A l'exception des composants endommagés du train d'atterrissage gauche, l'ensemble des mesures n'a révélé aucun dépassement des tolérances admissibles. L'examen détaillé des pneus du train principal de gauche n'a décelé aucun défaut ni anomalie.

Il est notamment à relever que les trains droit et avant, soumis à des efforts asymétriques exceptionnels, n'ont subi aucun dommage autre que sur les pneumatiques.

L'examen approfondi et les essais de fonction auxquels a été soumis l'ensemble du train principal droit (roues, freins, Automatic Braking System, Antiskid) chez Fokker, Dowty-Rotol et ABS [anciennement Loral] n'ont révélé ni défectuosité, ni anomalie.

1.17.3 Analyse métallurgique et mécanisme de rupture

Après un examen visuel sur place, notamment par les constructeurs de l'avion, du train d'atterrissage ainsi que des roues et des freins, le train d'atterrissage gauche a été soumis au Laboratoire fédéral d'essais des matériaux (LFEM) à Dübendorf pour un examen approfondi.

Le procès-verbal du LFEM, N° 115'363, traite des points suivants:

1. Inspection de l'état du matériel soumis
2. Analyse chimique et caractéristiques mécaniques
3. Analyse métallurgique.

(Les photographies et les croquis de l'annexe 13 sont tirés de ce document).

Les conclusions de ce rapport sont les suivantes:

"

4. CONCLUSION

There are many reasons to assume that the failure of the main landing gear (MLG) was started by an initial fracture of the main fitting (MF) near its lower end (see Sec. 1.4). Thus the testing efforts were concentrated on the material of the MF, a high strength aluminium alloy similar to Type AA 7075 T6. It was found that the tensile properties as well as the reduction of area and the elongation at fracture fulfil the requirements of the corresponding specification. The metallographical investigation also showed no particular metallurgic imperfections or any other irregularities in the metallurgic structure (Ref. 2 and Ref. 4, Sec. 1.2). The material of the other main structural parts involved in the failure process, such as sliding member or apex pin, also fulfil the corresponding requirements.

Since the initial fracture appeared to be macroscopically brittle to a high degree, the material was additionally tested under more severe conditions with respect to brittle behaviour such as impact tests on notched and smooth specimens, tensile tests under increased strain rates and fracture mechanics tests.

The fracture energy of the ISO-V-notch impact tests turned out to be considerably lower in transverse (T-L) direction than in the longitudinal direction (I-S), indicating reduced toughness properties in transverse direction (Ref. 3, Sec. 4). Indeed, the fracture toughness under impact condition was found to be relatively low in the transverse direction, but was still within the range of the expected static values for this alloy. Taking this low toughness and the relatively large local wall thickness into account, macroscopically brittle behaviour must be expected. Additionally, the impact test on unnotched (smooth) bending specimens showed some unfavorable influence of the original outer surface zone (where the initial fracture started) on the fracture energy and on the dynamic ultimate tensile strength in bending (Ref. 5, Sec. 4). This effect is probably due to increased anisotropy in the surface zone resulting from the forging process and to the anodized surface layer. Nevertheless, the dynamic ultimate strength derived from impact tests with bending specimens containing the original surface was still above the specified ultimate tensile strength. Taking into account the results of the mechanical testing and the fact that no strength-reducing effects such as fatigue cracks or environmental effects were found by the fractographical and metallographical investigation (see Ref. 2, Sec. 1.1), it appears to be very unlikely that the service fracture could occur due to local stresses below the specified limiting values. This means that the initial fracture is probably caused by an overload (see Sec. 3.1). Here the term "overload" is used in its general sense and may mean "excessive loads" or "underdesign" as well. It would be necessary to perform further investigations to clarify these questions.

The supposition of an overload as the reason for failure is confirmed by the location and the orientation of the first occurring material separation, which led to the primary fracture:

This location and orientation coincide with what is probably one of the most severely loaded sections of the MF. At this section, the main contribution to the local peak stress may be related to the load acting from the torque link to the MF. Thus the conclusion can be drawn, that the MF could not withstand the dynamic landing forces.

The Experts

A. Skolnik, Dipl. Masch. Ing. ETH
Dr. R. Huwiler
Dr. J. Woodtli
Dr. H.J. Schindler

EMPA Dübendorf

Physical Metallurgy
and Metallography

Section Head:

Dr. M. Roth

"

En résumé, il en résulte que ni les caractéristiques des matériaux utilisés, ni la qualité de leur mise en oeuvre ne sont en cause, mais que la rupture est due à une surcharge dynamique.

1.17.4 Analyse dynamique et essais

Le fait que des vibrations survenues sur le type en cause avaient déjà entraîné des incidents de divers degrés de gravité ainsi que l'absence d'indices indiquant une malfonction ou des défauts préexistants ont orienté l'enquête vers un phénomène dynamique comme cause de la rupture constatée.

1.17.4.1 Analyse Fokker

Parmi tous les points examinés dès le début de l'enquête comme étant susceptibles de provoquer des vibrations selon le mode torsion-flexion, les plus importants sont:

- décalage entre fréquences propres du train tel que monté sur l'avion, notamment torsion et flexion
- masse de l'avion
- vitesse de roulage
- état d'extension de l'amortisseur
- vitesse d'écrasement de l'amortisseur
- incidence de l'avion

- balourd des pièces en rotation (roues, pneus, freins)
- vitesse verticale lors du toucher des roues
- roulage en crabe
- tolérances dans les assemblages du train, y compris roues et freins
- pression de freinage et évolution de cette pression
- matériau des disques de freins
- utilisation des Lift Dumpers.

Le constructeur a porté son action sur trois points:

1. Analyse théorique du comportement dynamique de l'ensemble train d'atterrissage / avion
2. Vérification expérimentale des modèles et des données analytiques
3. Développement de solutions propres à éviter l'apparition de vibrations pouvant conduire à la rupture.

Analyse théorique

Cette analyse s'appuie sur différents modèles mathématiques, développés par Fokker et en collaboration avec un groupe d'experts indépendants. Elle conclut que la conjonction de différents facteurs parmi ceux énumérés plus haut peut aboutir à un amortissement pratiquement nul des vibrations en mode combiné torsion-flexion latérale, qui est celui sous lequel a cédé le train, la fréquence de résonance se situant entre 11 et 20 Hz dans les conditions correspondant à l'atterrissage, avec un amortissement critique descendant jusqu'à moins de 5%.

Vérification expérimentale

Par des essais de roulage et d'atterrissage avec des avions du type en cause, équipés pour mesurer les différents paramètres significatifs et, lors de certains essais, préparés pour tenter de provoquer des vibrations dans une situation contrôlée, les spécialistes de Fokker se sont efforcés de vérifier les données obtenues par l'analyse théorique. La vitesse était limitée de façon à prévenir tout dommage important en cas de vibrations.

Parallèlement, des essais dynamiques au banc ont aussi eu pour but l'obtention de situations critiques en ce qui concerne les vibrations.

Un train d'atterrissage complet a notamment été monté sur une structure simulant la réponse de la structure de l'avion et soumis à des essais dynamiques sur le banc d'essai de la maison Lorai (aujourd'hui Aircraft Braking Systems Corp. ABS) à Akron (Ohio), aux Etats-Unis. Un système de mesure a permis la

vérification de la simulation par comparaison avec les valeurs obtenues sur avion.

Ils ont mis en évidence une fréquence propre voisine de 16 Hz.

Aucun de ces essais n'a permis d'observer l'apparition des vibrations de la sévérité de celles ayant conduit à l'accident.

Prévention des vibrations

Partant de la constatation que pouvait survenir en service une conjonction de facteurs aboutissant à un amortissement proche de zéro des vibrations en torsion, Fokker a développé un amortisseur de torsion pour le train principal, monté entre les deux branches du compas sur l'axe d'articulation; il s'agit de l'adaptation aux conditions du Fokker 100 d'un modèle utilisé sur les McDonnell-Douglas DC-9 et dérivés.

L'homologation de cet amortisseur a permis de lever les restrictions opérationnelles frappant le Fokker 100 après l'accident.

1.17.4.2 Analyse Dowty Rotol

Le constructeur du train d'atterrissage s'était déjà penché en 1988 sur le comportement dynamique du train du Fokker 100, à la suite des incidents mentionnés sous 1.16. Dans un rapport établi le 31.8.1988 sur une étude des caractéristiques vibratoires du train, Dowty Rotol s'était livré à une analyse critique des diverses mesures possibles, parmi lesquelles il convient de mentionner l'adoption d'un compas plus long.

Dowty Rotol a procédé après l'accident à une analyse dynamique de l'atterrisseur principal à l'aide de son propre modèle mathématique, notamment pour vérifier la corrélation entre les résultats donnés par ce dernier et ceux relevés lors des essais mentionnés plus haut. Le rapport correspondant relève que dans certaines conditions géométriques et à une vitesse de roulage d'environ 110 noeuds, l'amortissement en torsion peut descendre à 1.5%. Il mentionne qu'avec l'adjonction de l'amortisseur prévu, cette valeur atteint au moins 8 à 10% à environ 195 noeuds et augmente au fur et à mesure que la vitesse diminue.

2. ANALYSE

2.1 Les antécédents du type en cause, les constatations faites par l'équipage de l'avion PH-KLC, la morphologie de la rupture du fût du train principal, les traces relevées sur la piste, l'absence de défauts et les analyses tant théoriques qu'expérimentales effectuées par le laboratoire fédéral d'essais des matériaux (EMPA), les constructeurs de l'avion, du train d'atterrissage et des freins permettent d'attribuer l'accident à des vibrations en torsion-flexion non amorties, dans un domaine de fréquence voisin de 16 Hz.

Ces vibrations se sont amplifiées au point que les forces agissant sur la jambe gauche du train ont dépassé les valeurs de

calcul auxquelles répondaient tous les éléments du train d'atterrissage ainsi que ses attaches sur la cellule.

L'apparition de vibrations d'une telle amplitude lors d'un atterrissage effectué de façon parfaitement normale résulte de la conjonction aléatoire d'un certain nombre de facteurs, soit principalement:

- la masse de l'avion à l'atterrissage
- la vitesse d'atterrissage
- l'état d'extension de l'amortisseur
- l'incidence de l'avion
- la pression de freinage et l'évolution de cette pression
- les caractéristiques dynamiques des roues, des freins, des pneus et de la structure,

sans qu'il soit possible d'évaluer de façon précise l'influence de chacun de ces facteurs. On peut toutefois conclure que la vitesse d'atterrissage élevée - 147 noeuds - presque identique à celle constatée lors de l'incident de Montpellier, a joué un rôle prédominant.

Par contre, la vitesse verticale lors du toucher des roues ne semble pas jouer de rôle important, puisqu'elle a conduit à une accélération verticale de 1.12 g à Genève (correspondant à une vitesse verticale d'impact voisine de 0.1 m/sec) et 1.5 g à Montpellier.

Le début des vibrations en torsion-flexion violentes se situe peu après le toucher des roues. On peut évaluer la vitesse à environ 140 noeuds à ce moment.

Le dépouillement des divers enregistrements et les traces relevées sur la piste permettent de situer à environ 430 mètres du toucher des roues, soit après quelque 6 secondes, la rupture de la jambe de train gauche. A partir de ce moment, l'avion poursuit sa course sur les roues des trains droit et avant, ainsi que sur le moignon du fût du train gauche. Ce moignon est raboté par le frottement sur la piste jusqu'à ce que l'aile gauche prenne contact avec le sol et soit à son tour soumise à ce frottement.

2.2 La séquence de rupture a débuté par une fissuration sur le fût en alliage léger (Main Fitting), qui s'est propagée jusqu'à la rupture entre la partie supérieure, qui est alors entrée en contact avec la piste et a été rabotée par le frottement sur cette dernière, et la partie inférieure dans laquelle coulissait le tube portant les roues et les freins (Sliding Member), qui s'est séparée de l'avion.

La rupture du fût a entraîné celle de la tige d'amortisseur (Sliding Member) solidaire de la partie inférieure du train ainsi

que celle du compas de guidage; il s'agit donc là de dommages secondaires, de même que ceux causés au fuselage, aux ailes et aux pneus du train avant.

Le complexe phénomène de résonance décrit ci-dessus est bien connu dans le domaine de la dynamique. On sait en particulier que le renforcement des pièces concernées peut se révéler insuffisant dans les cas où l'amortissement du système dynamique descend en-dessous d'un seuil critique. C'est ainsi que les modifications introduites après l'accident survenu en juillet 1987, dont celle du compas de guidage, ne constituaient pas un remède au phénomène ayant conduit à la rupture.

La vitesse d'atterrissage relativement élevée, consécutive à la position des volets hypersustentateurs (25°), contribuait à diminuer le facteur d'amortissement du système dynamique constitué par l'ensemble du train d'atterrissage et son attache sur la cellule, comme l'ont établi les analyses ultérieures.

2.3 Au terme de l'approche finale, les paramètres de vol au moment du toucher des roues étaient normaux. La position des volets était conforme aux prescriptions en vigueur. L'équipage n'avait aucune influence sur l'apparition des vibrations.

2.4 Le comportement des pilotes lors de l'apparition presque immédiate des vibrations a été adéquat.

La rupture de la jambe gauche du train rendait la trajectoire de l'avion difficilement contrôlable par les pilotes, qui ne pouvaient pas apprécier la nature de l'incident.

Leur action conjuguée a permis de maintenir l'avion sur la piste, ce qui a évité des dégâts probablement beaucoup plus élevés et réduit la probabilité d'un incendie; le fait que le déflecteur du pneu avant gauche a été retrouvé complètement déchiqueté indique que le train avant a été braqué à fond à droite, pour empêcher l'avion de dévier du côté du train endommagé.

L'alerte donnée immédiatement a contribué à une arrivée rapide des secours. D'autre part, l'équipage entier, dont l'expérience sur le type en cause était modeste, a ordonné et assuré l'évacuation des occupants dans les délais les plus brefs, malgré un comportement inconscient de certains passagers. De même, les mesures destinées à la prévention d'un éventuel incendie ont été prises sans retard.

2.5 La situation météorologique n'a pas joué de rôle déterminant dans le déroulement de l'accident; la composante de vent de dos n'était pas significative.

2.6 Les installations de l'aéroport n'ont pas joué de rôle dans le déroulement de l'accident. Les services de sécurité sont intervenus très rapidement, grâce notamment à la présence d'esprit du préposé à la vigie de piste, qui a donné l'alarme avant même que l'avion soit immobilisé.

3. CONCLUSIONS

3.1 Faits établis

- Le vol de ligne Amsterdam-Genève KL 321 était assuré par l'avion Fokker 100 PH-KLC.
- L'équipage détenait des licences néerlandaises valables.
- Rien n'indique que l'équipage n'était pas en bonne santé au moment de l'accident.
- L'avion PH-KLC était admis à la circulation.
- La masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites.
- Peu après l'atterrissage, des vibrations se sont produites, allant s'amplifiant jusqu'à ce que la jambe gauche du train d'atterrissage cède.
- L'avion poursuit sa trajectoire en glissant sur le moignon du train brisé, puis sur l'extrémité de l'aile gauche et s'immobilise sur la partie gauche de la piste, environ 1040 m après le toucher des roues.
- Le type en cause avait déjà connu des incidents liés à des vibrations du train d'atterrissage principal.
- Au moment de l'accident, les conditions météorologiques étaient bonnes.
- La piste de l'aéroport de Genève-Cointrin était sèche et en bon état; toutes les installations utilisées par le vol KL 321 fonctionnaient normalement.

3.2 Causes

L'accident est dû à la rupture du train d'atterrissage principal gauche consécutif à l'apparition de violentes vibrations de ce dernier.

Facteurs ayant contribué à l'accident:

- amortissement insuffisant du système dynamique constitué par le train d'atterrissage principal et son interface sur la structure;
- conjonction aléatoire de facteurs ayant entraîné la mise en résonance du train d'atterrissage principal gauche.

MM. H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza et R. Henzelin ont pris part à la séance du 4 avril 1991; MM. H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza, R. Henzelin et M. Soland ont pris part à la séance du 20 juin 1991. Le rapport est approuvé à l'unanimité.

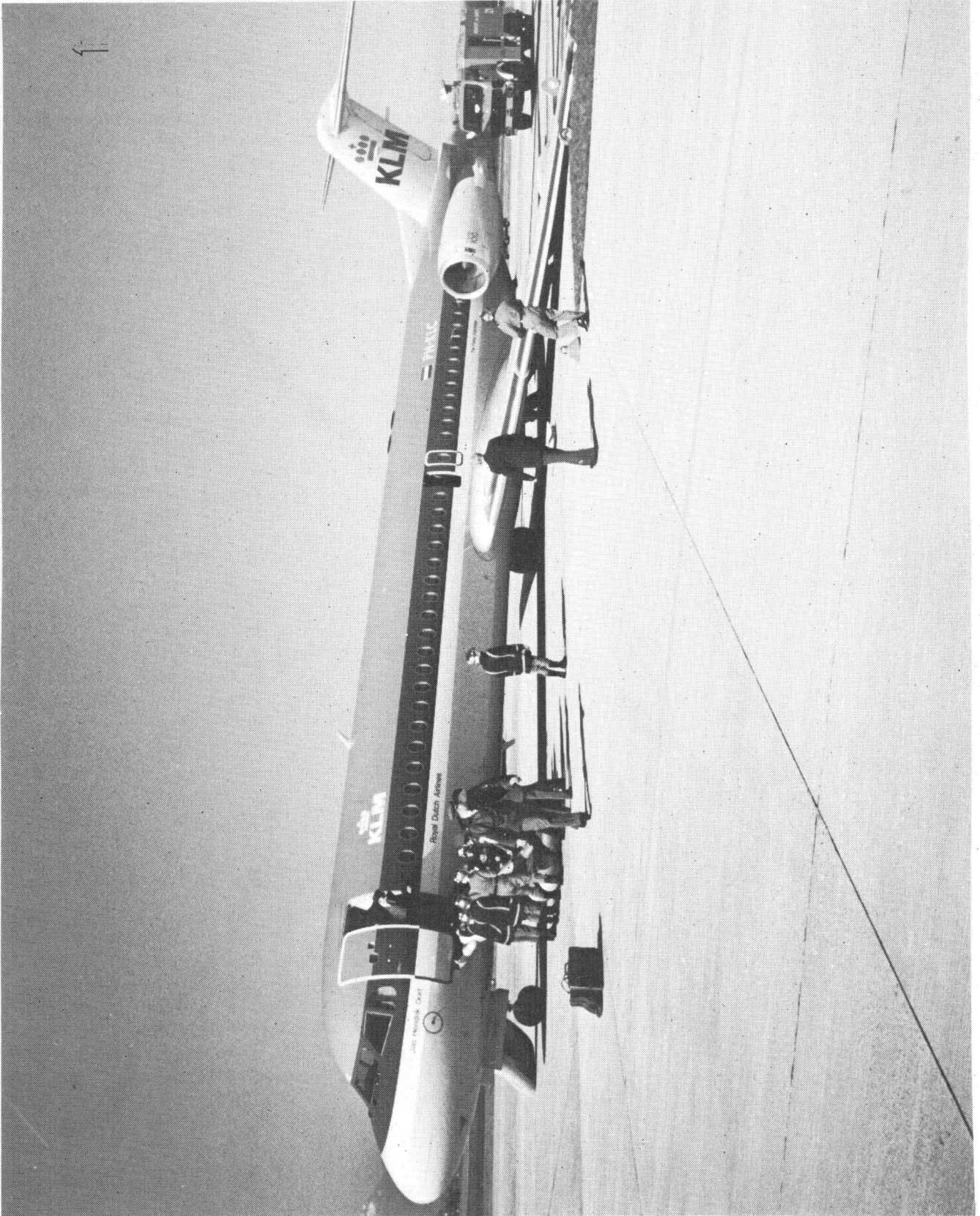
Berne, le 20 juin 1991

Commission fédérale d'enquête
sur les accidents d'aviation
Le président:

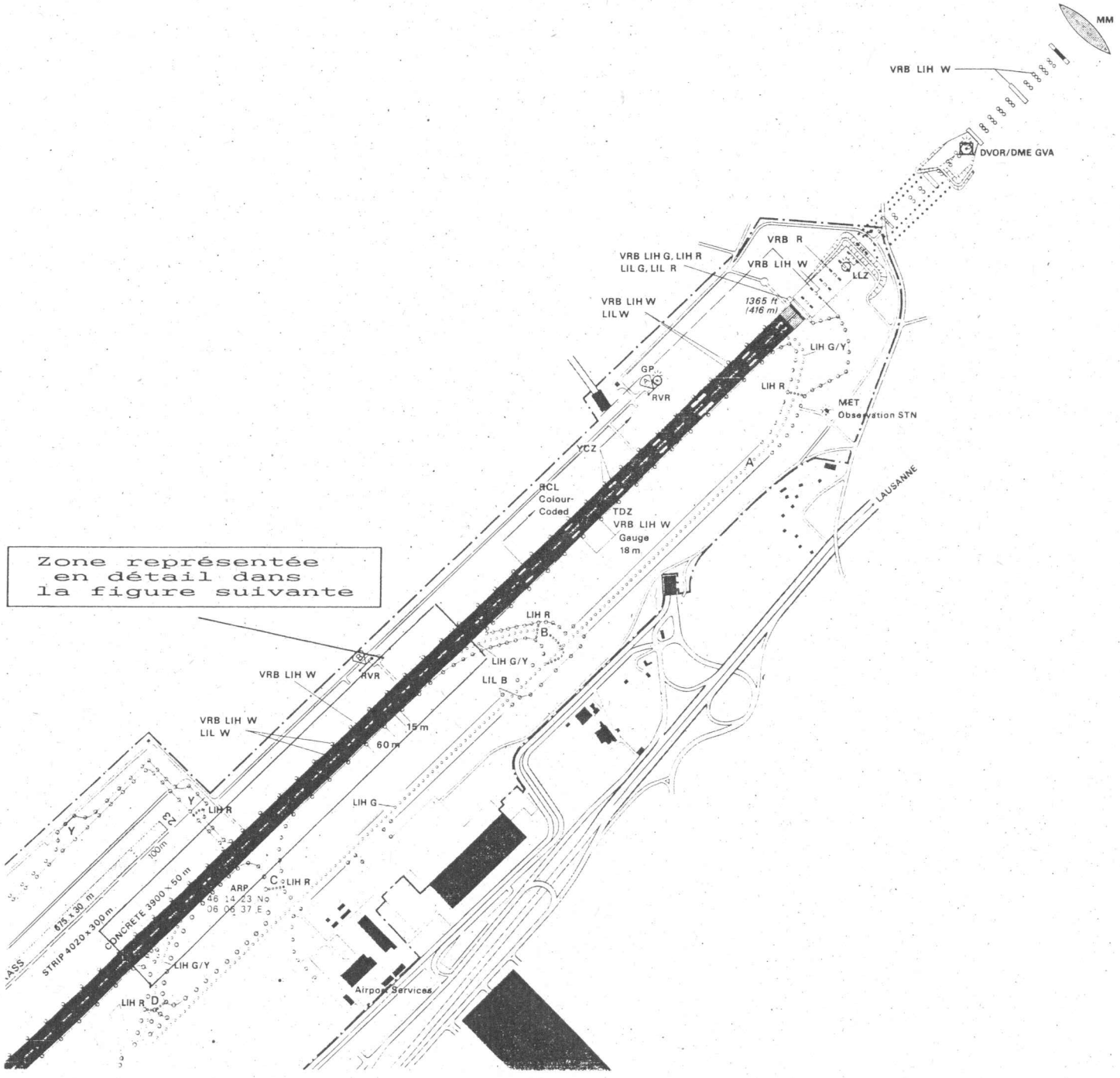
sig. H. Angst

Annexe 1

L'avion PH-KCL immobilisé sur l'entrée de la voie rapide D. On remarque que l'issue de secours gauche arrière n'a pas été utilisée.

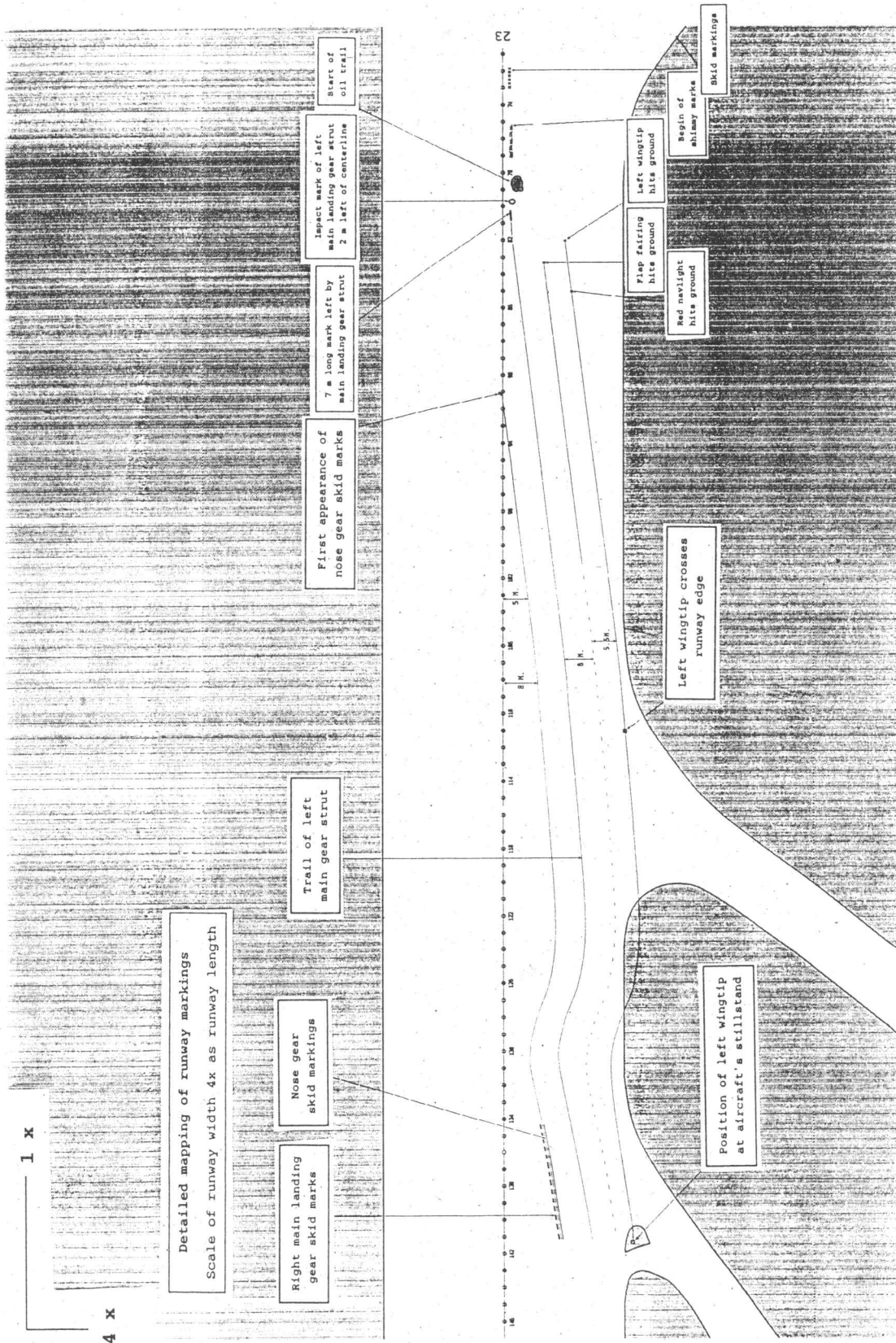


Plan de la piste montrant la zone de l'atterrissage.



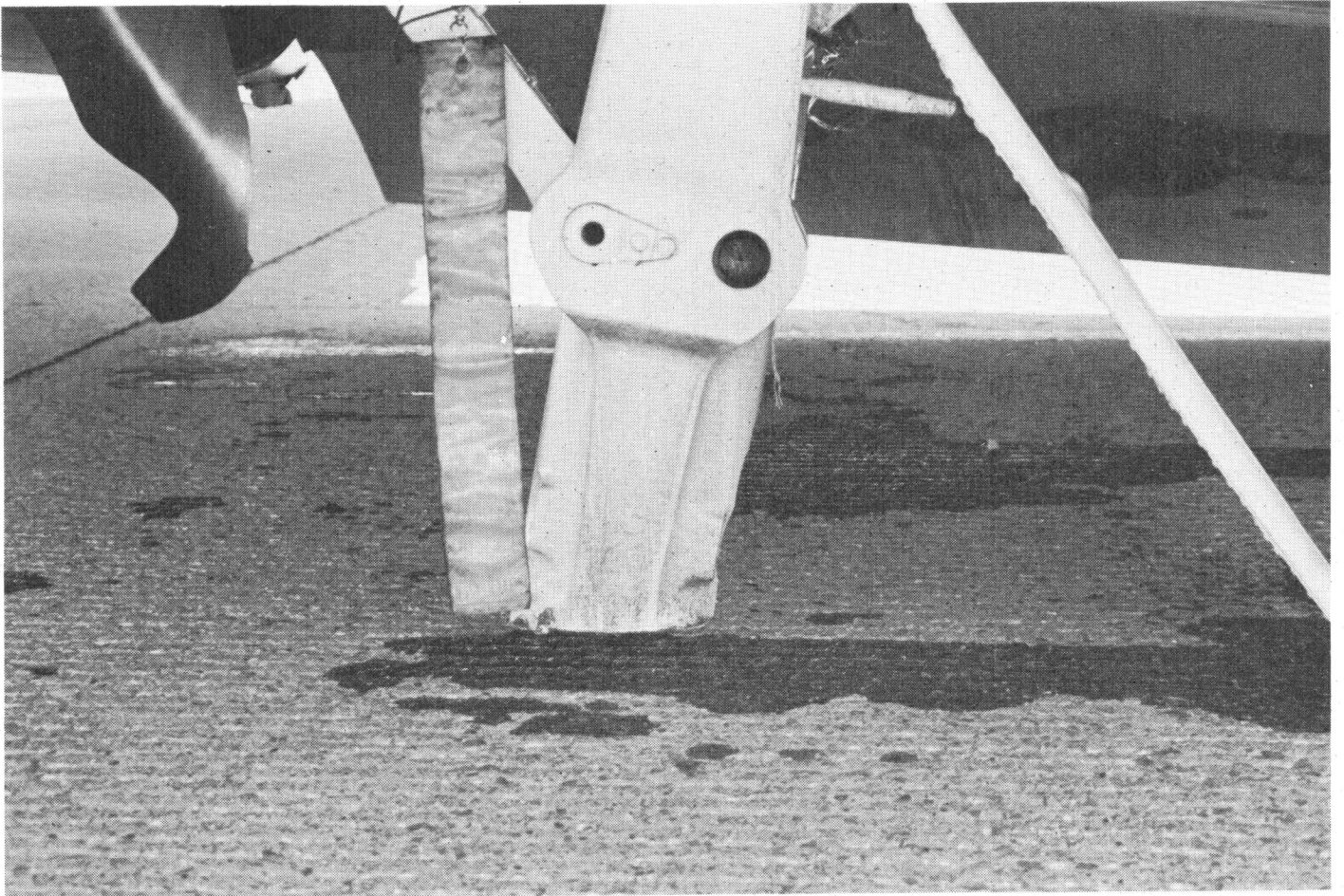
Zone représentée en détail dans la figure suivante

Plan montrant la dernière phase de l'atterrissage (les largeurs sont représentées à une échelle 4 fois plus grande que celle des longueurs).



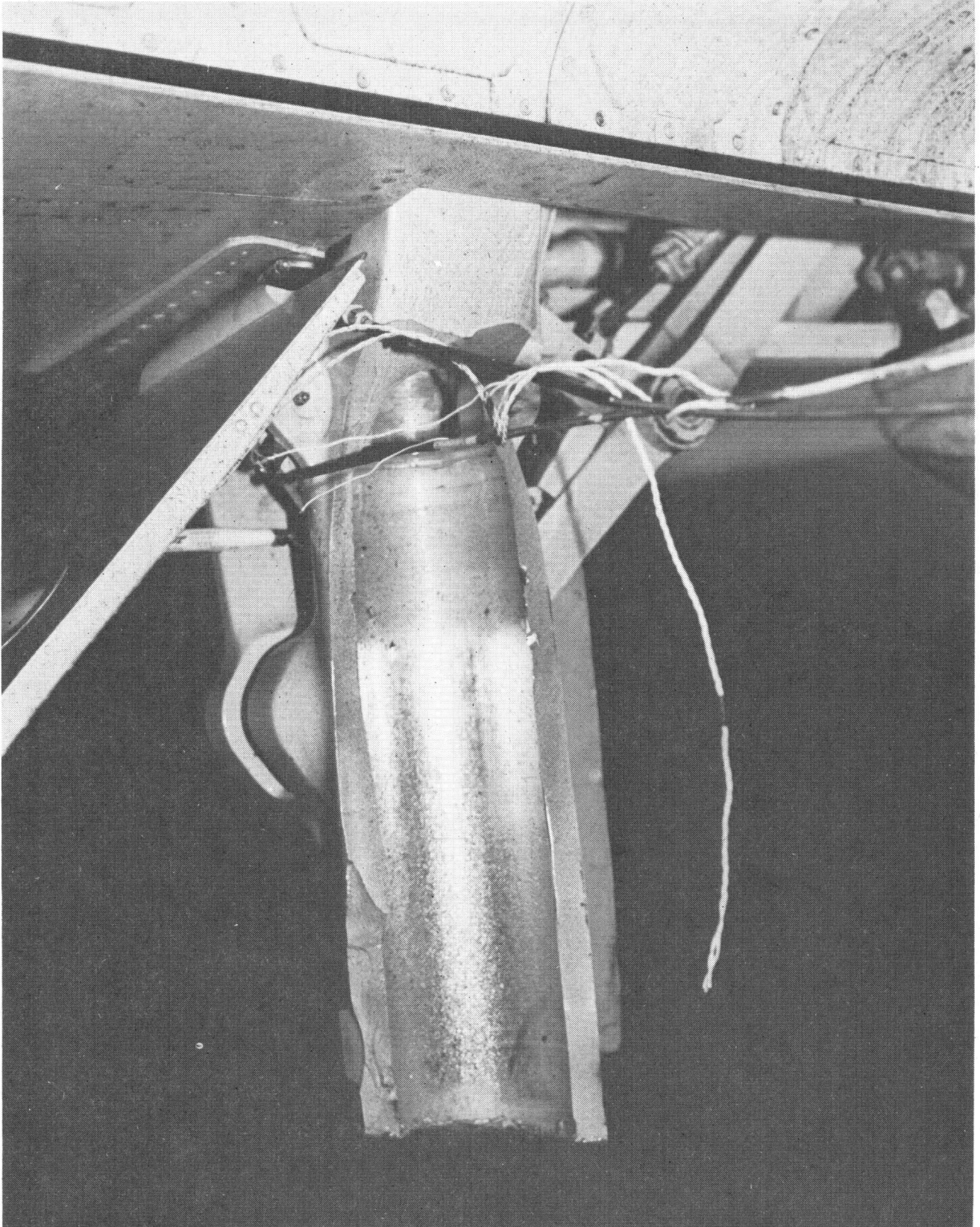
Annexe 3

Le moignon de la jambe gauche du train resté sur la cellule.



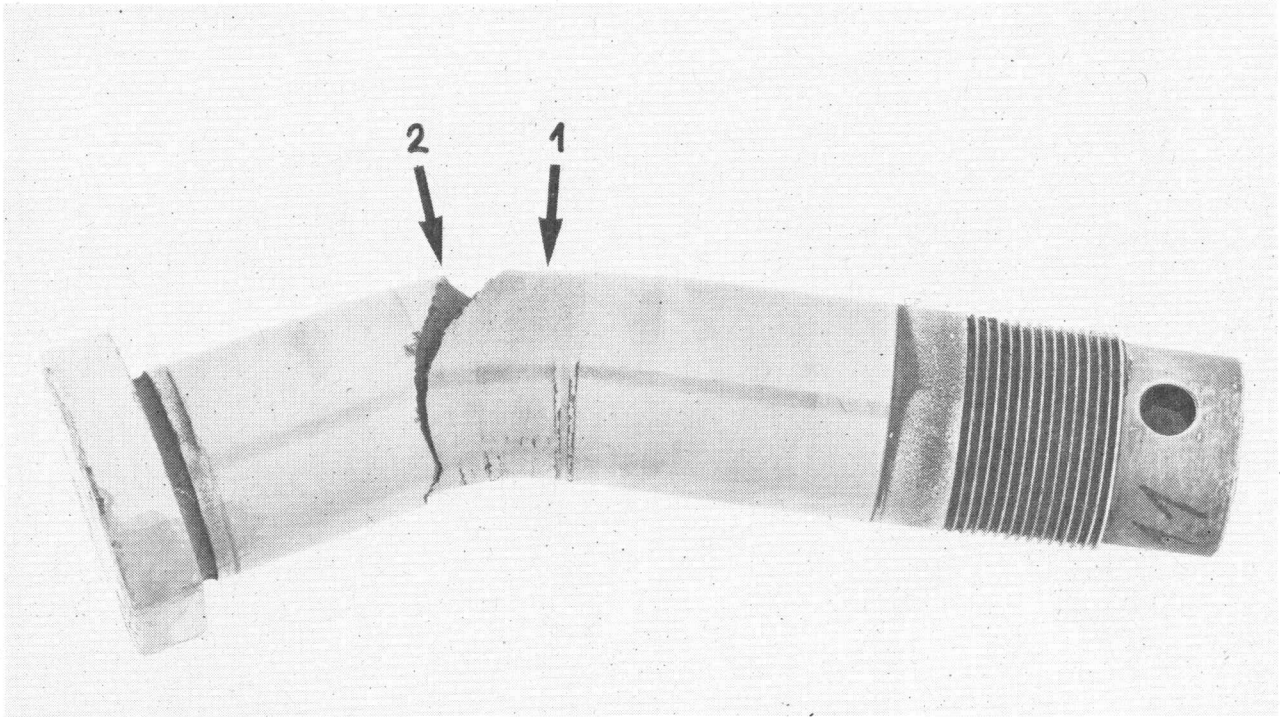
Annexe 4

Le fût du train d'atterrissage gauche (Main Fitting), éclaté et raboté dans sa partie inférieure.



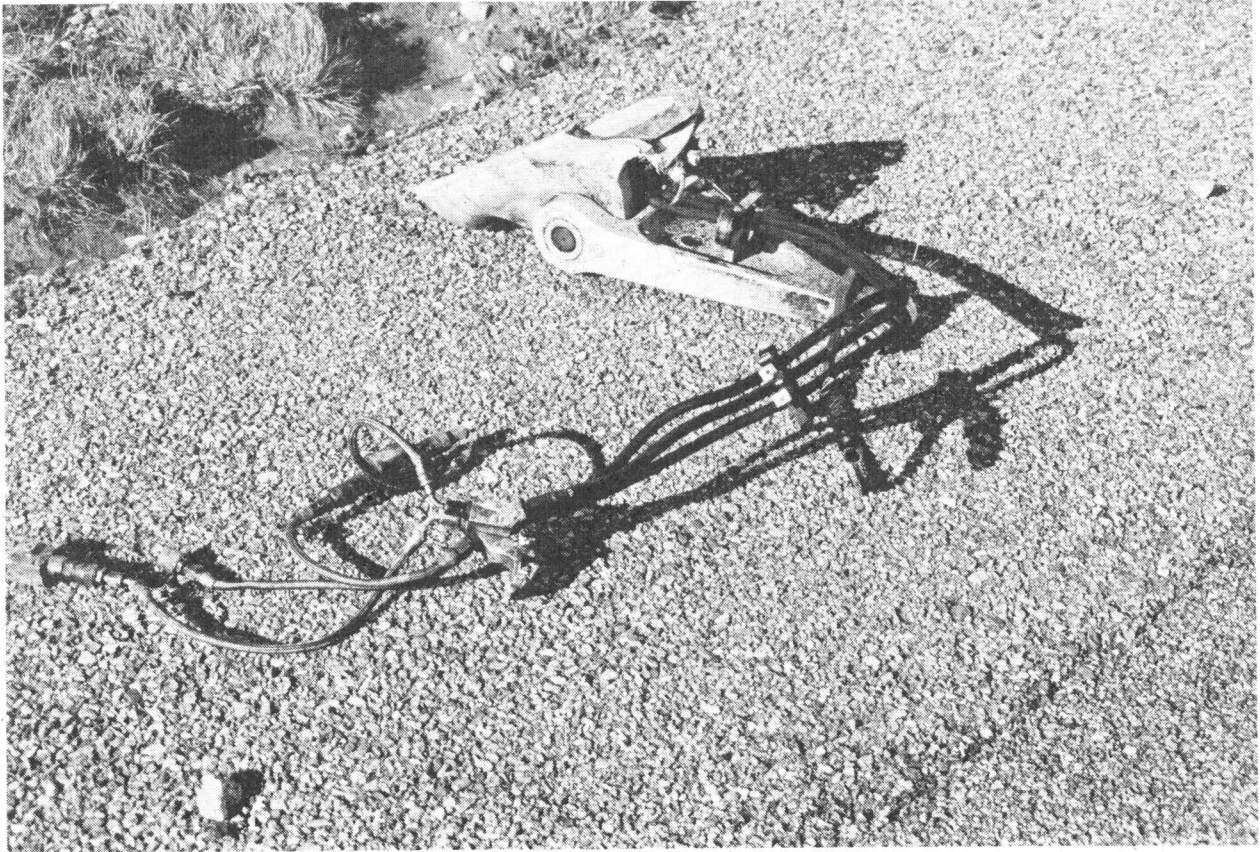
Annexe 5

Axe de l'articulation du compas de guidage (Apex Pin).



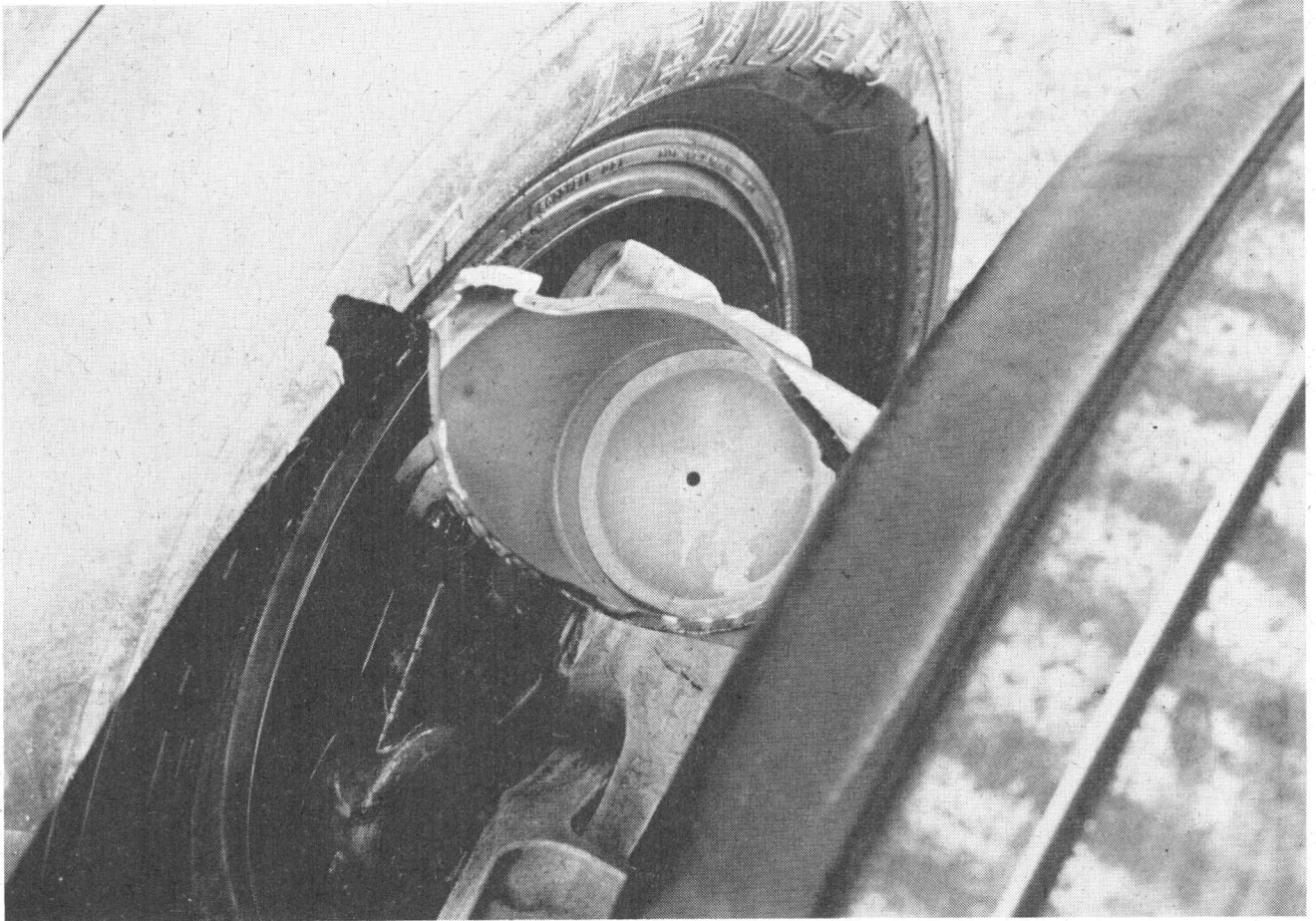
Annexe 6

Bras supérieur du compas de guidage avec son attache arrachée du fût (Main Fitting) de la jambe gauche de train. La plus grande partie de l'axe de l'articulation se trouve encore dans l'alésage de cette dernière.



Annexe 7

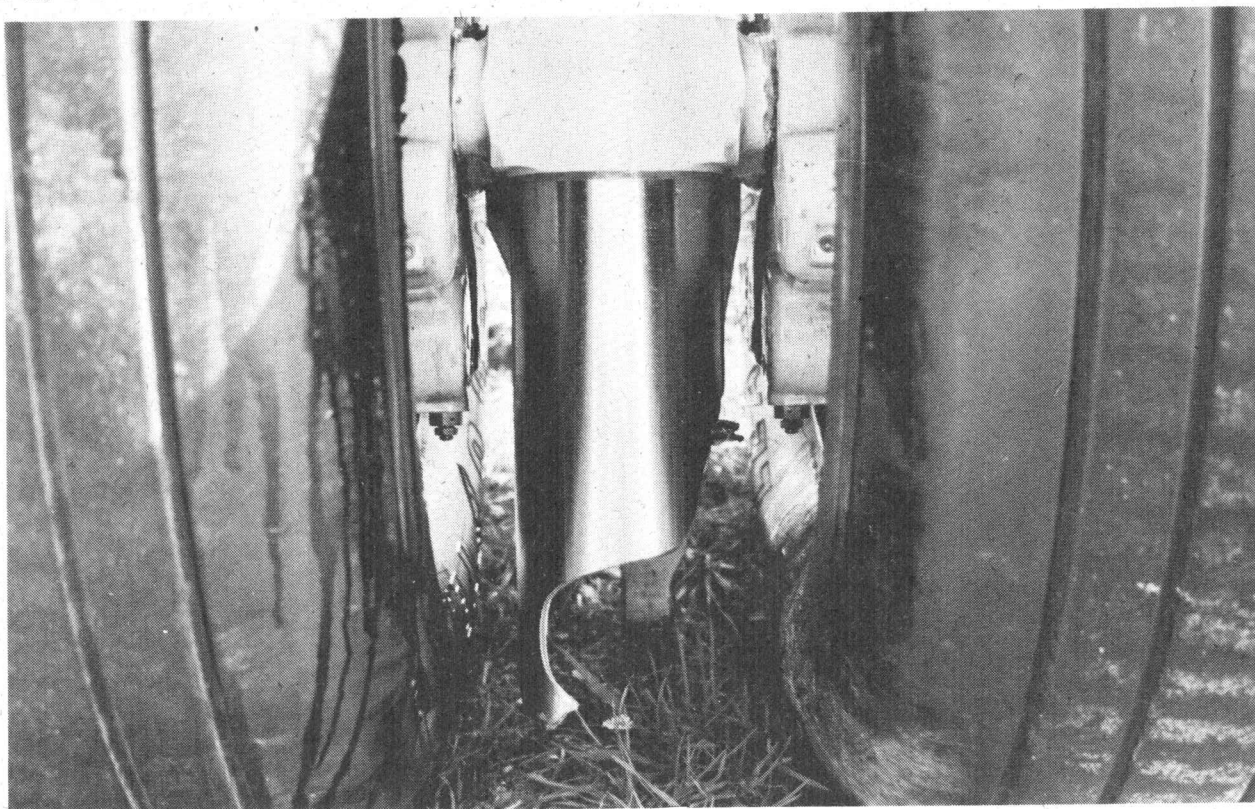
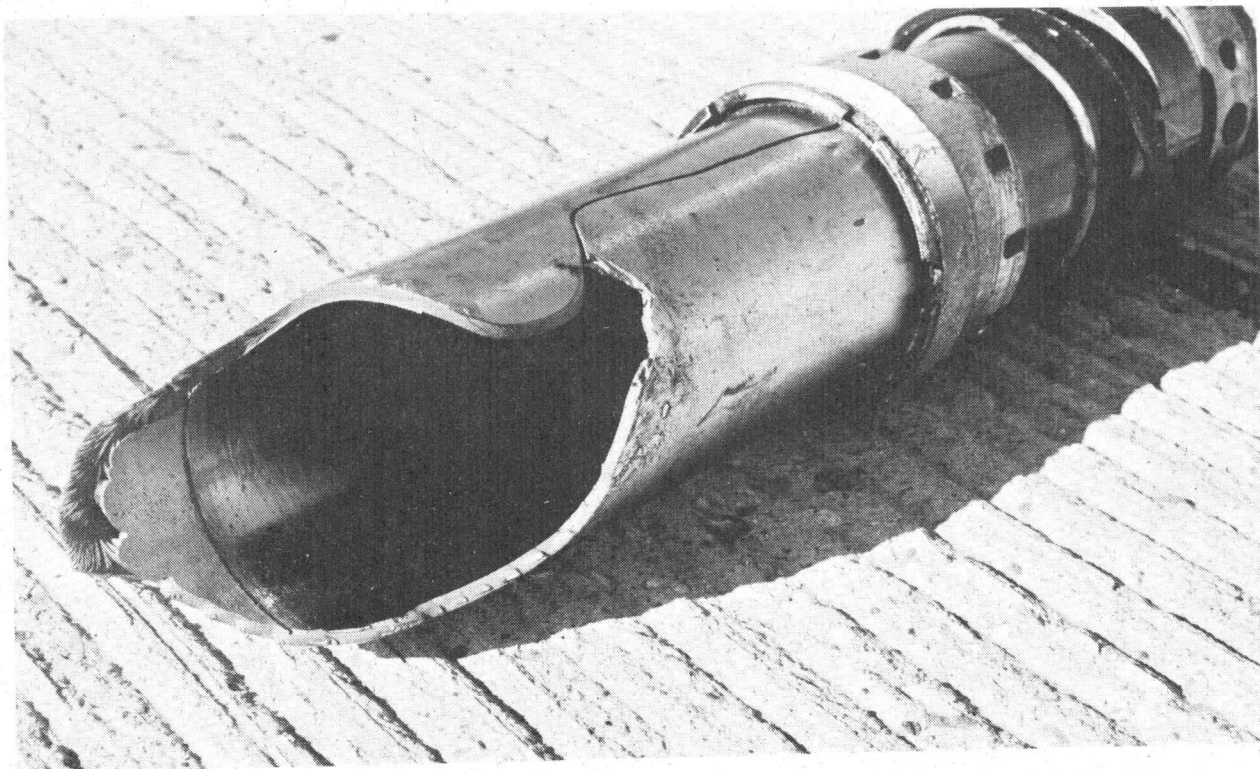
Bras inférieur du compas, resté sur la partie inférieure de la jambe de train avec les roues et les freins.



Annexe 8

Tube d'acier de l'amortisseur (Sliding Member) brisé.

En haut: partie supérieure avec le logement de l'amortisseur;
en bas: partie inférieure avec roues et freins (voir également
annexe 6)



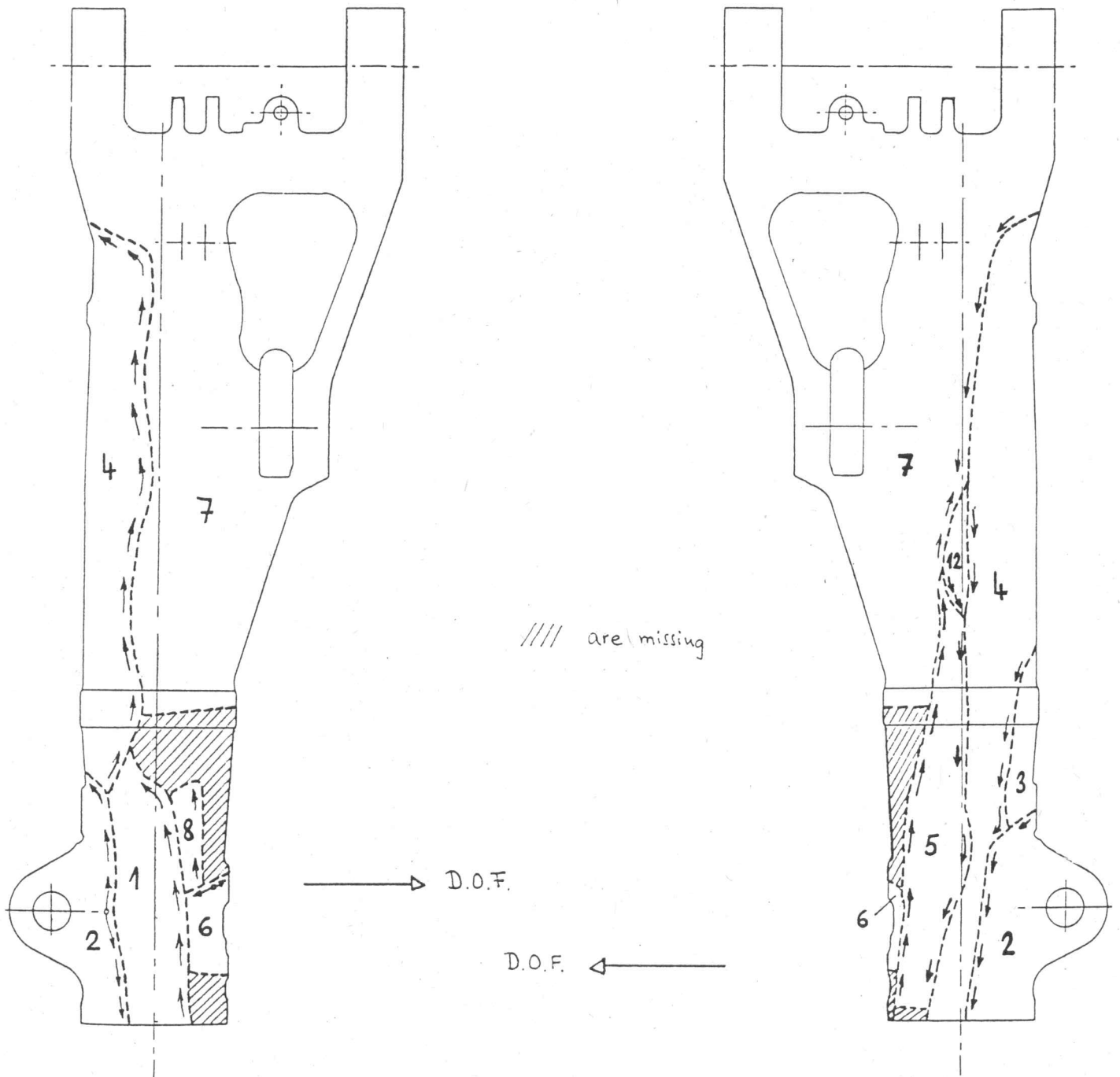
Vue du train avant. On distingue le déflecteur du pneu gauche, déchiré sur pratiquement toute sa périphérie.

↑



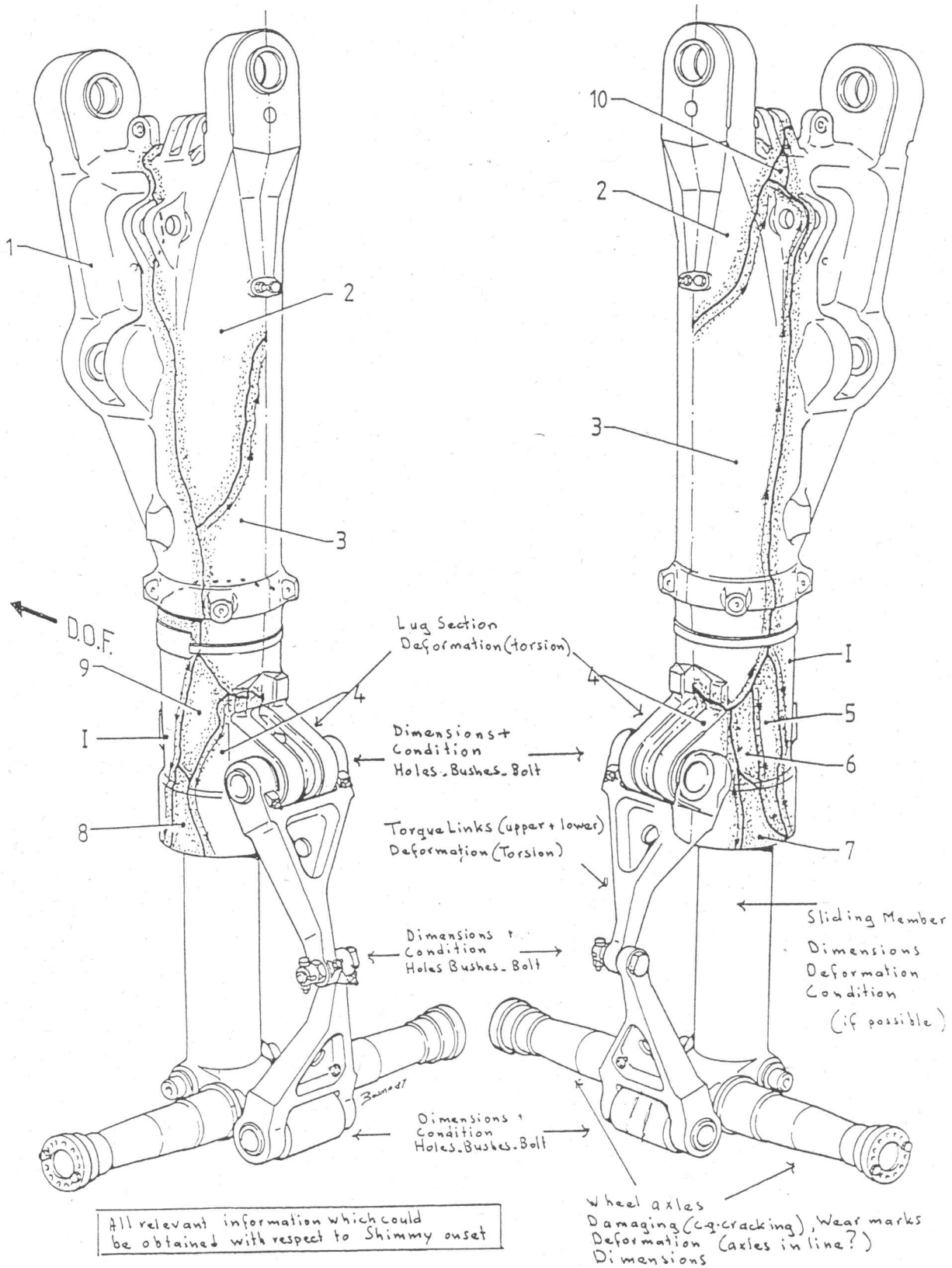
Annexe 10

Croquis montrant la morphologie de la rupture du fût du train principal gauche de l'avion PH-KLC, survenue le 5 mars 1989 (tirés du rapport EMPA N°115'363).



Annexe 11

Croquis montrant la morphologie de la rupture du fût du train principal droit de l'avion PH-MKH, survenue le 31 juillet 1987 (source: Dowty Rotol).



Annexe 12

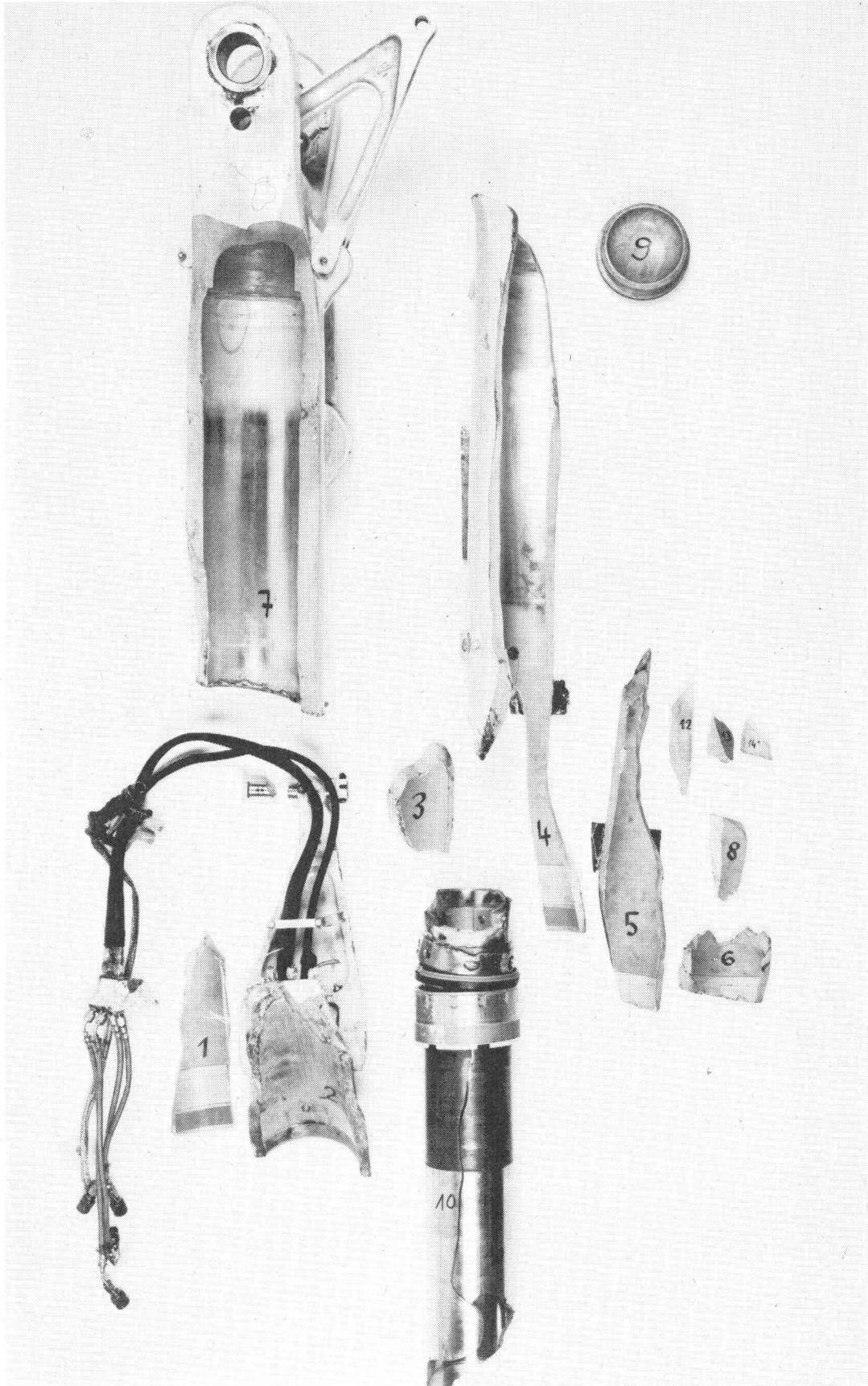
Transcription de l'enregistrement du CVR (canal poste de pilotage) avec traduction anglaise des conversations ou ordres en néerlandais.

The segment used for the investigation starts at 100ft Radio altitude at 13hrs.16mins.22secs UTC, 13 seconds before touchdown. The recording stopped one minute after touchdown when all electrical power was switched off at 13hrs.17mins.35secs UTC.

TIME (UTC)	ELAPSED SECONDS	EVENT OR SOUND	ORIGIN OR SOURCE
13.16.22	0	"one hundred"	altitude call-out by automated voice system-AVS
13.16.24	2	"landing"	captain-CPT
13.16.25	3	"fifty"	AVS altitude call
13.16.26	4	"forty"	AVS altitude call
13.16.27	5	"minimums"	decision height call by AVS as set on radioaltimeter. (was set at 20ft)
13.16.28,5	6,5	"ten"	AVS altitude call
13.16.34,5	12,5	short clicks	most probably the landing gear latch at first mainwheel touchdown
13.16.36	14	rattle starts	airframe vibration
13.16.39	17	repetitive beeping until power loss (end of transcript)	autopilot disconnect signal
13.16.39,5	17,5	chime	first officer-FO coming from public adress system
13.16.40,5	18,5	rattle stops, scratching sound starts	most probably the moment of landing gear failure and contact of strut with runway
13.16.41	19	curse	FO
13.16.42	20	"okay"	CPT
13.16.46	24	"KLM321 declaring an emergency"	FO transmitting on VHF1

13.16.48,5	26,5	"KLM321, can you sent the fire brigade, we are evacuating the aircraft when we come to a standstill"	CPT transmitting on VHF1
13.16.53	31	scratching stops	
13.16.58	36	"zo maar even stil zetten"	FO
		translation: "let's stop it here"	
13.17.01	39	"ja, okay"	CPT
13.17.05	43	sound of engines spooling down	engines out of reverse
13.17.06	44	"set parking brakes even"	FO
		translation: "set parking brakes now"	
		"ja"	CPT
		translation: "yes"	
13.17.09	47	"die zijn uit, die"	CPT
		translation: "those are out, those"	
13.17.13	51	"ja" (yes)	FO
		"ja, die andere" (yes, the other)	CPT
13.17.15	53	"ja, okay. Uitstappen. Ik zal zeggen dat ze eruit moeten" (yes, okay. Disembark. I will tell them to get out)	CPT
13.17.17	55	"Goed. Okay. Evacuate" (Allright. Okay. Evacuate)	FO
13.17.19,5	57,5	"Ev-evacuate the aircraft. Evacuate the aircraft"	CPT on PA channel
		"...cuate"	Purser on PA channel
13.17.27	1m05	hissing air	left front slide inflating
13.17.35	1m13	end of AP disconnect signal	all electrical power removed from aircraft

Ensemble des pièces ayant fait l'objet de l'analyse par les laboratoires de l'EMPA Dübendorf.



Photographie montrant entre autre la séquence probable de propagation de la fissure ayant conduit à la rupture du fût (Main Fitting).

