



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

concernant l'accident

de l'avion HP 137 "Jetstream" D-INAH

de la compagnie Bavaria

survenu le 6 mars 1970

près de Samedan/GR

Table de matières

- 0. INTRODUCTION
 - 0.1. Sommaire
 - 0.2. Enquête
 - 0.2.1. Composition du team d'enquête
 - 0.2.2. Premières mesures conservatoires
 - 0.2.3. Déroulement de l'enquête
 - 0.2.4. Mesures complémentaires de la commission
- 1. INVESTIGATIONS TECHNIQUES
 - 1.1. Déroulement du vol
 - 1.2. Tués et blessés
 - 1.3. Dommages à l'aéronef
 - 1.4. Autres dommages
 - 1.5. Renseignements sur l'équipage
 - 1.5.1. Commandant de bord
 - 1.5.2. Copilote
 - 1.6. Renseignements sur l'avion
 - 1.6.1. Renseignements généraux
 - 1.6.2. Poids et centrage
 - 1.6.3. Groupes turbopropulseurs (GTP)
 - 1.6.4. Alimentation en carburant (circuit avionneur)
 - 1.6.5. Circuit hydraulique
 - 1.6.6. Protection contre l'incendie (GTP)
 - 1.6.6.1. Circuit avertisseur
 - 1.6.6.2. Dispositif d'extinction
 - 1.6.7. Heures de service
 - 1.6.8. Evénements particuliers survenus en exploitation
 - 1.6.9. Exploitation (avion)
 - 1.6.9.1. Limites opérationnelles
 - 1.6.9.2. Procédures (listes de vérification)
 - 1.6.9.2.1. Procédures normales
 - 1.6.9.2.2. Procédures de détresse
 - 1.7. Conditions météorologiques
 - 1.7.1. Situation générale

- 1.7.2. Situation locale
- 1.8. Aides à la navigation
- 1.9. Télécommunications
- 1.10. Aérodrome et installations au sol
- 1.11. Enregistreurs de vol
- 1.12. Epave
 - 1.12.1. Epave en général
 - 1.12.2. Installation motrice
 - 1.12.3. Circuits carburant et hydraulique
 - 1.12.4. Dispositif de protection contre l'incendie (GTP)
- 1.13. Autopsie
- 1.14. Incendie
- 1.15. Questions relatives à la survie des occupants
- 1.16. Essais et recherches
 - 1.16.1. Contrôle des disques de turbine 1^{er} étage 28
 - 1.16.2. Tests d'endurance au banc alternateur
 - 1.16.3. Contrôle des galets forgés utilisés pour la fabrication des disques de turbine
- 1.17. Autres mesures
 - 1.17.1. Construction d'un blindage
 - 1.17.2. Refroidissement
 - 1.17.3. Amélioration du dispositif d'extinction GTP
 - 1.17.4. Déplacement des robinets coupe-feu
- 2. ANALYSE ET CONCLUSIONS
 - 2.1. Analyse
 - 2.1.1. Défaillance du GTP gauche
 - 2.1.2. Circuit avertisseur d'incendie
 - 2.1.3. Dispositif extincteur
 - 2.1.4. Robinets coupe-feu
 - 2.1.5. Circuit hydraulique
 - 2.1.6. Dégradation des conditions de vol
 - 2.2. Conclusions
 - 2.2.1. Faits établis par l'enquête
 - 2.2.2. Causes probables

Liste des Annexes

- 1) Trajectoire approximative de l'avion dans la dernière phase du vol
- 2) Plan 3 vues du HP 137 Jetstream
- 3) Vue en coupe longitudinale de l'Astazou XIV C
- 4) Assemblage des disques de turbine
- 5) Roue de turbine
- 6) Commande du robinet basse pression du circuit de carburant
- 7) Circuit d'alimentation en carburant
- 8) Circuit hydraulique
- 9) Dispositif avertisseur d'incendie dans GTP
- 10) Dispositif extincteur : tableau de commande
- 11) Dispositif extincteur
- 12) Dispositif extincteur : schéma des conduites
- 13) Schéma du circuit électrique avec fusible principal F9 du système extincteur
- 14) Dispositif extincteur : schéma électrique
- 15) Coupe longitudinale du GTP installé et localisation des dégâts
- 16) Vue perspective du GTP installé et localisation des dégâts
- 17) Vue du moteur gauche prise avant le démontage
- 18) Vue bord de fuite
- 19) Attache GTP (cellule) et indication des dégâts

RAPPORT FINAL

relatif à l'accident de l'avion HP 137 "Jetstream" D-INAH
de la compagnie Bavaria, survenu le 6 mars 1970
près de Samedan/GR

0. INTRODUCTION

0.1. Sommaire

Le vendredi 6 mars 1970, l'avion HP 137 "Jetstream" D-INAH, de la Compagnie Bavaria, effectue un vol commercial international non régulier de Munich à Samedan, avec plan de vol IFR de Munich à Kempten et VFR de Kempten à Samedan.

Aux environs de 1453 h¹, l'équipage établit le premier contact radio avec la tour de l'aéroport de Samedan et s'annonce en vue de Zernez.

Vers 1456 h, l'équipage lance un message de détresse, en précisant qu'un incendie s'est déclaré à l'un des moteurs. Peu après, il demande l'assistance du service de secours de l'aéroport et informe la tour que le train d'atterrissage ne fonctionne pas correctement et qu'il va tenter un atterrissage sur la neige.

Aux environs de 1458 h, l'avion s'écrase en bordure d'une forêt, à environ 3 km du seuil de la piste 21 et à environ 500 m à gauche de l'axe de celle-ci. Dans sa chute, l'appareil décapite un arbre et sectionne deux câbles d'une ligne à haute tension.

Tous les occupants, soit 2 membres d'équipage et 9 passagers, dont 6 enfants, ont été tués.

L'accident est dû à une perte de contrôle consécutive à l'éclatement du disque 1er étage de la turbine du moteur gauche.

0.2. Enquête

La plupart des experts du team suisse d'enquête en cas de

¹ toutes les heures mentionnées dans ce rapport le sont en heure locale (GMT + 1 h)

catastrophe aérienne, institué conformément aux normes de l'annexe 13 à la convention relative à l'Aviation civile internationale (OACI), étaient engagés dans l'enquête concernant l'accident survenu le 21 février 1970 à un avion de la compagnie Swissair, à Würenlingen/ AG.

Pour pallier le manque de personnel résultant de cette situation, il fut décidé de concert avec les Services officiels de l'Etat d'immatriculation de constituer un team ad hoc réunissant des spécialistes de l'Etat où s'est produit l'accident (Suisse) et de l'Etat d'immatriculation (République fédérale d'Allemagne).

L'enquête, menée par le chef-adjoint du Bureau fédéral d'enquête sur les accidents d'aéronefs (BFU), a été close le 18 avril 1973 par la remise du rapport du 27 février 1973 au président de la commission.

0.2.1. Composition du team d'enquête

Enquêteur désigné :	[...] BFU, Berne
Groupe exploitation :	[...] Luftfahrt-Bundesamt (LBA), Braunschweig
Groupe structure :	[...], Office fédéral de l'air (OFA), Berne
Groupe motopropulseur :	[...], Service des aérodromes militaires (SAM), Buochs [...], OFA, Berne [...], LBA, Braunschweig
Groupe systèmes :	[...], LBA, Braunschweig [...], OFA, Berne [...], OFA, Berne
Groupe maintenance :	[...], LBA, Braunschweig
Groupe témoignages :	[...], Berne
Groupe météorologie :	[...], Institut suisse de météorologie, (ISM), Zurich

Les autorités locales juge d'instruction à Samedan, et la police cantonale des Grisons.

L'Etat constructeur de l'avion était représenté par [...]., Broomfield, Senior Investigating Officer, Board of Trade,

Accident Investigation Branch, à Londres, Royaume-Uni.

L'Etat constructeur des moteurs était représenté par [...], expert du Bureau enquêtes- accidents, à Paris, France, et [...], du Service technique aéronautique, à Paris également.

L'avionneur [...] était représenté par [...], Chief Test Pilot, [...], Product Support Manager et [...], Design Dept., à Radlett, Royaume-Uni.

Le motoriste Turbomeca était représenté par [...], directeur, à Fribourg/Suisse, [...], ingénieur en chef, [...], chef service après vente et [...], chef métallurgiste, à Bordes/France.

L'exploitant Bavaria était représenté par [...], Technical Manager, [...], Capt. et [...], Deputy Manager, dépt. tech., à Munich, République fédérale d'Allemagne (RFA).

0.2.2. Premières mesures conservatoires

Dès qu'il fut établi, dans l'heure qui a suivi l'accident, qu'aucun des occupants de l'avion n'avait survécu, le Bureau d'enquête prit aussitôt les premières mesures conservatoires en ordonnant notamment la garde immédiate de l'épave et de son contenu et la fermeture des voies d'accès au lieu du sinistre.

0.2.3. Déroulement de l'enquête

L'enquête a débuté sur le lieu de l'accident le samedi 7 mars 1970 à 1000 h environ. Les investigations techniques dans la zone de l'impact, rendues ardues par le froid et l'épaisse couche de neige, se sont terminées le dimanche soir, 8 mars.

L'enquête s'est poursuivie à l'aéroport de Samedan, où avait été rassemblée la presque totalité des débris de l'avion, à l'exception de l'hélice droite, qui n'a été retrouvée que 3 mois plus tard à la fonte des neiges. Le mercredi 11 mars, l'essentiel des travaux de première urgence était terminé et la procédure pour la suite de l'enquête définie.

Les établissements ou services officiels suivants ont été mandatés pour des travaux et expertises en relation avec l'enquête :

- Etablissements Saurer, Arbon, Suisse
- Laboratoire fédéral d'essai des matériaux, Dübendorf, Suisse (LFEM)

- Handley Page, Radlett, Royaume-Uni
- Turbomeca, Bordes et Tarnos, France
- Institut médico-légal de l'Université, Zurich
- Graviner Ltd, Colnbrook, Royaume-Uni
- Belling + Lee Ltd, Enfield, Royaume-Uni.

0.2.4. Mesures complémentaires de la commission

Au cours d'une séance publique, tenue le 14 juin 1973 à Samedan, la commission a entendu les rapports de l'enquêteur désigné et des chefs de groupes d'experts, ainsi que la déposition d'informateurs. Le lendemain, elle a procédé à une visite du lieu de l'accident et à une reconstitution de l'approche finale.

1. INVESTIGATIONS TECHNIQUES

1.1. Déroulement du vol

L'avion HP 137 D-INAH de la Compagnie allemande Bavaria avait décollé de l'aéroport de Munich le vendredi 6 mars 1970 à 1417 h afin d'effectuer le vol commercial international non régulier BV 1000 Munich - Samedan, selon plan de vol IFR de Munich à Kempten et VFR de Kempten à Samedan.

Empruntant le cheminement de sortie DM 6-Ammersee- Kempten, l'avion passe 6 minutes plus tard le niveau 100. A 1425 h, l'équipage s'annonce au-dessus du point de compte-rendu Ammersee au niveau 115. A 1432 h, il atteint le niveau 160 qui lui a été attribué pour le vol de croisière. A 1438 h, il communique au-dessus du point de compte-rendu de Kempten qu'il passe en régime VFR conformément au plan de vol ATC qu'il avait déposé avant son départ.

Aux environs de 1453 h, le vol BV 1000 établit le premier contact radio avec la tour de l'aéroport de Samedan et s'annonce en vue de Zernez.

Vers 1456 h, l'équipage lance un message de détresse en précisant qu'un moteur est en feu ("Mayday, Mayday, engine fire"). Peu après, il demande en langue allemande l'assistance du service du feu de l'aéroport et informe la tour que le train d'atterrissage ne fonctionne pas et qu'il va tenter un

atterrissage sur la neige ("Bieten Sie die Feuerwehr des Flugplatzes auf. Das Fahrwerk ist nicht in Ordnung, wir versuchen eine Landung auf Schnee. Wenn es nicht gelingt, grüssen Sie unsere Angehörigen").²

A environ 9 km de l'aéroport, l'avion, qui longe la pente à l'ouest de la vallée, dévie légèrement à gauche en direction du versant opposé et traverse la vallée en diagonale en perdant de l'altitude. Des témoins constatent que des flammes s'échappent du moteur gauche et que l'hélice correspondante ne tourne plus que très lentement. Peu après, d'autres témoins observent une boule de feu sur l'extrados de l'aile gauche et quelque chose qui pend au-dessous de l'intrados.

Vers 1458 h, soit environ 2' après avoir lancé son premier message de détresse, l'avion, subitement déséquilibré, s'écrase dans la neige, au bas d'une pente boisée, sur le côté est de la vallée, à environ 3 km du seuil de piste 21 et à environ 300 m à gauche de l'axe de celle-ci.

Dans sa chute, l'appareil a décapité un mélèze et sectionné deux câbles jumelés d'une ligne électrique de 220 kV.

L'épave n'a pas brûlé (v. également sous 1.14)

L'accident s'est produit de jour, au lieu-dit Champesch, à environ 2 km au sud-ouest de La Punt- Chamues-ch, Haute Engadine/GR, à l'altitude de 1738 m (v. annexe 1).

Coordonnées géographiques : LAT 45°34'42" N LONG 9° 54' 50" E.

1.2. Tués et blessés

	Equipage	Passagers	Tiers
Blessures mortelles	2	9	-
Blessures non mortelles	-	-	-
Néant	-	-	-

² cité de mémoire par le contrôleur (v. également sous 1.9)

1.3. Dommmages à l'aéronef

L'avion a été détruit.

1.4. Autres dommages

Une ligne électrique à haute tension a été endommagée.

1.5. Renseignements sur l'équipage

1.5.1. Commandant de bord : † année de naissance 1929,
ressortissant allemand

Le commandant était titulaire d'une licence de pilote de ligne avec qualifications commandant de bord BAC 111, Dart Herald et HP 137, délivrée par la République fédérale d'Allemagne (LBA) le 29 avril 1968 et valable jusqu'au 30 mars 1970.

Il avait passé son dernier examen médical périodique le 9 septembre 1969, à l'issue duquel il fut reconnu apte sans dérogation pour la classe d'aptitude I.

Le dernier check périodique en vol sur HP 137, comprenant notamment la procédure à suivre en cas d'incendie de moteur et un atterrissage avec panne simulée d'un moteur, avait eu lieu le 10 octobre 1969 (mention : réussi).

D'autre part, le commandant avait subi avec succès les 7 et 8 novembre 1969 un examen théorique et pratique en vue de l'obtention de la qualification exigée pour l'initiation du personnel navigant au pilotage des appareils du type HP 137.

Le commandant totalisait 6741 heures de vol, dont 96 heures dans les trois derniers mois et 18 heures dans les 30 derniers jours. Sur HP 137, il totalisait 84 heures de vol et il avait effectué dans les 90 derniers jours 44 atterrissages sur ce type d'appareil.

Au moment de l'accident, le commandant était en service depuis 1 h 56' (flight duty time). Il avait repris ses fonctions de commandant de bord après une période de repos de 4 jours.

1.5.2. Copilote : † année de naissance 1938,
ressortissant allemand

Le copilote était titulaire d'une licence de pilote de ligne avec qualifications commandant de bord pour HP 137 et copilote

pour BAC 111, délivrée par la République fédérale d'Allemagne le 7 janvier 1970 et valable jusqu'au 15 juillet de la même année.

Il avait passé son dernier examen médical périodique, le 22 décembre 1969, à l'issue duquel il fut reconnu apte sans dérogation d'aptitude pour la classe I.

Le copilote avait été initié au pilotage des avions du type HP 137 du 17 au 19 décembre 1969. Cette initiation avait comporté l'exercice des manœuvres à effectuer en cas d'incendie de moteur, ainsi qu'un atterrissage avec panne simulée d'un moteur.

Le copilote totalisait 2853 heures de vol, dont 141 heures dans les trois derniers mois et 38 heures dans les 30 derniers jours. Sur HP 137, il totalisait 45 heures de vol et il avait effectué dans les 90 derniers jours 44 atterrissages sur ce type d'appareil.

Au moment de l'accident, le copilote était en service depuis 9 h 13'. Ce temps de travail avait été précédé d'une période de repos de 15 h 30'.

1.6. Renseignements sur l'avion

1.6.1. Renseignements généraux (v. annexe 2)

Propriétaire et exploitant : Bavaria Fluggesellschaft Schwabe und Co., München, Flughafen Riem.

Type d'aéronef : Handley Page 137 "Jetstream" Mk 1.

Marques d'immatriculation : D-INAH.

Numéro et année de fabrication : 205; 1969.

Certificat de navigabilité délivré le 22 octobre 1969 par la République fédérale d'Allemagne (LBA), valable pour la catégorie "Personenbeförderung 2".

Caractéristiques : L'avion Handley Page HP 137 est un avion de transport léger biturbopropulseur de construction entièrement métallique. Equipage minimal : 1 pilote; nombre maximal des personnes à bord : 21 (BCAR). La Compagnie Bavaria exploitait l'avion D-INAH avec 2 pilotes; la cabine était aménagée pour recevoir 11 passagers.

1.6.2. Poids et centrage

Le poids maximum autorisé au décollage et à l'atterrissage est de 5670 kg. La limite de centrage avant se situe à 15,3 % et la limite de centrage arrière à 35,5 % de la corde aérodynamique moyenne de l'aile (MAC).

Au moment de l'accident, le poids de l'avion n'excédait pas 5250 kg. La position du centre de gravité a été estimée à environ 27 % MAC.

1.6.3. Groupes turbopropulseurs (GTP)

L'avion était équipé de deux turbopropulseurs Turbomeca Astazou XIV entraînant deux hélices tripales Hamilton Standard 23 LF à commande hydraulique par l'intermédiaire d'un réducteur planétaire (v. annexe 3).

Le compresseur du moteur Az XIV comprend deux étages axiaux suivis d'un étage centrifuge, assurant un débit d'air d'environ 3,3 kg/s avec un taux de compression de l'ordre de 8:1.

La chambre de combustion de type annulaire est constituée :

- d'une partie intérieure. Tôle de turbulence arrière et ensemble labyrinthe,
- d'une partie extérieure. Tôle de turbulence avant et mélangeur.

La turbine comporte trois étages assemblés par "curvic coupling" et par quatre boulons spéciaux (tirants) [v. annexe 43] Les aubes de turbines sont taillées dans la masse, dans un alliage réfractaire UDIMET 500 (v. annexe 5). L'arbre arrière de la turbine est supporté par un roulement dont la cage est soutenue à l'aide de trois bras montés sur la bride arrière du carter turbine.

La température devant turbine (t 3) maximale est de 900°C.

La puissance sur l'arbre de l'hélice est de 870 ch, la poussée résiduelle étant de 60 kg. La vitesse de rotation de l'arbre du générateur de gaz est de 43000 t/min}, celle de l'arbre d'hélice de 1780 t/min.

La conduite du turbopropulseur nécessite le contrôle permanent des deux paramètres suivants :

- La vitesse de rotation de la turbine, qui doit être maintenue constante pendant toute la durée de l'utilisation du moteur;
- La température t_3 , qui doit être maintenue entre deux limites fixées à l'avance pour chaque configuration de vol
- La vitesse de rotation est maintenue constante par un régulateur de vitesse qui détermine la quantité de carburant injectée dans la chambre de combustion de façon à obtenir le résultat recherché quel que soit le pas de l'hélice.

La température t_3 devant la turbine est automatiquement maintenue entre les limites fixées d'avance par le limiteur de charge thermique qui commande les variations du pas de l'hélice pour que :

- en opération automatique, la température devant la turbine soit constamment maintenue égale aux valeurs de consigne choisies pour chaque configuration de vol;
- en opération manuelle, le pilote ne puisse pas faire prendre à l'hélice un pas qui entraînerait une température devant la turbine supérieure à la valeur maximale autorisée, ou inférieure à la valeur minimale de consigne.

1.6.4. Alimentation en carburant (circuit avionneur)

Le système d'alimentation en carburant se compose de deux circuits communiquants (crossfeed) comportant chacun un réservoir alaire d'une contenance de 231 US gal divisé en cinq sections numérotées de 1 à 5. Les deux circuits sont protégés au niveau des GTP par un robinet, coupe-feu (robinet basse pression) actionné depuis le cockpit par un renvoi à câbles (v. annexes 6 et 7).

1.6.5. Circuit hydraulique

Le circuit hydraulique actionne les freins de roue, le train d'atterrissage et les volets de bord de fuite. Il permet également d'orienter la roue de proue. Le fluide hydraulique est contenu dans un réservoir comportant deux compartiments (normal et emergency) logé au niveau de l'aile gauche, près de l'emplanture. En utilisation normale, la pression est fournie par deux pompes mécaniques entraînées par les GTP (débit 0,2

l/s, quantité disponible 4,5 l). En cas de défaillance, une pompe à main puisant le fluide hydraulique contenu dans le compartiment de réserve permet de fournir la pression nécessaire à l'actionnement du train d'atterrissage et des volets.

Le circuit comporte également 2 robinets coupe-feu accouplés aux robinets coupe-feu carburant (v. annexe 8).

1.6.6. Protection contre l'incendie (GTP)

1.6.6.1. Circuit avertisseur

Le système avertisseur se compose de deux circuits indépendants (un par GTP). Chaque circuit comprend des détecteurs thermiques au niveau des GTP, dans les zones 1, 2 et 3, une sonnerie d'alarme et des voyants de signalisation (FIRE et PRESS TO FEATHER) dans le cockpit. Un bouton-test permet à l'équipage de vérifier en tout temps la continuité électrique de l'installation (v. annexes 9 et 10).

1.6.6.2. Dispositif d'extinction

Ce dispositif comprend deux bouteilles extinctrices montées dans les logements du train d'atterrissage principal. Ces bouteilles sont reliées aux rampes de pulvérisation disposées autour des GTP par un circuit comportant un système crossfeed. Les extincteurs sont actionnés par la mise à feu de cartouches pyrotechniques commandées électriquement du cockpit (v. annexes 10 à 14).

1.6.7. Heures de service

La cellule totalisait 258:51 h de vol et 318 atterrissages.

Le moteur gauche (Az XIV Cl, no de série 104) totalisait 179:21 h, dont 5:10 h au banc et 280 atterrissages.

Le moteur droit (Az XIV C, no de série 35) totalisait 270:01 h, dont 11:10 h au banc et 318 atterrissages.

Les moteurs Az XIV C et XIV Cl sont interchangeables; seuls les équipements sont différents.

L'hélice gauche (mod. 23 LF 335, no de série 230 061) totalisait 174:11 h et l'hélice droite du même modèle (no de série 228 939) 210:31 h.

Avant son acquisition par la Compagnie Bavaria, l'avion D-INAH avait été utilisé par le constructeur pour des vols de certification et de démonstration sous l'immatriculation G-AXEM.

1.6.8. Evénements particuliers survenus en exploitation

- Le 13 février 1970, au cours d'un vol de Munich à Samedan, l'évolution de la situation météorologique incite le commandant de bord à effectuer une descente très rapide en direction de Samedan. Après une brève escale, l'équipage ne parvient pas à remettre le moteur droit (no 35) en marche et doit solliciter l'assistance de son service technique à Munich;
- Le jour de l'accident, le commandant de bord du vol Nuremberg - Munich note dans son rapport : "Difficulties to start no 1 engine (moteur gauche) at NUE; flame out at 20 alight with IGN switch on 4 times".

1.6.9. Exploitation (avion)

1.6.9.1. Limites opérationnelles

La vitesse maximum autorisée en exploitation (V_{MO}) est de 215 nœuds IAS jusqu'à l'altitude de 18'000 pieds.

La vitesse minimum de contrôle (VMC), indiquée par un trait rouge sur les cadrans des indicateurs de vitesse, est de 88 nœuds IAS. Elle a été déterminée à partir des paramètres suivants : Altitude pression égale à 0, température 0°C, moteur critique (gauche) arrêté avec mise en drapeau automatique de l'hélice et moteur opposé réglé à la puissance maximum autorisée pour le décollage.

1.6.9.2. Procédures (listes de vérification)

1.6.9.2.1. Procédures normales

Vérifications prévol :

Le manuel de vol, agréé ARB, stipule que l'équipage doit s'assurer lors du cockpit-check de la continuité électrique des circuits des avertisseurs incendie GTP. Cette vérification doit être répétée immédiatement avant la mise en marche des GTP.

- | | |
|-------------------------------------|--|
| | illuminated |
| 13. Ac BUS CONTROL switch | EMERGENCY, check Bus indicator light illuminates |
| 14. BOTH RECIRCULATION FAN switches | OFF |
| 15. AIR SUPPLY valve | Increase flow on other side as required to compensate for loss of engine |
| 16. FUEL CROSSFEED COCK | CROSSFEEDING |
| 17. Manual feather lever | FEATHER |
| 18. Power lever | Set at flight fine pitch position |

CAUTION: After extinguishing the fire, no attempt should be made to restart that engine.

Procédure à suivre selon liste de vérification utilisée par l'exploitant :

ENGINE FIRE

1. Immediate action:

- | | |
|---------------------------------|--|
| a) IAS | Below 240 kn |
| b) FIRE WARNING BUTTON | Press |
| c) RPM lever | STOP - fully back |
| d) Engine start selector switch | STOP |
| e) Fuel LP cock | SHUT |
| f) If fire persists | Select FIRE BOTTLE 1st shot |
| g) Pressurization | OFF on affected side and adjust other side as reqd |

2. Subsequent action:

- | | |
|-----------------|----------------------------|
| a) DC generator | OFF/RESET, check light ill |
|-----------------|----------------------------|

b) AC generator	OFF/RESET, check light ill
c) AC BUSBAR CONTROL switch	EMERGENCY, check light ill
d) Electrics	Loadshed to less than 100
e) Fuel Crossfeed	CROSSFEED (as required)
f) Booster Pumps	As required
g) If fire still persists	Select fire bottle second shot

Cette procédure diffère de la précédente en ce sens que la manipulation no 2 a été reportée en 4e position, la manipulation no 3 en 6e position et la manipulation no 4 en 5e position, les manipulations 5 et 6, classées sur la liste du manuel de vol comme mesures complémentaires, ayant été incluses sur la liste des mesures de première urgence, à connaître et à exécuter de mémoire par les pilotes.

C'est cette dernière procédure qui a été utilisée lors de l'initiation du personnel navigant de la Compagnie Bavaria par les équipages du constructeur de l'avion.

1.7. Conditions météorologiques

1.7.1. Situation générale

Un courant d'air froid et humide alimenté par une vaste zone dépressionnaire centrée sur le sud de la Suède, accompagnée de formations nuageuses importantes et de faibles chutes de neige, s'écoulait sur toute l'Europe jusqu'aux Alpes. Au-dessus de l'Italie une légère dépression recouvrait le centre et le nord de la péninsule. D'autre part, le prolongement d'une faible dorsale de haute pression s'étendait du golfe de Gascogne en direction du sud de l'Allemagne, provoquant un léger effet de barrage sur le versant nord des Alpes et un temps de foehn avec ciel légèrement couvert sur le versant opposé.

1.7.2. Situation locale

Les conditions météorologiques qui régnaient dans la région de Samedan étaient les suivantes :

Vent faible du secteur nord, visibilité 20 km, légère brume dans les basses couches, 2/8 de stratocumulus à 4000 ft et 6/8 de cirrostratus à 18'000 ft, température de l'air - 6°C, point de rosée - 16°, humidité relative 45 QNH 1006 mb.

Position du soleil : élévation 29°, azimut 221°.

L'équipage d'un avion en provenance de Zurich qui a atterri à Samedan environ 7' avant l'accident, a rapporté ne pas avoir rencontré de turbulence au-dessus de la Haute-Engadine.

1.8. Aides à la navigation

L'aéroport de Samedan n'est desservi par aucune aide radio-électrique à la navigation ou à l'atterrissage.

1.9. Télécommunications

L'enregistrement des messages radio échangés entre l'avion et les services de la sécurité aérienne de la région d'information de vol de Munich a pris fin vers 1438 h, peu après que l'équipage de l'avion D-INAH eut reçu l'autorisation d'annuler son plan de vol IFR au niveau 160, à la verticale du radiophare non-directionnel (NDB) de Kempten, 75 milles nautiques au NNE de Samedan.

Jusque-là, aucun fait anormal n'a été signalé par l'équipage.

L'aéroport de Samedan est doté d'un service radio d'aérodrome travaillant sur la fréquence 119.7 Mc. Ce service n'est habilité à donner que des renseignements et des conseils pour l'exécution rationnelle des vols. Les conversations ne sont pas enregistrées sur bande magnétique.

1.10. Aérodrome et installations au sol

L'aéroport de Samedan est classé dans la catégorie des aéroports ouverts au trafic commercial international. Il est situé à l'altitude de 1707 m et comporte une piste asphaltée de 1800 x 40 m orientée 03-21.

1.11. Enregistreurs de vol

Non requis et non installés.

1.12. Epave

1.12.1. Epave en général

L'avion s'est écrasé au sol dans une attitude incontrôlée, très probablement en position inversée, au cap approximatif de 200°.

Tous les débris de l'appareil ont été retrouvés dans un rayon de 30 m, à l'exception d'une porte de visite de l'aile gauche qui a été ramassée à 40 m du point d'impact.

L'avion a décapité l'arbre avec le bord d'attaque du stabilo gauche. Des traces de collision avec la ligne électrique ont été relevées sur les deux hélices, ainsi que sur une porte du train d'atterrissage principal droit. Le train principal était sorti et verrouillé et la jambe du train avant rabattue dans son logement. Un examen ultérieur du mécanisme de verrouillage de la jambe avant a permis de constater que la roue de proue se trouvait dans une position intermédiaire non définie entre UP et DOWN au moment où l'avion a percuté le sol. Les volets de bord de fuite étaient rentrés. Le moteur gauche était séparé du reste de l'épave et gisait profondément enfoui dans la neige, environ 4 mètres en arrière de l'aile.

1.12.2. Installation motrice

En raison de l'écrasement du fuselage au niveau du cockpit, il n'a pas été possible de déterminer avec certitude la position des commandes GTP au moment de l'impact.

La position des manettes sur la console placée entre les deux sièges pilotes a été notée comme suit :

	GTP gauche	GTP droit
- Power lever	pos. Reculée	pos. avancée
- R.P.M. lever	pos. Avancée	pos. Avancée
- manual feather lever	pos. FEATHER	pos. NORMAL

GTP gauche (moteur no 104)

Le robinet électrique (circuit du motoriste) a été retrouvé en position fermée et le robinet drapeau mécanique sur position drapeau. Au démontage du moteur, il a été rapidement établi

que l'avarie survenue en vol avait pour origine l'éclatement du disque 1er étage de turbine. Aucun débris du disque n'a été retrouvé. Les tirants d'assemblage étaient cisailés de part et d'autre de la roue éclatée.

En s'échappant, les morceaux de disque, animés d'une grande énergie, ont perforé le carter de la turbine et la cloison pare-feu horizontale et ont sectionné les tuyauteries hydrauliques et d'amenée de carburant, le bras supérieur de l'attache latérale gauche, le bras inférieur gauche du V d'attache inférieur et partiellement le bras oblique de l'attache latérale gauche du bâti-moteur (v. annexes 15 et 16). La tuyauterie du circuit hydraulique était sectionnée à 20 cm, la tuyauterie d'amenée de carburant à 40 cm de la cloison pare-feu moteur (à la séparation des zones 1 et 2). Vu de l'arrière, le carter de la turbine présentait des déchirures (partant vers l'extérieur) notamment en bas entre 5 et 7 heures, et sur le côté gauche entre 8 et 10 heures (v. annexe 17).

Le démontage du palier arrière de l'ensemble tournant a fait apparaître un roulement en bon état, légèrement coloré. Le chemin de roulement intérieur avait été marqué par les galets à l'impact.

L'hélice était rompue au niveau du réducteur. Son examen a permis d'établir qu'elle était arrêtée au moment où l'avion a arraché la ligne électrique.

GTP droit (moteur no 35)

Toutes les destructions et déformations constatées ont été provoquées par l'impact au sol. L'examen de détail a porté essentiellement sur la partie chaude et sur les éléments de régulation.

L'hélice a été retrouvée après la fonte des neiges à proximité immédiate du lieu où le moteur droit a été relevé. Elle était brisée au niveau du réducteur à l'instar de l'hélice gauche. Il ressort des déformations constatées et des entailles faites par les pales dans le sol que l'hélice tournait au moment de l'accident.

Examen des parties chaudes des moteurs

gauche et droit

Les parties chaudes des deux moteurs, notamment les roues de turbine no 2 et 3 du moteur gauche, les roues no 1, 2 et 3 du moteur droit et leurs distributeurs, ainsi que les chambres de combustion ont fait l'objet d'examens détaillés en laboratoire.

Ces examens ont permis de déceler sur la circonférence du disque 2e étage de turbine du moteur gauche et 1er et 2e étages de turbine du moteur droit, un certain nombre de criques et microfissures :

- le disque 2e étage du moteur gauche présentait au raccordement aubes-jante, côté bord de fuite, des criques axiales classées type 2, dont la plus longue mesurait 1,5 mm de longueur (v. annexe 18),
- le disque 2e étage du moteur droit présentait au raccordement aubes-jante des microfissures classées type 1 au bord d'attaque et au bord de fuite, et des criques axiales du type 2 d'une longueur maximale de 1 mm au bord d'attaque et de 1,5 mm au bord de fuite;
- sur le disque 1er étage du moteur droit, toutes les aubes étaient criquées au raccordement aubes-jante bord de fuite (type 2). La plus longue crique axiale relevée sur le pourtour de la jante mesurait 4 mm et la plus longue crique frontale 2,5 mm.

Ce disque portait des traces de frottement, dû à l'impact, contre le distributeur 2e étage dans la zone où se situaient les criques frontales. Etant donné aussi l'aspect inhabituel de ces criques, le disque a été découpé au niveau de celle paraissant la plus longue afin de déterminer leur origine. L'expertise a révélé qu'il y avait discontinuité entre la crique à développement axial dans l'interaube, qui était oxydée, donc relativement ancienne, et la crique frontale, dont l'apparence indiquait une initiation plutôt récente.

Un examen ayant pour but de déterminer les températures maximales atteintes par les disques de turbine et les distributeurs a montré que ces éléments n'ont pas été exposés à des températures excessives, à l'exception du distributeur

3e étage du moteur avarié : il a été établi que cette pièce avait atteint localement une température estimée entre 1000 et 1100° C.

L'analyse chimique d'échantillons prélevés sur les disques 2e et 3e étages de turbine du moteur gauche a permis de constater que le matériau (UDIMET 500) utilisé pour la fabrication de ces disques était conforme, à une légère différence près jugée sans grande importance, aux spécifications fournies par le motoriste (teneur en titane de 3,31 et 3,34 % au lieu de 2,5 à 3,25 %).

L'examen visuel des chambres de combustion des moteurs gauche et droit a montré que ces éléments présentaient des traces évidentes de température excessive, principalement sur la tôle de turbulence avant de la partie extérieure.

Eléments de régulation

Les éléments de régulation des deux moteurs, soit les limiteurs de charge thermiques, les régulateurs isodromes et les dispositifs de démarrage, retrouvés en bon état, ont été contrôlés au banc chez le motoriste en présence de l'enquêteur désigné. Cet examen a permis de s'assurer du fonctionnement normal de ces éléments.

1.12.3. Circuits carburant et hydraulique

L'examen des robinets coupe-feu du GTP gauche (robinet basse pression du circuit carburant et robinet hydraulique), montés en parallèle sur le même support, a révélé que ceux-ci étaient ouverts au moment de l'accident.

Le robinet hydraulique a fortement souffert de la chaleur alors que le robinet basse pression, refroidi par le carburant jusqu'au moment de l'impact, a été retrouvé en relativement bon état.

Le support lui-même et la poulie de renvoi ont été détruits par l'incendie.

Le levier de commande des robinets, articulé sur la console des commandes GTP (entre les deux sièges pilotes), a été retrouvé sur position SHUT.

Le robinet crossfeed était sur position CROSSFEEDING.

Le sélecteur hydraulique de secours a été retrouvé sur position FLAPS.

1.12.4. Dispositif de protection contre l'incendie (GTP)

Circuit avertisseur

Le degré élevé d'endommagement de ce circuit n'a pas permis de déterminer si l'installation avait fonctionné.

Dispositif extincteur

Les deux bouteilles extinctrices et les quatre cartouches pyrotechniques de décharge ont été retrouvées intactes et en parfait état de fonctionnement.

L'état dans lequel ont été retrouvés les commutateurs SW 21 et 23 de mise à feu des cartouches de décharge des extincteurs n'a pas permis de déterminer si ceux-ci avaient été actionnés par l'équipage.

Pour la même raison, la position des disjoncteurs G 9 et G 10 au moment de l'impact n'a pas pu être précisée.

L'examen du câblage électrique n'a pas mis en évidence d'anomalie susceptible d'expliquer une défaillance du dispositif d'extinction. A noter que ni les câbles de mise à feu des cartouches pyrotechniques, tirés au droit de l'emplanture de l'aile derrière le longeron principal, ni aucun autre élément de ce dispositif n'ont été affectés par l'incendie du GTP gauche.

En revanche, le fusible F 9 de 5 A qui protégeait ce circuit a été retrouvé avec le filament fondu.

Un examen en laboratoire a montré que le fusible n'avait pas cédé à la suite d'un court-circuit, mais sous l'effet d'un échauffement provoqué vraisemblablement par un courant estimé à 5-10 fois la charge nominale pour laquelle il était calibré.

1.13. Autopsie

Les examens et analyses effectués sur les dépouilles de l'équipage par l'Institut médico-légal de l'Université de Zurich n'ont pas révélé d'affection physique ou d'intoxication ayant pu compromettre la sécurité du vol.

1.14. Incendie

L'épave n'a pas brûlé, l'incendie survenu en vol ayant été étouffé à l'impact.

Les traces de l'incendie ont été localisées à l'aile gauche exclusivement, au niveau du GTP, dans la partie inférieure des zones 2 et 3, ainsi que dans la zone 4 où le revêtement de l'aile était partiellement déchiré à l'extrados par une explosion survenue en vol dans le réservoir de carburant, au niveau des cellules 3 et 4 (annexes 7 et 15).

L'incendie a également affecté les points de fixation supérieurs (côté cellule) du bâti-moteur, altérant leurs propriétés mécaniques. C'est ainsi qu'à la suite de contraintes résultant de la rupture par projectile du bras supérieur gauche du bâti et d'une diminution de résistance consécutive à l'action du feu, l'œil supérieur droit retenant l'attache correspondante du bâti-moteurs est rompu en traction, libérant le GTP qui a basculé vers le bas en pivotant sur les points d'attache inférieurs par lesquels il était encore retenu (v. annexe 19).

1.15. Questions relatives à la survie des occupants

La violence de l'impact et les dommages subis par l'avion excluaient la survie des occupants.

1.16. Essais et recherches

A la suite de cet accident, la Société Turbomeca a entrepris différentes actions en vue d'expliquer l'éclatement du disque 1er étage de turbine et d'en empêcher le renouvellement.

1.16.1. Contrôle des disques de turbine 1er étage

Le motoriste a fait revenir dans ses établissements, pour contrôle, tous les moteurs utilisés en vol sur avions "Jetstream".

31 roues de turbine 1er étage totalisant un nombre d'heures de fonctionnement variant entre 20 et 750 ont été examinées. 18 disques provenaient de moteurs montés sur avions d'utilisation et 13 disques de moteurs montés sur avions de certification ou de démonstration.

12 disques présentaient des criques frontales sur la jante côté bord de fuite.

La plus grande crique frontale relevée sur un disque du premier groupe mesurait 1 mm de longueur pour 355 h de fonctionnement.

La plus grande crique frontale relevée sur un disque du second groupe mesurait 5 mm pour 223 h de fonctionnement.

1.16.2. Tests d'endurance au banc alternateur

Afin d'étudier le comportement des disques 1er étage aux chocs thermiques, la Société Turbomeca a effectué des essais d'endurance au banc alternateur. Cette série de tests représentant 1340 h d'essai réparties sur 9 roues de turbine 1er étage, dont 4 neuves, a comporté une succession ininterrompue de cycles de 5', soit 2'30" au régime maximum et 2'30" au régime minimum, la montée et la descente s'effectuant en 10 secondes.

Dans le but d'accélérer l'apparition et l'évolution des criques, les essais ont été faits avec une variation de température devant turbine (Δt_3) jusqu'à 10° supérieur au Δt_3 maximum (510°C) que l'on peut rencontrer en vol avec un moteur de ce type monté sur avion "Jetstream".

Le tableau ci-dessous indique le développement de la plus grande crique frontale relevée au bord de fuite en fonction du nombre total de cycles :

<u>Type de roue</u>	<u>Δt_3</u>	<u>nombre de cycles</u>	<u>long. en mm</u>
Roue A, neuve	400°	500	-
	400°	1000	-
	400°	2000	-
	460°	2517	2
	510°	3017	4
Roue B, neuve	520°	500	0,7
		1585	7

		2000	11
		2318	27 ³⁾)
Roue C, neuve	520°	1033	0,5
		2033	4,6
		2537	9,5
Roue D, neuve	520°	1035	0,5
		2070	6
Roue E, 630 h	520°	500	6
env. 850 cycles		1000	7
			8,5
Roue F, 750 h	520°	500	5,5
env. 925 cycles		1000	9
Roue G, 475 h	520°	500	3
env. 525 cycles			
Roue H, 356 h	520°	500	2
env. 300 cycles			
Roue I, 310 h	520°	760	1
env. 300 cycles		1850	2,7
		2470	11

1.16.3. Contrôle des galets forgés utilisés pour la fabrication des disques de turbine

L'éclatement de la roue de turbine survenu à l'avion D-INAH a conduit la Société Turbomeca à revoir les méthodes d'examen non destructif par ultrasons des ébauches matricées.

³⁾ Essai interrompu en raison de vibrations du banc. Au démontage, il est apparu que le disque était fendu jusqu'au logement d'un tirant d'assemblage par le prolongement d'une crique.

C'est ainsi que l'ancien procédé manuel par contact a été remplacé par une détection automatique des défauts par immersion avec enregistrement.

Pour des raisons inhérentes à cette technique et à cause de la forme des pièces, le sondage selon l'ancien procédé était limité à certaines régions et la détection à certains types de défauts.

Le nouveau procédé par immersion adopté offre l'avantage d'une exploration sans lacune de tout le volume de matière considéré et une meilleure détection des défauts éventuels.

Cette nouvelle méthode permet notamment la mise à jour d'hétérogénéités de structure sous forme de plages à gros grain. Ce phénomène insoupçonné jusqu'alors a aussi conduit au rebut d'un certain nombre de galets, l'influence de ces zones sur le comportement en service n'étant pas encore suffisamment connue.

1.17. Autres mesures

1.17.1. Construction d'un blindage

La Société Handley Page ayant cessé ses activités, le motoriste a mis au point un blindage destiné à mettre l'utilisateur à l'abri des effets que pourrait avoir l'expulsion de débris de disques à travers le carter de la turbine. Cette modification a fait l'objet d'une consigne impérative (TURBOMECA SERVICE no 0124) du 16 septembre 1970.

La Société Jetstream Aircraft Ltd, qui a repris provisoirement la fabrication et la responsabilité du type Jetstream, a également étudié un blindage aux mêmes fins faisant l'objet de la modification 5001, rendue impérative par une consigne de navigabilité.

1.17.2. Refroidissement

Se basant sur le fait que le moteur Az XVI dérivé du moteur Az XIV par le refroidissement de la jante et des pales de turbine 1er étage par de l'air prélevé au compresseur ne présentait pratiquement pas de criques, la Maison Turbomeca a proposé une solution permettant de retarder leur apparition sur Az XIV par le montage d'un distributeur 2e étage type Az XVI.

Cette modification a fait l'objet d'une consigne classée "recommandée" (TURBOMECA SERVICE no 0127), publiée le 16 septembre 1970.

1.17.3. Amélioration du dispositif d'extinction GTP

La modification no 5002, publiée par la Société Jetstream Aircraft Ltd en septembre et novembre 1971 prévoit la séparation de l'alimentation du circuit et le raccordement du disjoncteur thermique G 10 au "battery bus" par l'intermédiaire d'un nouveau fusible.

Il est à relever que cette modification ne permet pas la détection par l'équipage de la fusion d'un fusible telle que celle qui a été constatée sur l'avion sinistré; seule la protection du dispositif extincteur par des disjoncteurs thermiques donnerait au pilote en tout temps une indication positive sur l'état du circuit électrique.

1.17.4. Déplacement des robinets coupe-feu

Selon les informations fournies par la Maison Scottish Aviation Ltd, fabricant actuel du type Jetstream, la modification 5003, non documentée par une fiche de modification, prévoit le déplacement du robinet de carburant basse pression, et du robinet hydraulique vers l'emplanture de l'aile. La modification 6028, une variante de la précédente, prescrit le déplacement du robinet hydraulique vers l'emplanture de l'aile et celui du robinet de carburant basse pression derrière le longeron avant, c'est-à-dire dans le réservoir de carburant.

2. ANALYSE ET CONCLUSIONS

2.1. Analyse

Cet accident résulte d'un certain nombre de circonstances dont l'enchaînement peut être fractionné en six parties :

- 1) Défaillance du GTP gauche, avec ses conséquences directes ;
- 2) Circuit avertisseur d'incendie;
- 3) Dispositif extincteur;
- 4) Robinets coupe-feu;

- 5) Circuit hydraulique;
- 6) Dégradation des conditions de vol.

2.1.1. Défaillance du GTP gauche

Le démontage du moteur a révélé que le disque 1er étage de turbine avait éclaté et provoqué la défaillance du GTP. En s'échappant, les débris du disque ont perforé le carter de la turbine et la cloison pare-feu horizontale et ont sectionné des éléments tubulaires du bâti-moteur, ainsi que la conduite d'amenée de carburant et la conduite hydraulique.

La rupture de ces conduites a entraîné la fuite du carburant et du fluide hydraulique, qui se sont enflammés dans la zone à haute température à l'arrière du moteur.

Les débris du disque n'ont pas été retrouvés.

L'examen des turbines des deux moteurs a mis en évidence des criques et des microfissures sur la circonférence des disques du 2e étage du moteur avarié et des 1er et 2e étages du moteur opposé. La conception des disques de turbine a contribué à l'apparition de ces criques; lors de réduction de la puissance du moteur, les aubes taillées dans la masse se refroidissent plus rapidement que le corps du disque, ce qui provoque des contraintes thermiques élevées notamment au raccordement aubes-jante.

Les essais au banc ont démontré l'importance du Δt_3 pour l'apparition et la propagation des criques. La vitesse de propagation des criques frontales sur les disques, avec un Δt_3 de 520°C a été la même pour des pièces neuves que pour celles ayant fonctionné en vol, alors qu'aucune crique n'est apparue sur un disque soumis à un Δt_3 de 400°C pendant 2000 cycles.

La vitesse de propagation de la crique augmente avec sa longueur; on peut estimer la longueur critique (au-delà de laquelle la propagation est instantanée) à 10 mm environ.

Les plus grandes criques frontales relevées au bord de fuite des disques de 1er étage provenant des moteurs rappelés en usine ont été détectées sur des moteurs particulièrement sollicités par des vols de certification et de démonstration. La longueur de ces criques est bien inférieure à la valeur

critique.

Le disque éclaté de l'avion D-INAH présentait un nombre d'heures de fonctionnement plus faible que celui où l'on pourrait prévoir statistiquement l'apparition d'une longueur de criques critique.

Au cours des mêmes essais, il a aussi été constaté qu'une évolution lente des criques entraîne des vibrations importantes de niveau très élevé dès que la longueur de la crique atteint une certaine valeur.

En s'ouvrant, les criques frontales modifient la répartition des masses de l'ensemble tournant et les vibrations engendrées par ce déséquilibre provoquent des dégâts très importants au moteur, notamment au palier arrière. Or, aucun dommage de ce genre n'a été constaté sur le moteur en cause. A noter également que ce moteur totalisait moins d'heures de fonctionnement que le moteur droit sur lequel il s'est avéré qu'il n'y avait pas de criques importantes avant l'impact.

L'examen des chambres de combustion des deux moteurs a montré que celles-ci portaient des traces évidentes de température excessive. Selon les renseignements fournis par le motoriste, les chambres des moteurs rentrés en usine pour vérification présentaient les mêmes symptômes. L'état dans lequel ont été retrouvées les chambres de combustion de l'avion sinistré résulte très vraisemblablement des difficultés rencontrées à différentes reprises par l'exploitant lors de la mise en marche du moteur, par basse température notamment.

De l'avis du motoriste, de mauvais démarrages peuvent affecter la partie extérieure de l'aubage, mais ne sauraient avoir contribué à la rupture du disque. En revanche, le phénomène de pompage observé lors de trop brusques accélérations de la turbine pourrait provoquer des chocs thermiques susceptibles de conduire à une évolution rapide de criques.

Examen des ébauches matricées

La nouvelle méthode d'examen aux ultrasons étudiée et mise au point par Turbomeca à la suite de cet accident a permis de détecter des défauts métallurgiques et des hétérogénéités de structure qui n'étaient pas décelables selon l'ancienne méthode.

Les plages de gros grain peuvent avoir deux origines qui n'ont pas pu être différenciées l'une de l'autre

- erreur de traitement thermique chez l'aciériste;
- écrouissage par le forgeage.

L'influence de gros grain dans les galets sur le vieillissement prématuré des roues de turbine n'est pas établie de façon concluante.

2.1.2. Circuit avertisseur d'incendie

L'équipage étant tenu de s'assurer par deux fois du bon fonctionnement de l'installation avant la mise en marche des GTP, on peut admettre que ces circuits étaient opérationnels au départ de Munich.

En revanche, l'enquête n'a pas permis d'établir si l'installation était encore en mesure de fonctionner après la défaillance du GTP gauche. L'éclatement du disque de turbine peut avoir endommagé le câblage électrique et mis le circuit avertisseur hors service.

2.1.3. Dispositif extincteur

Les deux bouteilles extinctrices ont été retrouvées pleines avec les cartouches de décharge intactes et en parfait état de fonctionnement.

Le degré d'endommagement des commutateurs commandant la mise à feu électrique des cartouches de décharge des bouteilles n'a pas permis de déterminer si ceux-ci ont été actionnés par l'équipage. De même, la position, au moment de l'accident, des disjoncteurs protégeant l'installation n'a pas pu être précisée.

L'expertise du fusible principal F 9 retrouvé dans le compartiment électrique dans la partie avant du fuselage a révélé que le filament avait fondu sous l'effet d'un échauffement électrique et non à la suite d'un court-circuit.

L'examen du câblage électrique, dans la mesure où l'état dans lequel il a été retrouvé le permettait, n'a pas révélé d'anomalie susceptible d'expliquer une défaillance du dispositif extincteur.

Une panne électrique entre le tableau de commande et les

extincteurs n'aurait affecté qu'une bouteille, la probabilité d'une défaillance simultanée des deux circuits indépendants étant extrêmement faible.

De plus, une défectuosité dans l'installation électrique aurait eu normalement pour conséquence le déclenchement du disjoncteur concerné et non la fusion du fusible principal.

En conséquence, deux hypothèses peuvent être formulées

- le fusible principal F 9 était déjà endommagé lorsque l'incendie s'est déclaré et que les extincteurs auraient dû être actionnés;
- les commutateurs de mise à feu des cartouches de décharge n'ont pas été actionnés.

Une défectuosité du fusible principal n'était pas décelable par l'équipage, qui n'avait pas la possibilité de vérifier la continuité électrique du dispositif extincteur, un tel contrôle exigeant la déconnexion préalable des cartouches de décharge des bouteilles extinctrices.

Le manuel d'entretien de l'aéronef, agréé ARB, prescrit un contrôle des fusibles tous les douze mois. L'avion, sorti d'usine en janvier 1969, a été utilisé par le constructeur pour des vols de certification et de démonstration jusqu'au 8 septembre 1969, date à laquelle il a été cédé à la Compagnie Bavaria. Le jour de l'accident, l'appareil totalisait ainsi 13 mois d'exploitation. Une vérification du fusible en question aurait donc normalement dû être effectuée environ un mois auparavant. Ce contrôle n'a pas été fait, le service technique de la Compagnie Bavaria ayant commencé à comptabiliser la première période de douze mois à partir du moment où l'aéronef a été exploité sous pavillon allemand.

L'enquête n'a pas pu établir la cause de la défectuosité constatée sur le fusible principal. Il est toutefois vraisemblable que cette avarie était antérieure à l'accident.

En ce qui concerne le système, il faut relever que le raccordement des deux circuits électriques de décharge des extincteurs a un seul fusible principal excluait la sécurité visée par le dédoublement de ces circuits.

Aucun indice ne permet de retenir la seconde hypothèse. En

effet, étant donné l'expérience générale de l'équipage, il est invraisemblable que les pilotes n'aient pas immédiatement tenté d'actionner le dispositif extincteur.

La possibilité d'une erreur de manipulation, notamment d'une confusion avec le bouton voyant FIRE WARNING/PRESS TO FEATHER peut être écartée, car les pilotes avaient suivi un cours de transition approfondi sur l'avion sinistré peu auparavant.

Il y a donc lieu d'admettre que l'équipage n'était pas en mesure de circonscrire l'incendie à cause de la défaillance du système.

2.1.4. Robinets coupe-feu

Le démontage du robinet basse pression carburant et du robinet hydraulique a révélé que ceux-ci étaient ouverts lorsque l'accident s'est produit.

L'examen de détail au niveau du cockpit n'a pas permis de déterminer si le levier d'actionnement de ces robinets, retrouvé à fond de course sur la position SHUT, se trouvait vraiment dans cette position au moment de l'impact.

Le fait que ces robinets sont restés ouverts a eu une incidence décisive sur l'issue du vol. En effet, l'incendie qui s'est déclaré à la suite de la défaillance du GTP gauche a été alimenté par le carburant et le fluide hydraulique qui s'échappaient des conduites sectionnées à la suite de la rupture du disque de turbine.

On peut supposer que le robinet a été actionné à un moment où le support du robinet était déjà trop affaibli pour assurer le renvoi, ou que l'équipage n'a pas effectué cette manœuvre.

La perte de temps consécutive aux différences relevées dans la séquence des procédures de détresse employées par l'équipage et celles indiquées dans le manuel de vol, et particulièrement le report de la fermeture des robinets de 2e en 4e position en cas d'incendie, ne saurait avoir été déterminante.

En revanche, si l'on envisage l'hypothèse d'une défectuosité du dispositif avertisseur d'incendie, consécutive à l'avarie du moteur gauche, un temps précieux a pu s'écouler jusqu'à ce que l'équipage s'aperçoive qu'un moteur était en feu. En effet, pour les pilotes, alertés par le bruit de l'éclatement

de la turbine, les indications fournies par les instruments laissaient conclure à une panne de moteur, mais ne permettaient pas de détecter le feu à bord. Appliquant alors la procédure "panne de moteur", l'équipage n'avait pas lieu de fermer les robinets coupe-feu, cette manipulation n'étant pas prescrite dans ce cas. L'incendie se propageant principalement dans la partie inférieure arrière du GTP, du côté extérieur, il était masqué par la nacelle-moteur, de sorte que l'équipage ne l'aurait décelé que tardivement.

Ainsi pourrait-on expliquer que les robinets ont été actionnés trop tard, c'est-à-dire à un moment où ils ne fonctionnaient plus ou que l'équipage, préoccupé d'éteindre l'incendie faisant rage et absorbé, par les difficultés de pilotage, a actionné le dispositif d'extinction sans préalablement fermer les robinets coupe-feu. Cette seconde hypothèse est toutefois peu probable, étant donné la bonne formation de l'équipage sur ce type et sa pratique régulière de la procédure en cas d'incendie.

2.1.5. Circuit hydraulique

Le robinet hydraulique gauche accouplé au robinet coupe-feu carburant étant resté également ouvert, le fluide hydraulique a pu s'écouler par la conduite endommagée par l'éclatement du disque de turbine.

La baisse de pression qui en est résultée a eu pour conséquence d'empêcher la sortie complète de la roue de pouce qui s'est arrêtée dans une position intermédiaire entre UP et DOWN.

Le fait que le sélecteur hydraulique de secours a été retrouvé branché sur la position FLAPS permet de conclure que l'équipage a constaté la défaillance du circuit et pris ses dispositions pour sortir les volets hypersustentateurs en actionnant la pompe à main.

2.1.6. Dégradation des conditions de vol

La Société Handley Page s'est livrée à une étude dans le but de déterminer si l'équipage aurait été en mesure de conserver le contrôle de l'avion après les détériorations probables survenues à la structure à la suite de la défaillance du GTP

gauche. D'après les résultats de cette étude un vol horizontal dans les conditions engendrées par l'avarie du moteur était pratiquement impossible et le contrôle de l'avion à la vitesse d'approche prescrite n'était plus assuré.

2.2. Conclusions

2.2.1. Faits établis par l'enquête

- L'équipage était en possession des licences et qualifications requises;
- l'avion était accompagné d'un certificat valable de navigabilité ;
- le poids et le centrage de l'appareil se trouvaient dans les limites prescrites;
- les conditions météorologiques n'ont joué aucun rôle déterminant dans l'accident;
- au cours de l'approche en vue de l'atterrissage à Samedan, le disque 1er étage de turbine du GTP gauche a éclaté. Les débris du disque ont perforé le carter de la turbine et la cloison pare-feu horizontale. Ils ont également sectionné des éléments tubulaires du bâti-moteur, notamment ceux solidaires de l'attache supérieure gauche, ainsi que la conduite d'amenée de carburant et la conduite hydraulique;
- un incendie s'est déclaré à l'arrière du moteur gauche. Le feu s'est propagé à travers la cloison pare-feu horizontale dans les zones 3 et 4> provoquant l'explosion du réservoir de carburant au niveau des cellules no 3 et 4;
- l'oeil supérieur droit (cellule) retenant l'attache correspondante du bâti-moteur gauche s'est rompu en traction par suite de contraintes résultant de la rupture du bras supérieur gauche et d'une diminution de résistance consécutive à l'action du feu. La rupture de l'oeil a eu pour conséquence de faire basculer le moteur vers le bas;
- Les deux bouteilles du dispositif extincteur des GTP ont été retrouvées pleines et intactes avec leurs cartouches de décharge en parfait état de fonctionnement ;
- le fusible principal F 9 de l'installation a été retrouvé fondu sous l'action d'un échauffement électrique et non

d'un court-circuit survenu à l'impact ;

- les robinets coupe-feu (robinet basse pression carburant et robinet hydraulique) sont restés ouverts; le levier de commande dans le cockpit a été retrouvé dans la position SHUT;
- l'incendie a été alimenté par le carburant et le fluide hydraulique qui se sont écoulés par les tuyauteries rompues;
- le moteur droit a tourné jusqu'à l'impact;
- le moteur gauche était arrêté avec l'hélice en drapeau;
- le train d'atterrissage principal était sorti et verrouillé. La jambe de la roue de proue n'était pas verrouillée.

2.2.2. Causes probables

L'accident est dû à une perte de contrôle consécutive à l'éclatement du disque 1er étage de la turbine du moteur gauche.

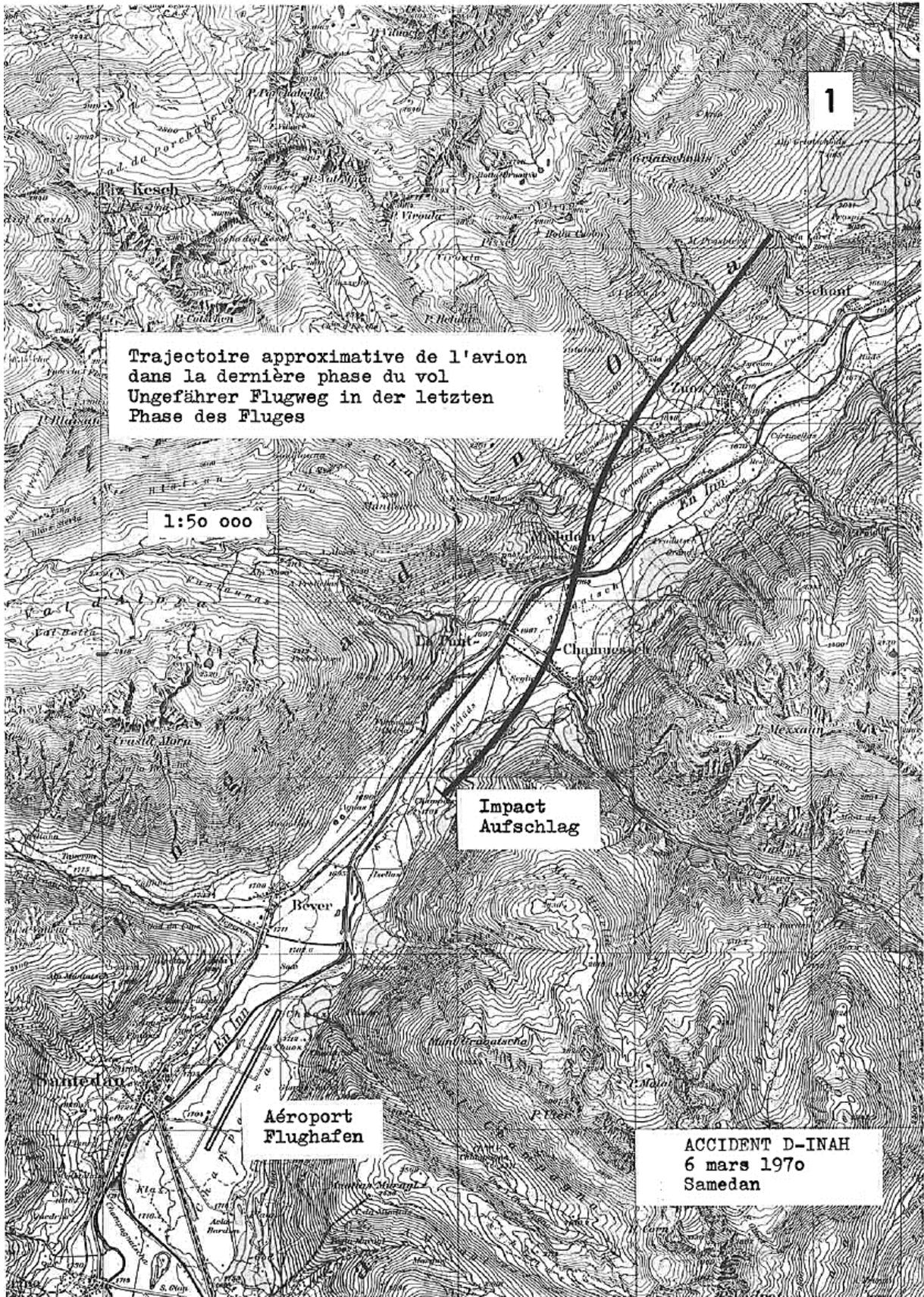
L'enchaînement des facteurs suivants a contribué à l'accident :

- incendie tardivement décelable; (circuit avertisseur d'incendie mis hors service par l'éclatement de la turbine);
- dispositif d'extinction défaillant;
- robinets coupe-feu restés ouverts, bien que vraisemblablement actionnés par l'équipage;
- dégradation des conditions de vol provoquées par les dégâts à la fixation du moteur et l'explosion d'un réservoir de carburant.

Les débris du disque éclaté n'ayant pas été retrouvés, les causes de la rupture de celui-ci n'ont pas pu être établies.

Samedan, le 15 juin 1973

et Berne, le 24 août 1973



Trajectoire approximative de l'avion
dans la dernière phase du vol
Ungefährer Flugweg in der letzten
Phase des Fluges

1:50 000

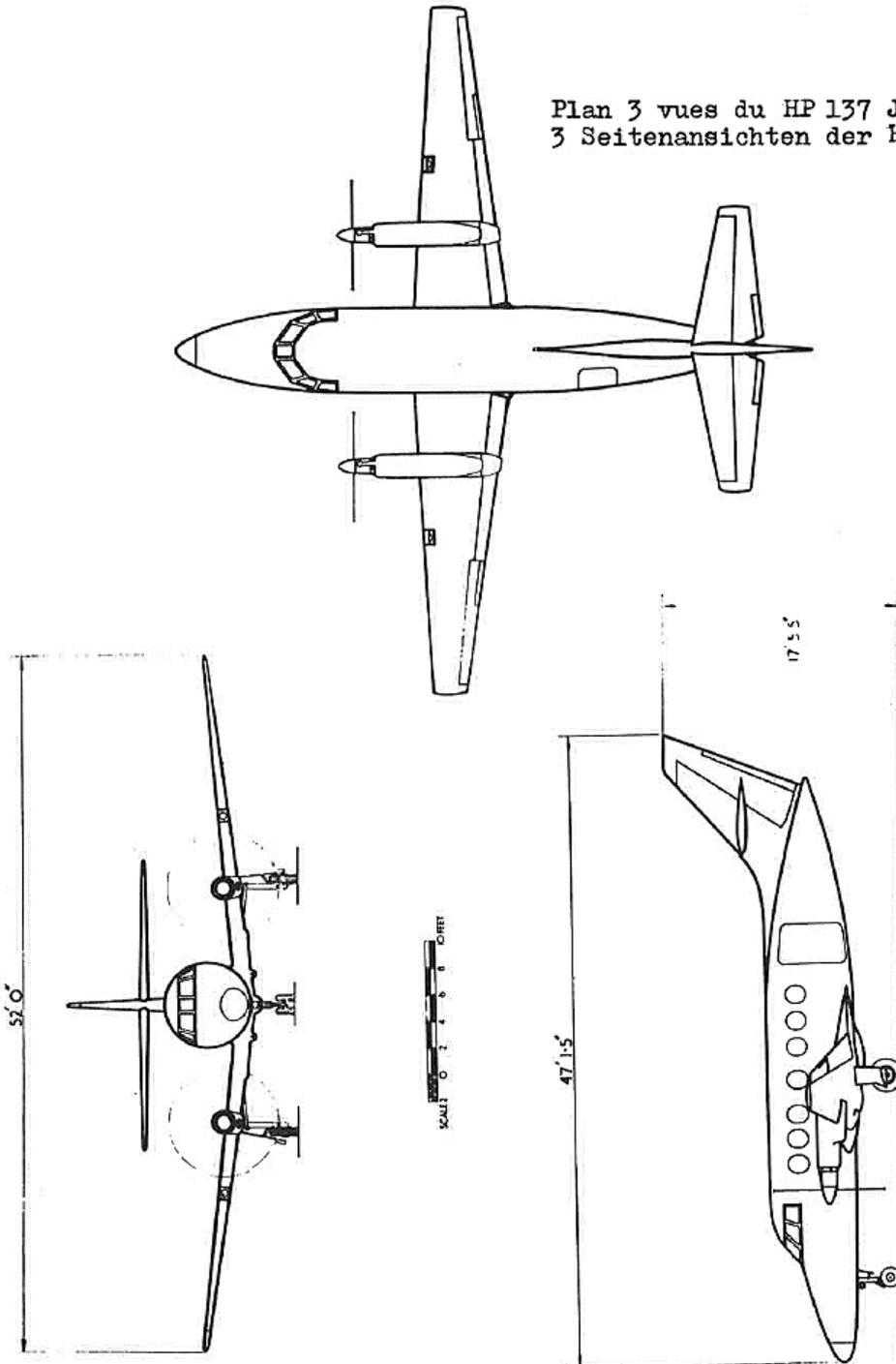
Impact
Aufschlag

Aéroport
Flughafen

ACCIDENT D-INAH
6 mars 1970
Samedan

PILOTS MANUAL

Plan 3 vues du HP 137 Jetstream
3 Seitenansichten der HP 137 Jetstream



HP 137 JETSTREAM

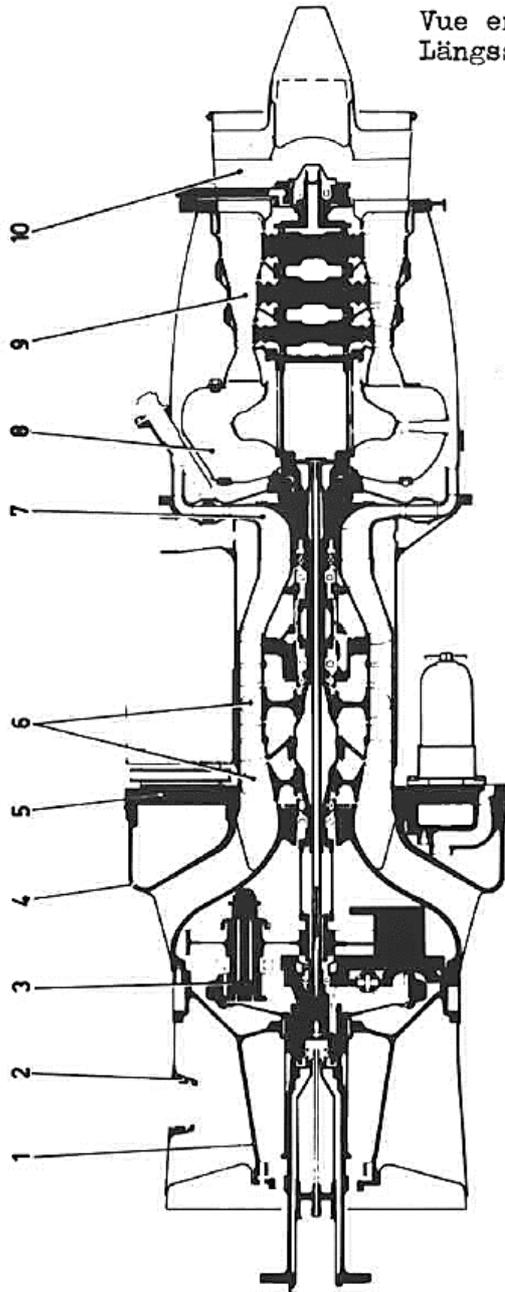
Mk. 1

**TURBOMECA
ASTAZOU XIV C
MANUEL D'ENTRETIEN**

CHAPITRE 31

DESCRIPTION SOMMAIRE DU MOTEUR

Vue en coupe longitudinale de l'Astazou XIV C
Längsschnitt des Triebwerkes Astazou XIV C



De l'avant à l'arrière se trouvent les principaux ensembles suivants :

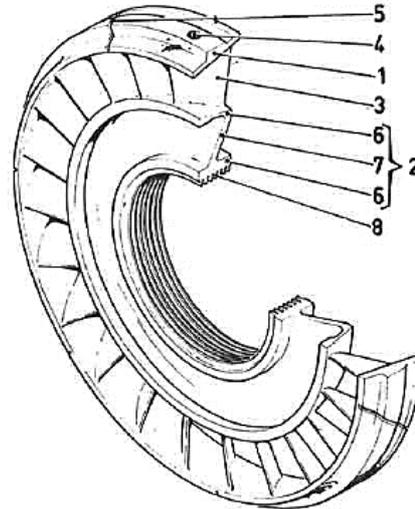
- | | |
|---------------------------|-------------------------------------|
| 1 - Support d'hélice | 6 - Compresseur axial à deux étages |
| 2 - Réservoir d'huile | 7 - Compresseur centrifuge |
| 3 - Réducteur de vitesse | 8 - Chambre de combustion |
| 4 - Carter d'entrée d'air | 9 - Turbine |
| 5 - Plaque d'accessoires | 10 - Diffuseur de sortie |

Distributeur deuxième étage (figure 31-48).

Monté à l'intérieur de l'anneau (repère 1 figure 31-47) du distributeur premier étage, il est constitué par une frette (1), un anneau intérieur (2) et vingt quatre pales (3).

La frette (1) comporte six perçages (4) dans lesquels s'engagent les vis de fixation montées sur les bossages (repérés 7 figure 31-47) du distributeur premier étage. Six encoches (5) équidistantes réalisées entre les perçages lui confèrent une certaine souplesse qui évite la formation des criques.

L'anneau intérieur (2) est constitué de deux couronnes (6) réunies par une nervure (7), L'alésage de la couronne intérieure comporte des chicanes (8) qui assurent l'étanchéité de la veine gazeuse au droit du moyeu des roues de turbine.



- Figure 31-48 - Distributeur deuxième étage -

Distributeur troisième étage.

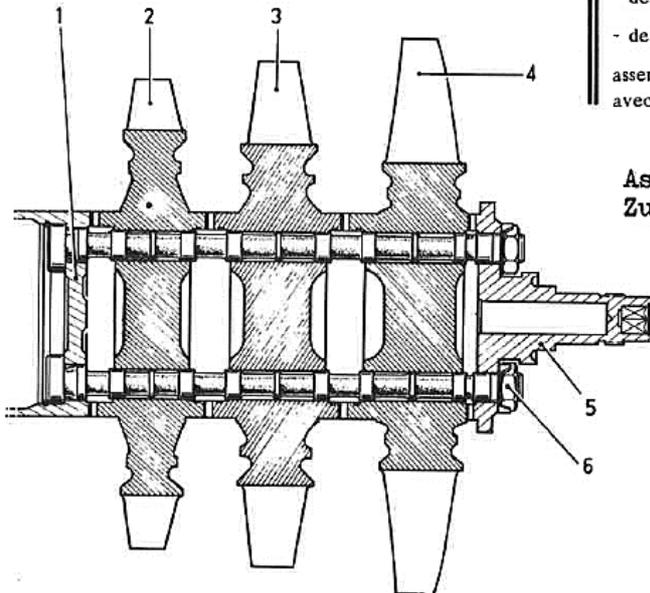
Monté également dans l'anneau du premier étage, il est aux dimensions près, de construction analogue au distributeur deuxième étage.

Parties mobiles (figure 31-49).

Les parties mobiles sont composées :

- de l'arbre de turbine (1),
- des trois roues de turbine (2), (3) et (4),
- de l'arbre à bride (5),

assemblées entre elles par quatre vis spéciales (6) avec écrous.



Assemblage des disques de turbine
Zusammensetzung der Turbinenräder

- Figure 31-49 - Parties mobiles de la turbine -

L'arbre de turbine (figure 31-50).

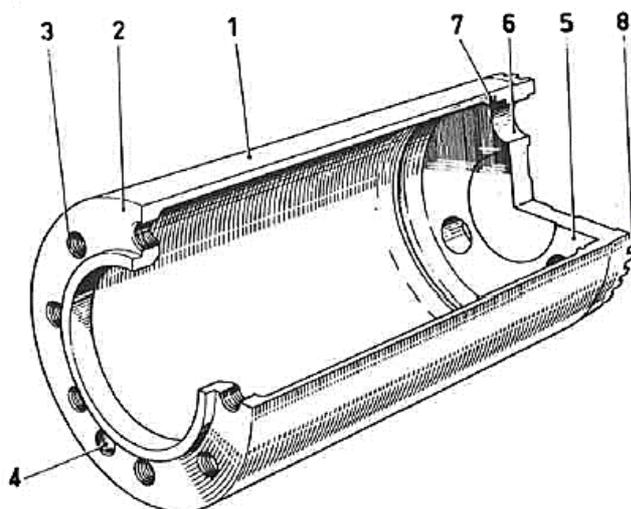
C'est un cylindre creux (1) fermé à son extrémité arrière et terminé à l'avant par une collerette intérieure (2) épaulée.

La collerette avant (2) est percée de trous taraudés (3), et de deux trous borgnes (4) pour pied de centrage, pour son assemblage avec le nez d'arbre, après interposition du distributeur de carburant.

La partie arrière (5) est percée de quatre trous lisses (6) pour le passage des vis d'assemblage des roues de turbine et de l'arbre à bride.

Une gorge intérieure (7) reçoit un jonc pour l'immobilisation des vis lors de l'assemblage de la turbine.

L'extrémité arrière du cylindre porte vingt quatre dents (8), convexes qui engrènent avec vingt quatre dents concaves de la roue de turbine premier étage.



- Figure 31-50 - Arbre de turbine -

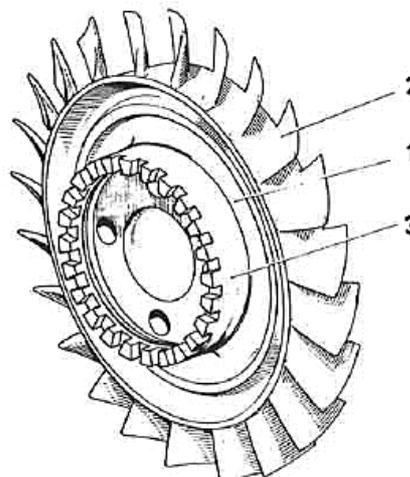
Roues de turbine (figure 31-51).

Au nombre de trois, elles sont aux dimensions et au nombre de pales près, de construction identique.

Chaque roue est constituée par un disque (1) à la périphérie duquel les pales (2) sont usinées.

Chaque disque comporte une couronne (3) de vingt quatre dents concaves sur la face avant et une de vingt quatre dents convexes sur la face arrière.

Ces dents engrènent avec les dents convexes et concaves correspondantes des éléments voisins.

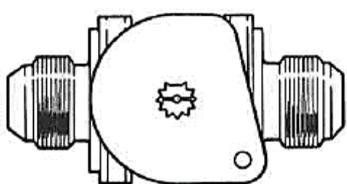


- Figure 31-51 - Roue de turbine -

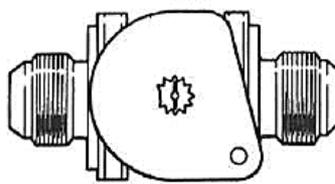
Roue de turbine
Turbinenrad

**HP
JETSTREAM**

MAINTENANCE MANUAL

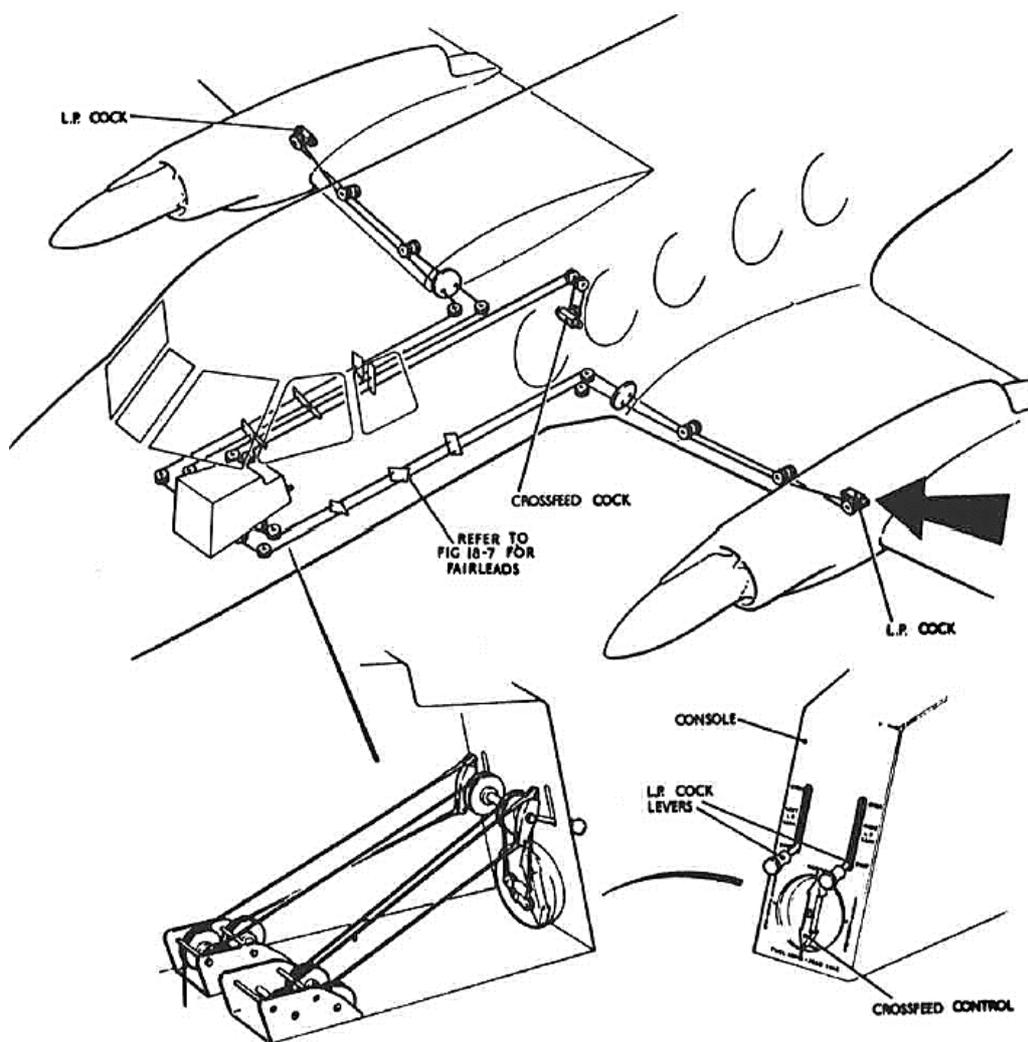


OPEN :- GROOVE IN LINE WITH FUEL FLOW



SHUT :- GROOVE ACROSS FUEL FLOW

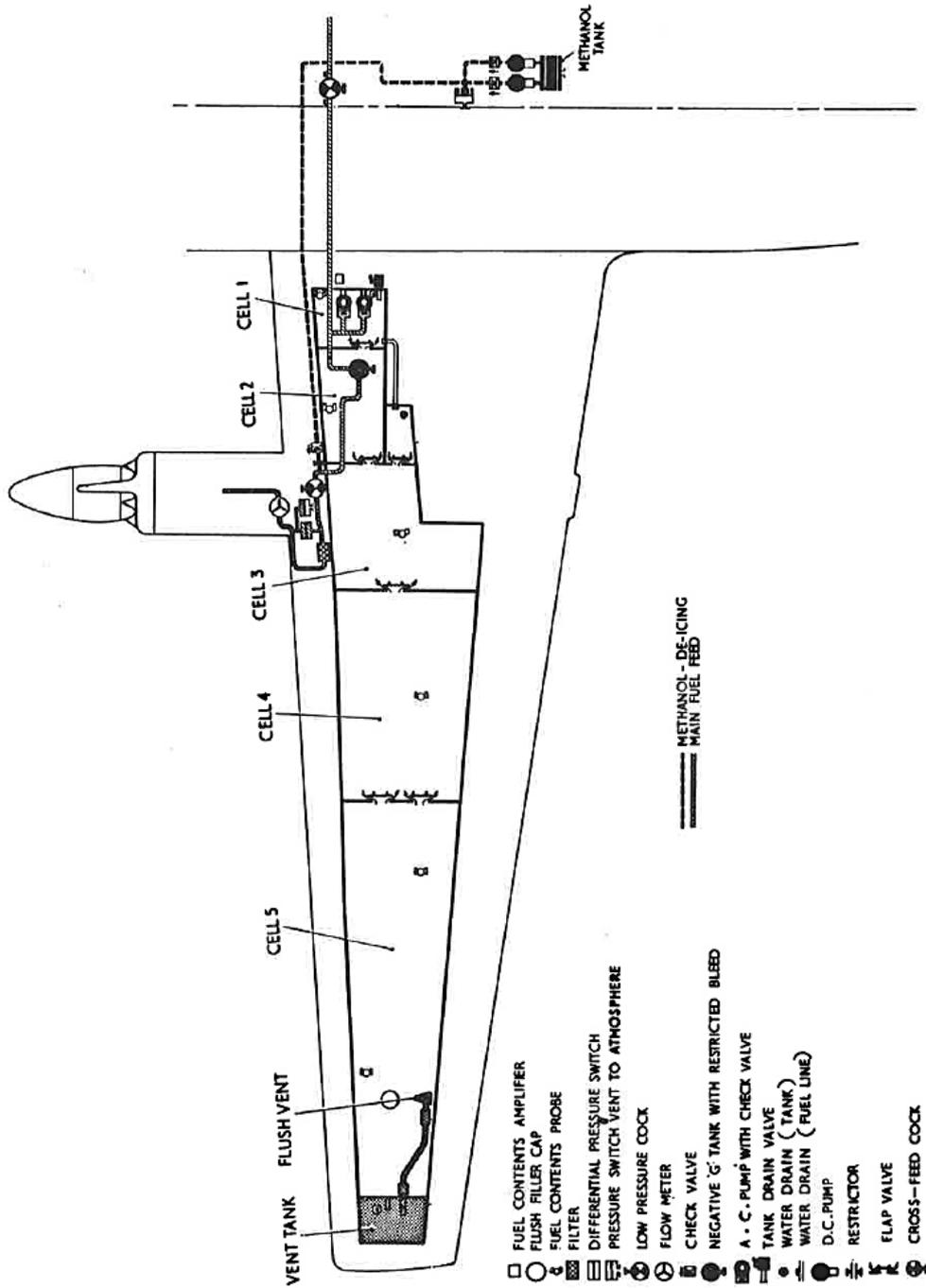
L.P. AND CROSSFEED COCKS



Commande du robinet basse pression du circuit de carburant
Steuerung des Kraftstoffniederdruckhahns

HP
JETSTREAM

MAINTENANCE MANUAL



Mk.1

Circuit d'alimentation en carburant
Kraftstoffanlage

MAINTENANCE MANUAL

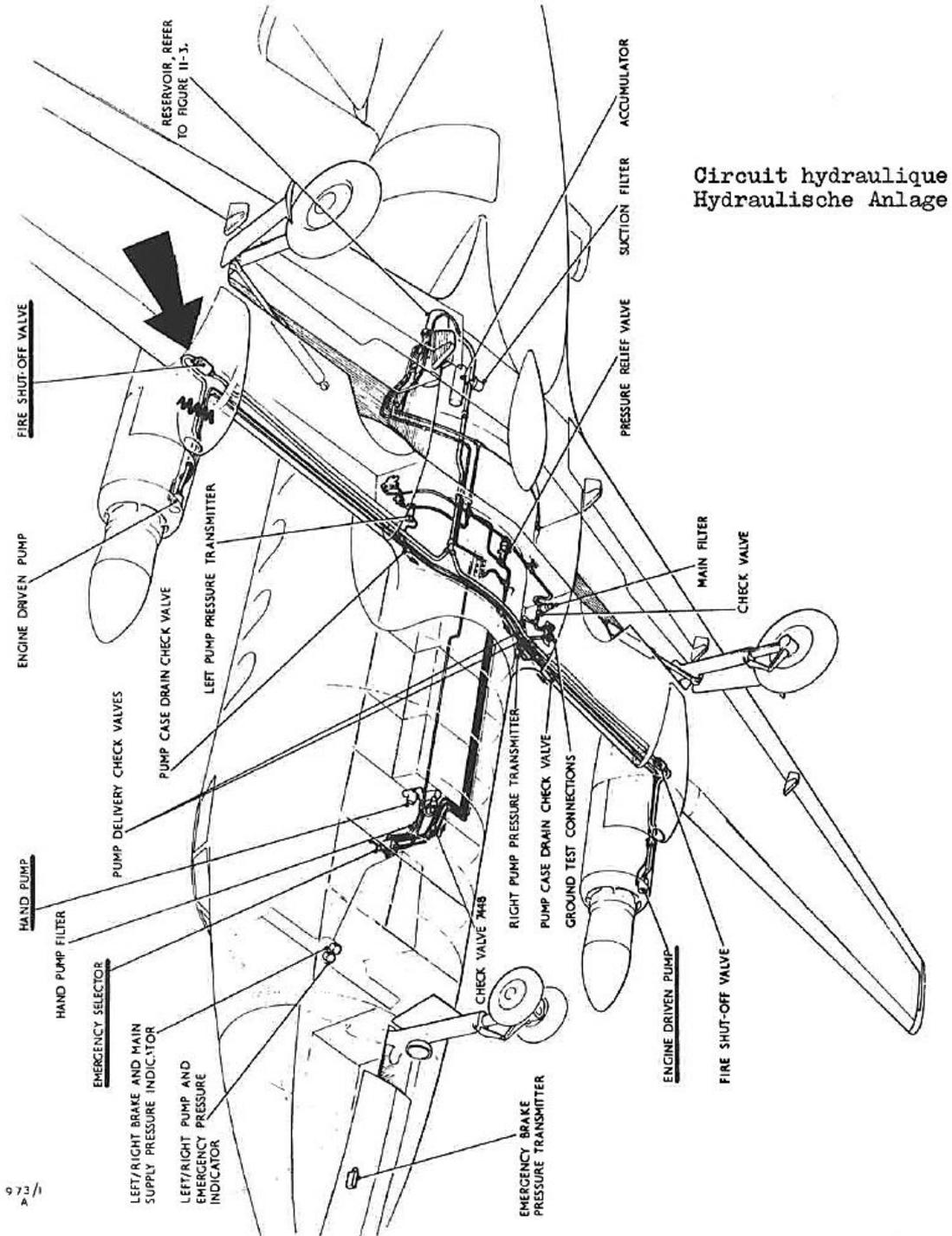


Figure 11-1 Location of Components

HP JETSTREAM

MAINTENANCE MANUAL

Dispositif avertisseur d'incendie dans GTP
Triebwerk-Feuerwarnanlage

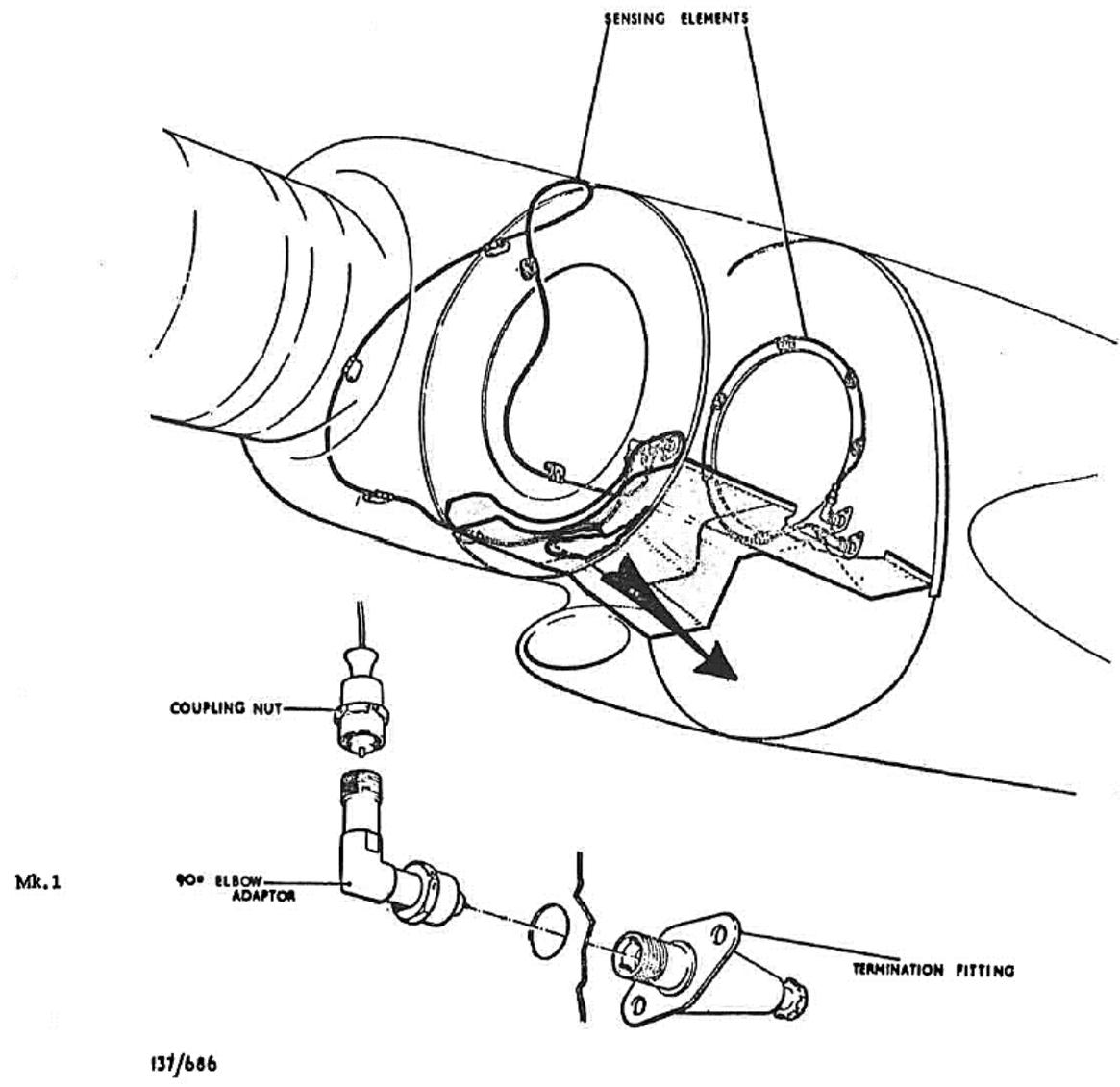
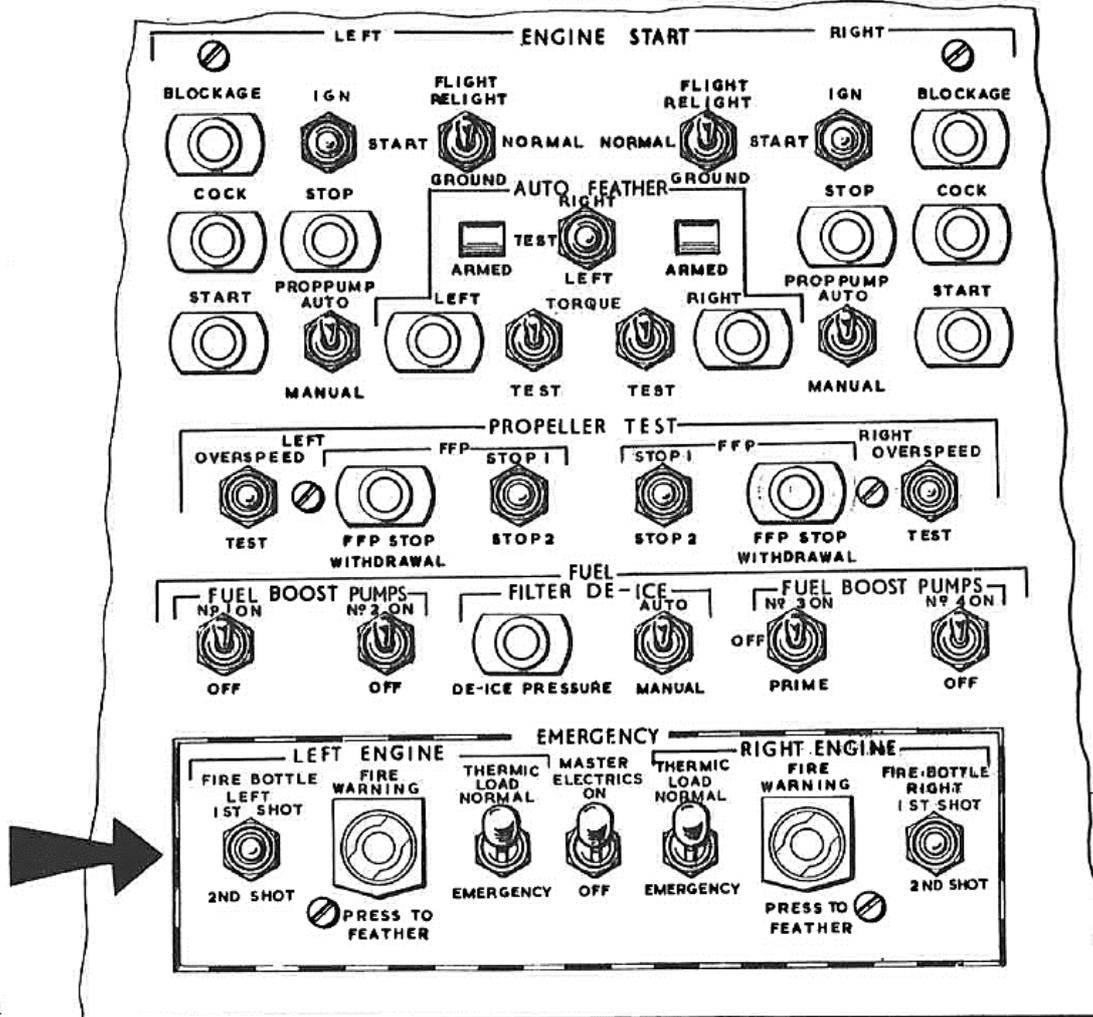


Figure 10-2 Firewire Sensing Elements and Connectors

HP
JETSTREAM

PILOTS MANUAL

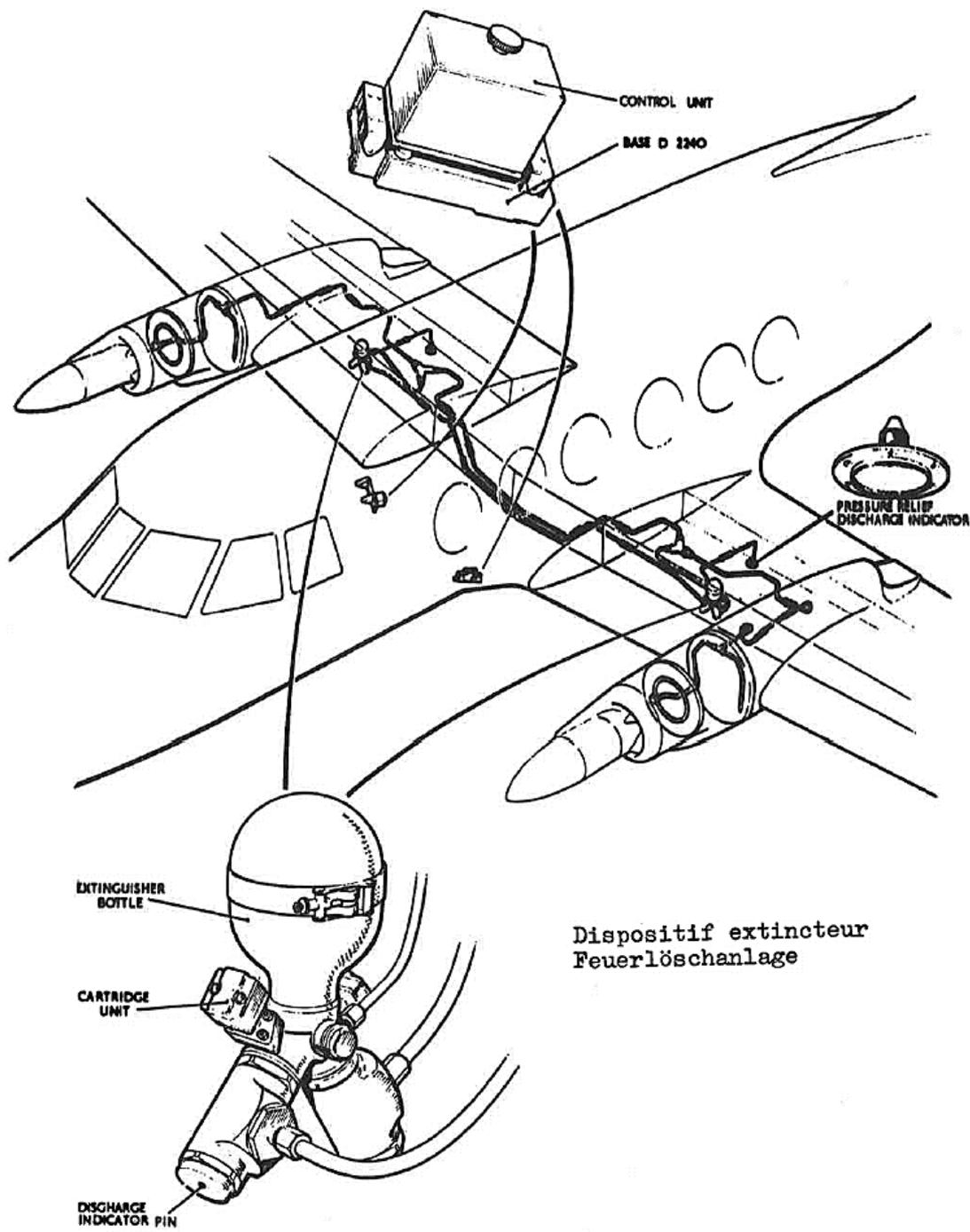


1k.1

137/1104

Dispositif extincteur: tableau de commande
Löschanlage: Schalttafel

Figure 2-15 Roof Panel - Section 'K'

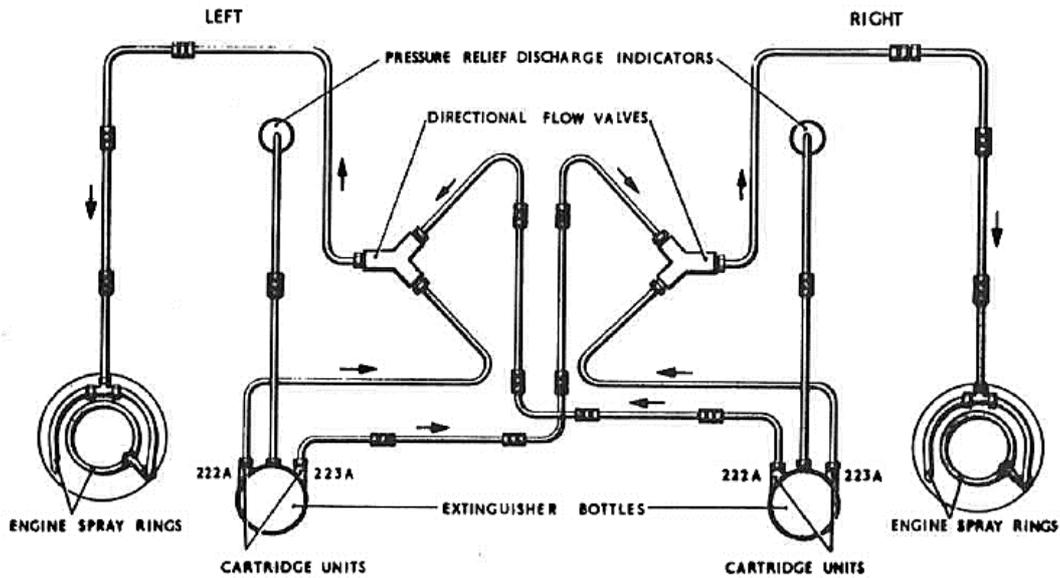


Dispositif extincteur
Feuerlöschanlage

Mk. 1

Figure 19-1 Fire Extinguisher System

MAINTENANCE MANUAL



137/693

Dispositif extincteur: schéma des conduites
 Feuerlöschanlage: Prinzipschema

CARTRIDGE FIRING UNIT

Data

Operating voltage	18 to 28,5 volts d. c.
Fuse resistance	5-6 ohms
Maximum safe test current	13 milliamperes

Check and Tests Before Installation

Mk. 1

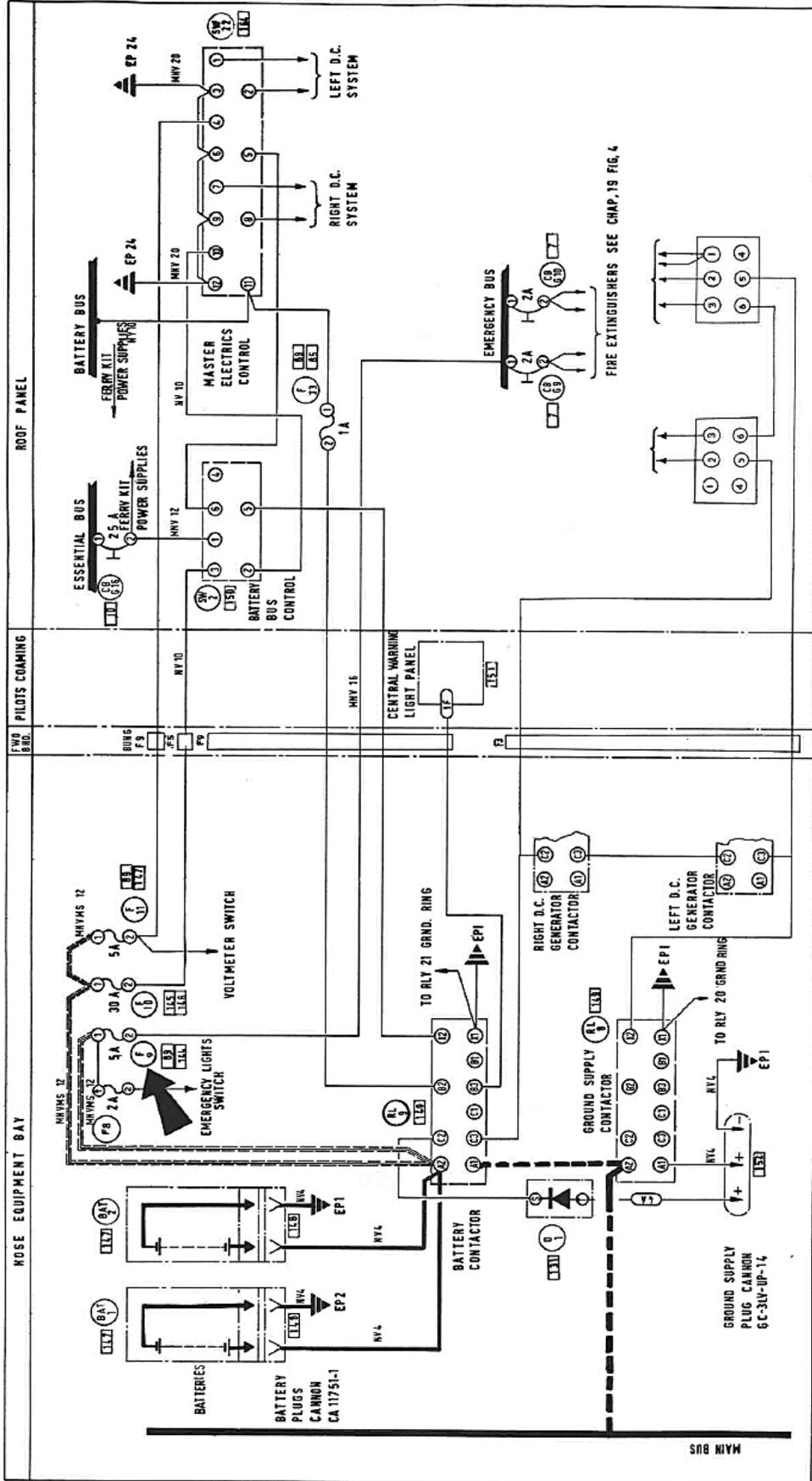
1. Check that the body and charge holder are free from corrosion, chafing or other damage.
2. Examine terminal block moulding and cover for cracks or any other damage.
3. Examine terminal screws and inserts for thread damage.
4. Make the following electrical tests.

WARNING

Before making any electrical tests, the cartridge unit must be mounted on a suitable structure. The charge holder end must be shielded but unrestricted in case of accidental firing. The removal and refitment of powder charges is dangerous and should only be undertaken by an approved repair organization.

CAUTION

Before insulation resistance check, ensure that the electrical leads at the cartridge head are shorted by a secure shorting lead to prevent accidental firing whilst checking the insulation resistance between terminals and the body. Ensure that the terminals are satisfactorily tested with a safety ohmmeter before proceeding with insulation resistance check.

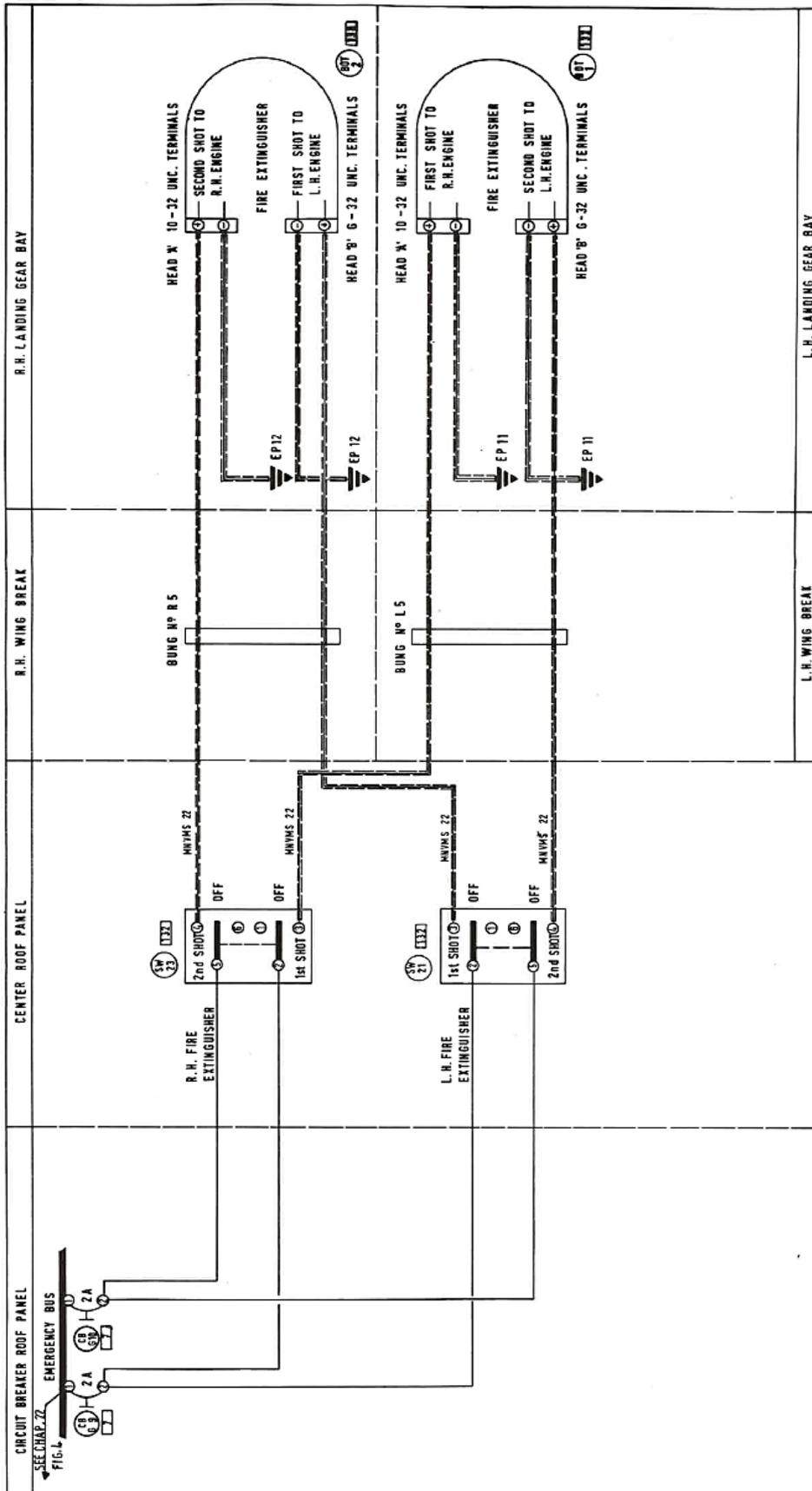


CIRCUIT CODE N° 3

GROUND SUPPLY AND BATTERY CONTROL - ROUTING

Schéma du circuit électrique avec fusible principal F9 du système extincteur
Elektrisches Schaltschema mit Hauptsicherung der Feuerlöscharlage

432/h

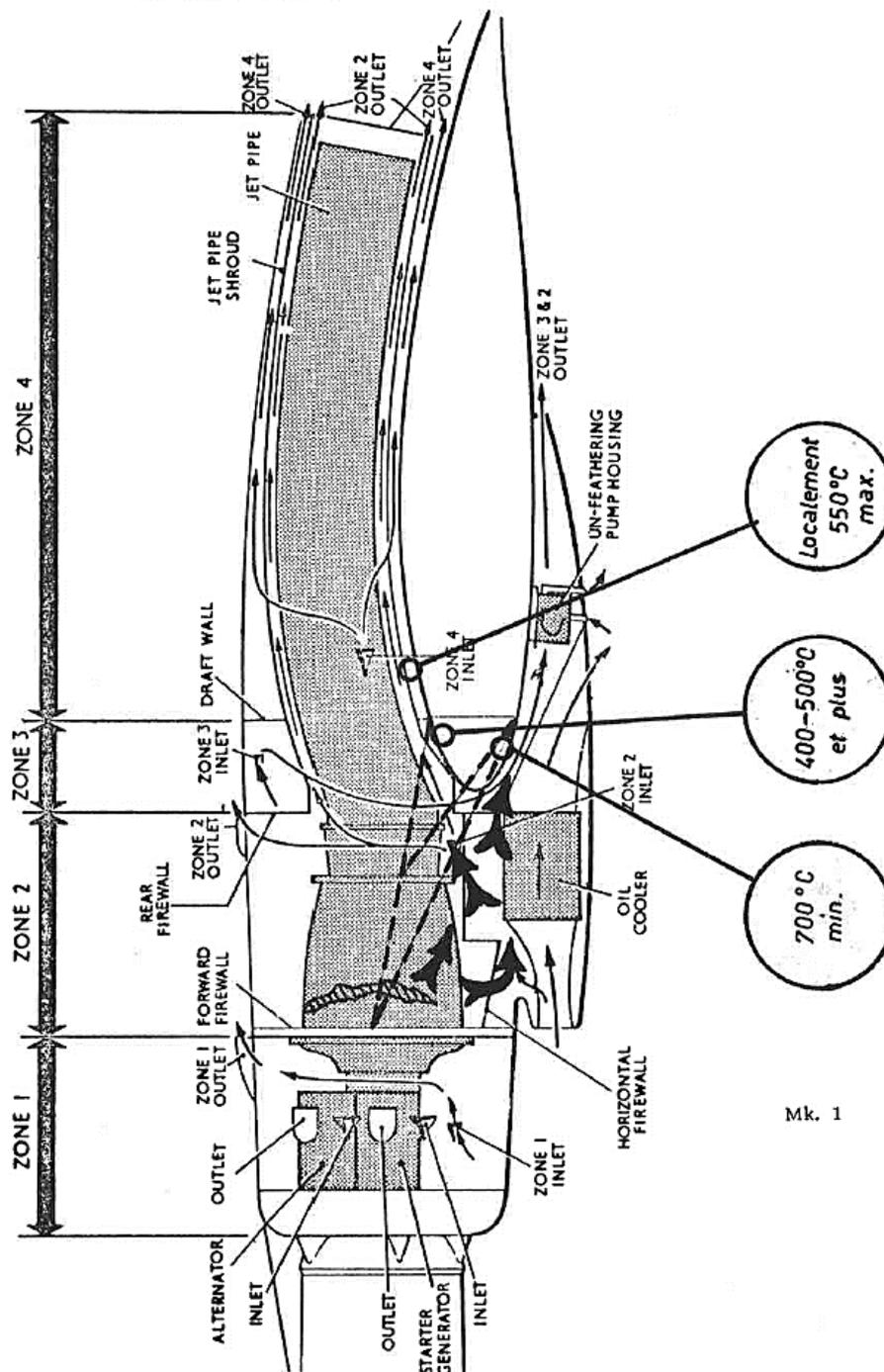


Dispositif extincteur: Schéma électrique
Feuerlöshanlage: Elektrisches Schaltschema

FIRE EXTINGUISHERS — ROUTING

CHAP. 19
FIG. 4

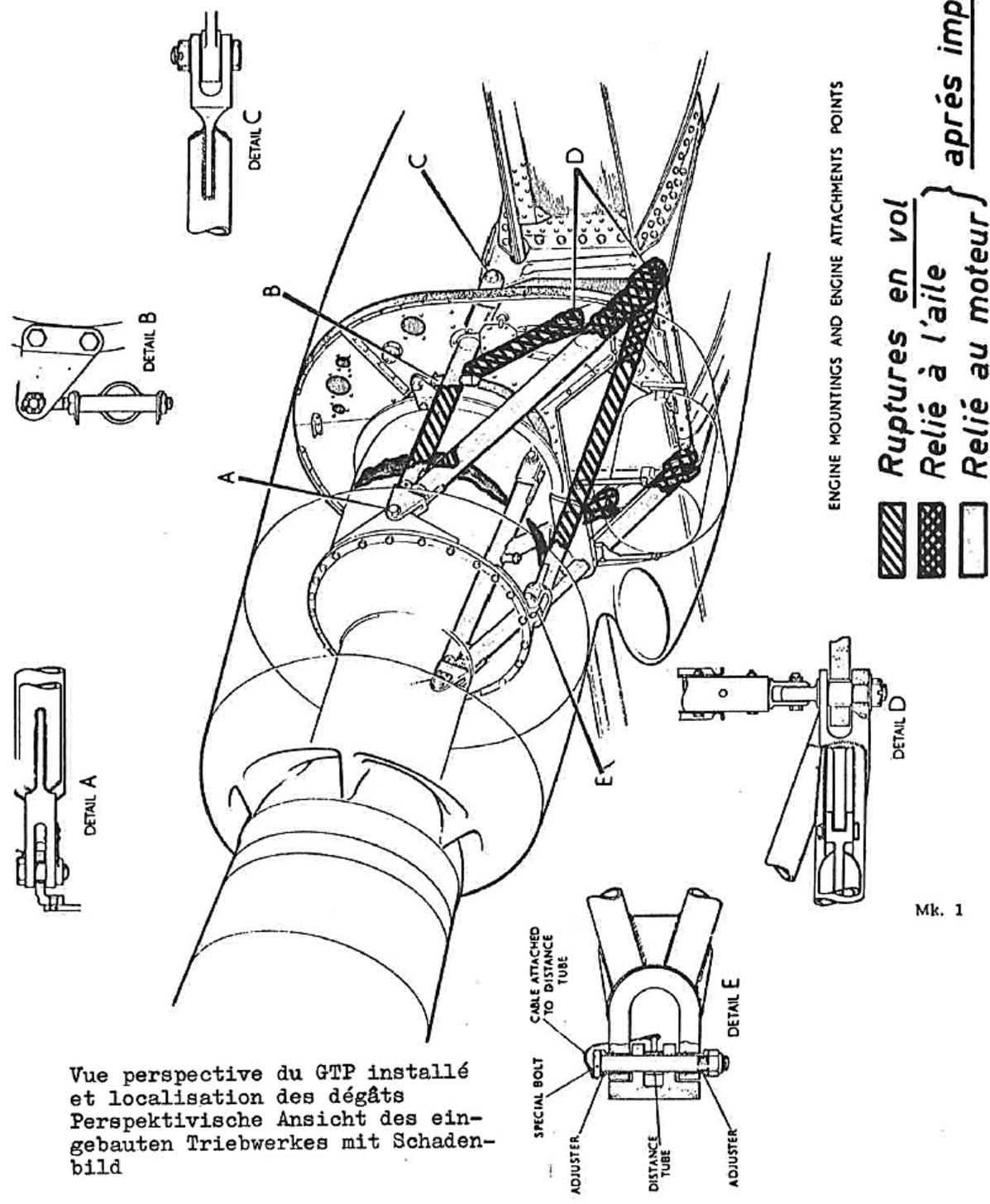
TRAINING MANUAL



Coupe longitudinale du GTP installé et localisation des dégâts
Längsschnitt des eingebauten Triebwerks mit Schadenbild

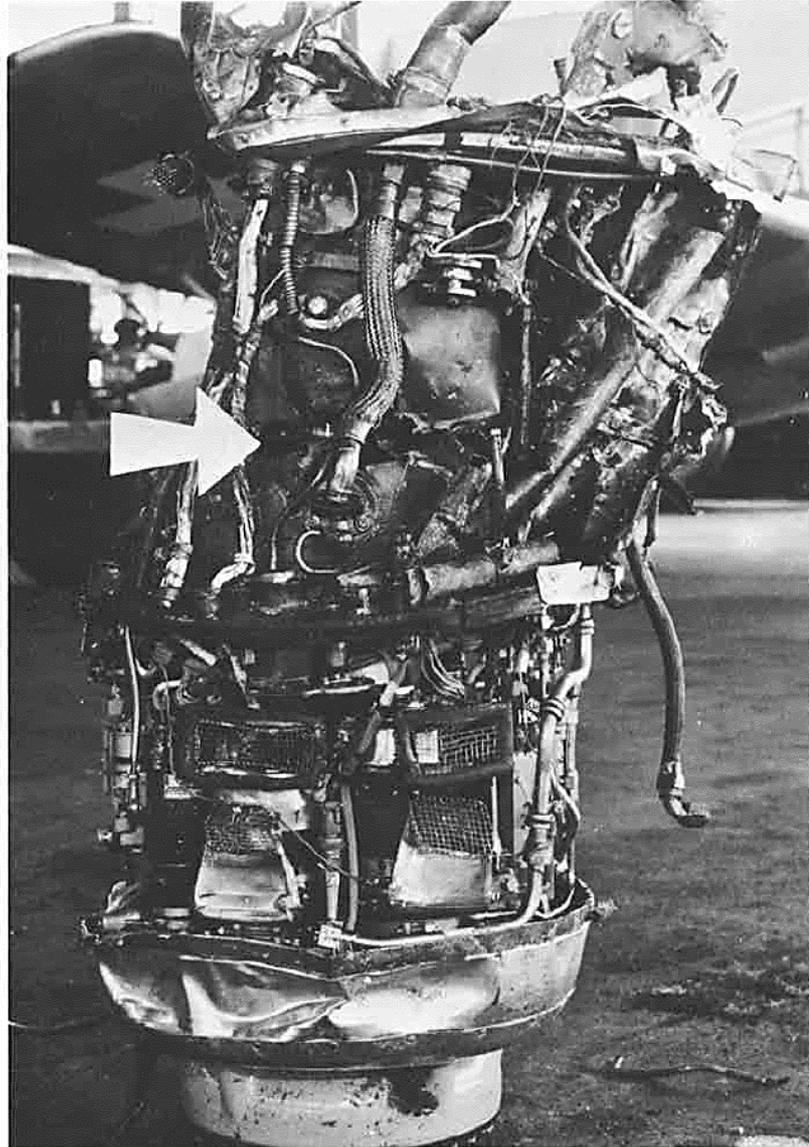
HP JETSTREAM

MAINTENANCE MANUAL



Vue perspective du GTP installé
 et localisation des dégâts
 Perspektivische Ansicht des ein-
 gebauten Triebwerkes mit Schaden-
 bild

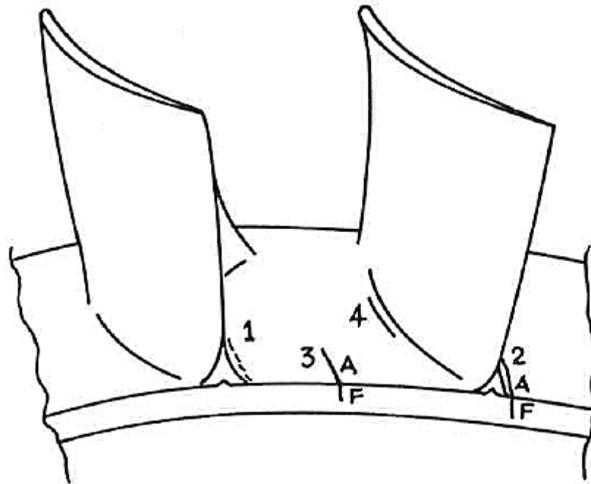
Figure 17-1 Engine Mounting and Engine Attachment Points



Vue du moteur gauche prise avant le démontage.
La flèche montre une déchirure du carter de turbine
provoquée par l'expulsion de débris du disque 1er étage.

Ansicht des linken Triebwerkes, aufgenommen vor der
Zerlegung. Der Pfeil zeigt einen Riss im Turbinengehäuse,
verursacht durch wegfliegende Teile der ersten Turbinen-
stufe.

Vue bord de fuite
Ansicht Austrittskante



Definition des types de fissures

Type 1 : Microfissures à l'emplanture, axiales

Type 2 : Fissuration à l'emplanture { branche axiale
branche frontale

Type 3 : Fissuration à l'interpale { branche axiale
branche frontale

Type 4 : Fissuration à l'extrados

Definition der Risse

Typ 1 : Haarrisse an der Schaufelwurzel, achsiale

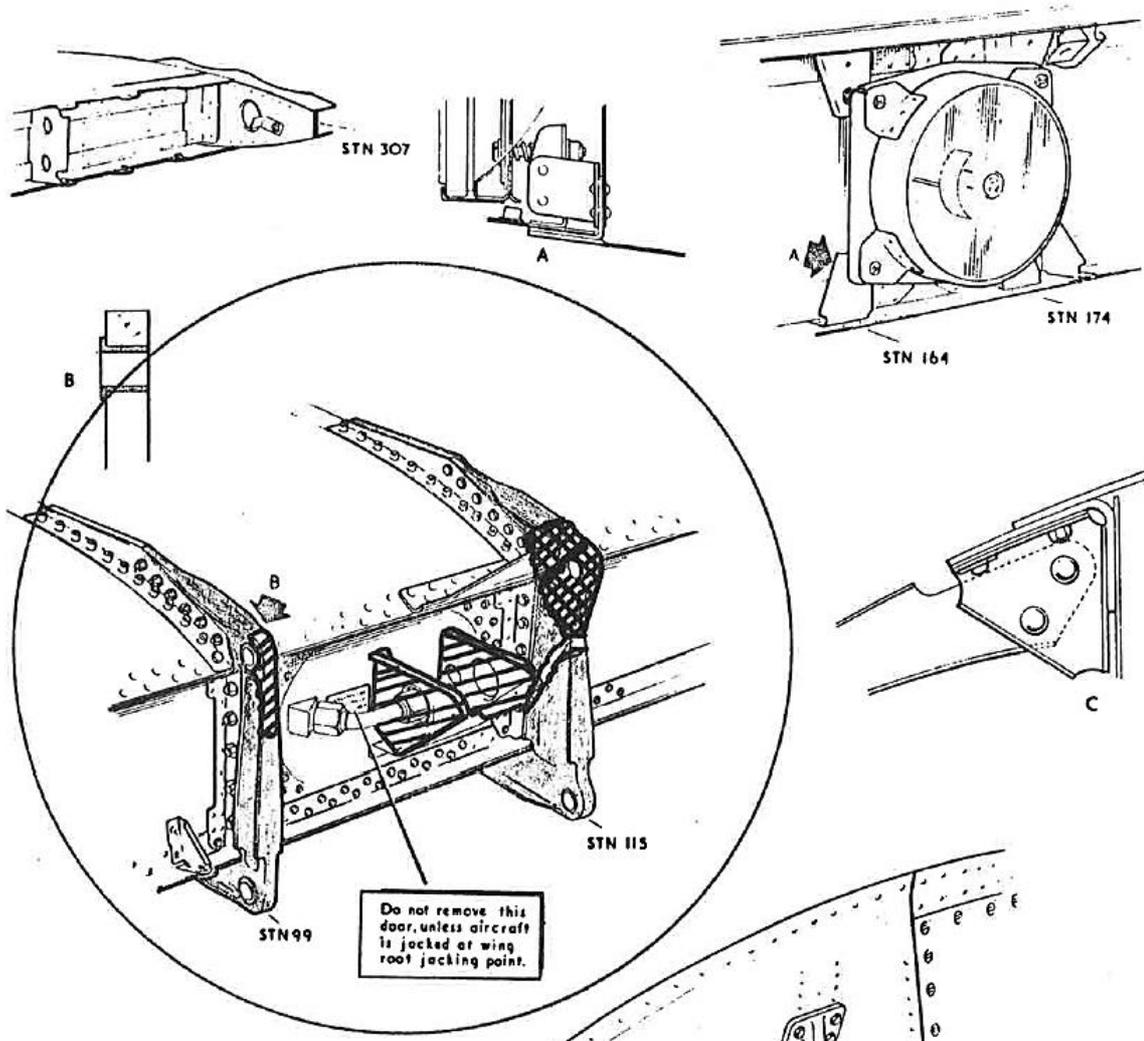
Typ 2 : Risse an der Schaufelwurzel { Achsialer Verlauf
Frontaler Verlauf

Typ 3 : Risse im Zwischenschaufelbereich { Achsialer Verlauf
Frontaler Verlauf

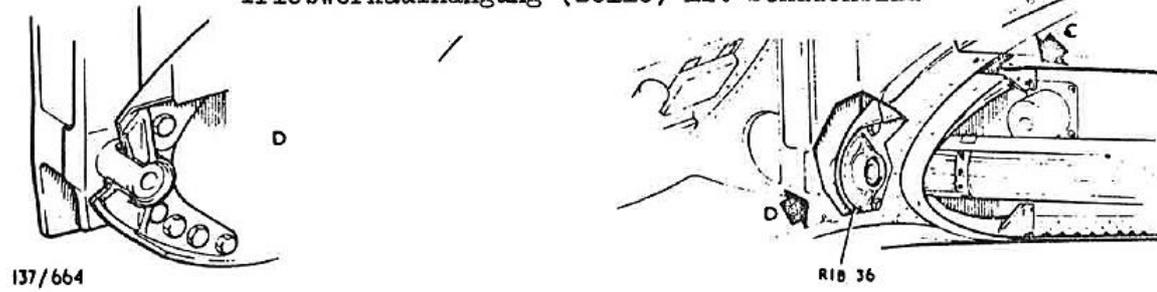
Typ 4 : Risse auf der Profiloberseite

HP
JETSTREAM

TRAINING MANUAL



Attache GPT (cellule) et indication des dégâts
Triebwerkaufhängung (Zelle) mit Schadenbild



137/664

Figure 7-2 Front Spar Details

Avaries  **en vol**
 **à l'impact**