



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

## **concernant l'accident**

l'hélicoptère AB 206 B HB-XNU

survenu le 19 avril 1989

à Athenaz/GE

## ZUSAMMENFASSUNG

Nach einer Autorotationsübung explodierte die Turbine. Die Turbine explodierte im Moment als wieder Leistung gesetzt wurde. Im Verlaufe der anschliessenden harten Landung durchdrang ein Hauptrotorblatt den Heckrotorausleger. Die Besatzung blieb unverletzt. Am Helikopter entstand Totalschaden.

## Ursache

Der Unfall ist auf eine harte Landung nach Ausfall des Triebwerkes zurückzuführen. Der Bruch der ersten Turbinenstufe ist sehr wahrscheinlich die Folge von erheblichen thermischen Beanspruchungen, die zu einer Beschleunigung des normalen Ermüdungsprozesses des Werkstoffes geführt haben.

L'enquête préliminaire, menée par M. Hubert Maeder, a été close le 30 mai 1990 par la remise du rapport du 18 mai 1990 au président de la commission.

L'ENQUETE ET LES RAPPORTS D'ENQUETE N'ONT PAS POUR OBJECTIF D'APPRECIER JURIDIQUEMENT LES CIRCONSTANCES DE L'ACCIDENT (ARTICLE 2 ALINEA 2 ORDONNANCE DU 20 AOUT 1980 CONCERNANT LES ENQUETES SUR LES ACCIDENTS D'AVIATION)

**AERONEF** Hélicoptère AB 206 B HB-XNU  
**EXPLOITANT**  
**PROPRIETAIRE** ) HELOG AG, 6403 Küssnacht am Rigi

**PILOTE** Ressortissant suisse, né en 1956  
**LICENCE** de pilote professionnel d'hélicoptère avec qualification d'instructeur

**HEURES DE VOL**

TOTAL	2000	AU COURS DES 90 DERNIERS JOURS	78
TYPE EN CAUSE	1080	AU COURS DES 90 DERNIERS JOURS	54

**LIEU** Athenaz/GE  
**COORDONNEES** 490 400 / 112 750 **ALTITUDE** 430 m/mer  
**DATE ET HEURE** 19 avril 1989, 0948 h locale (UTC+2)

**TYPE D'UTILISATION** trafic privé, écolage  
**PHASE DU VOL** remise des gaz  
**NATURE DE L'ACCIDENT** panne de turbomoteur

**TUES ET BLESSES**

	EQUIPAGE	PASSAGERS	AUTRES
MORTELLEMENT BLESSE	---	---	---
GRIEUREMENT BLESSE	---	---	---
INDEMNÉ OU LÉGEREMENT BLESSE	2	---	

**DOMMAGES A L'AERONEF** gravement endommagé

**AUTRES DOMMAGES** ---

## DEROULEMENT DU VOL

Le mercredi 19 avril 1989, à 0948 h, l'élève-pilote, accompagné de son instructeur, décolle de l'aéroport de Genève aux commandes de l'hélicoptère Agusta Bell 206 B, HB-XNU, à destination d'un terrain d'entraînement situé quelques kilomètres à l'ouest de l'aéroport. Après une série d'exercices comprenant des tours de piste et différentes manoeuvres au voisinage du sol, l'instructeur reprend les commandes et monte à 1000 ft/sol dans le but d'effectuer une démonstration d'approche en autorotation. A l'issue de la ressource (flare) amorcée à env. 30 m/sol avec env. 55 kt indiqués, l'instructeur entend une détonation au moment où il remet la puissance. Le pavé d'alarme (engine out) s'allume. Contraint d'atterrir, mais dans l'impossibilité d'effectuer un atterrissage glissé - l'hélicoptère est doté d'un train "haut" - l'instructeur réduit la vitesse au maximum afin d'éviter un capotage et consomme au cours de cette manoeuvre un nombre élevé de tours rotor. Au contact avec le sol, une pale du rotor principal sectionne la poutre arrière. L'hélicoptère s'immobilise sur ses patins. Les deux occupants sont indemnes.

## FAITS ETABLIS

- L'instructeur ainsi que l'élève étaient formellement et matériellement habilités à effectuer le vol en question.
- L'hélicoptère, équipé d'une turbine Allison 250 C 20, S/N 821987, était accompagné de certificats valables de navigabilité et d'admission à la circulation.
- La masse et le centrage se trouvaient dans les limites prescrites.
- Les conditions météorologiques n'ont joué aucun rôle dans l'accident. Le ciel était couvert avec 3/8 Cu à 4500 ft. Faible pluie. La visibilité était d'environ 5 km, la température de l'air 8°C et le point de rosée 5°C.
- Au cours d'un premier examen de l'appareil endommagé, il est rapidement apparu que l'avarie survenue en vol avait pour origine l'éclatement du disque premier étage de turbine, dont un important morceau, représentant près des 3/4 de la surface du disque, a été retenu par le carter du générateur de gaz, le reste ayant disparu. En s'échappant, le ou les morceaux de disque manquants, doués d'une grande énergie, ainsi que d'autres débris divers, ont perforé en particulier le carter du générateur de gaz, la cloison pare-feu horizontale et le carénage supérieur de la turbine. Vu de l'arrière, la partie gauche du carter du générateur de gaz présentait une importante déchirure partant vers l'extérieur.

L'ensemble tournant du générateur de gaz comporte deux roues de turbine (premier et deuxième étages), assemblées par "curvic coupling" et retenues par un tirant central. Les pales de turbines sont taillées dans la masse, dans un alliage réfractaire à base de nickel (EMS 73646-1).

En tentant de s'échapper, suite au balourd provoqué par la disparition d'une partie de sa circonférence, le disque premier étage s'est désolidarisé de son axe par rupture et a ensuite cisailé le tirant central de part et d'autre de ses faces.

Le disque, conçu pour un potentiel de 1775 h ou 3000 cycles, a éclaté après 1465 h et 2404 cycles. Les températures maximales admises en exploitation (TOT) oscillent en fonction de la phase d'utilisation entre 793° et 927°C.

- Une lampe témoin au tableau de bord reste allumée dès que la température maximale est dépassée.
- L'examen des documents d'entretien de l'hélicoptère accidenté a fait apparaître deux dépassements de température, enregistrés l'un le 19 août 1988 à 1171:58 h, à la suite d'un dépassement survenu en vol, l'autre le 16 septembre de la même année à 1221:05 h, à la suite d'un mauvais démarrage (hot start). Dans les deux cas, la turbine a fait l'objet d'un contrôle visuel selon les directives du manuel d'entretien, avant d'être remise en service. Par ailleurs, aucune trace d'incendie (oil fire) n'a été relevée sur les parties chaudes du générateur de gaz.
- Le débris récupéré du disque premier étage a fait l'objet d'un examen en laboratoire (EMPA). Cet examen a mis en évidence sur la circonférence un certain nombre de criques et microfissures à progression radiale, dont la longueur variait entre 0,2 et 1,4 mm.
- Une consigne du constructeur classée DIL 190, Distributor Information Letter, datée du 1er avril 1988 et affectant toutes les turbines des séries 250, précise que les roues premier étage de turbine qui présentant des criques frontales ne dépassant pas 0,065 inches (1,66 mm) peuvent être maintenues en service mais subir un contrôle périodique tous les 500 h ou 500 cycles, le cas échéant jusqu'à épuisement du potentiel nominal autorisé. Les roues présentant des criques frontales d'une longueur supérieure doivent être rebutées.
- L'analyse chimique du matériau a révélé que la composition de l'alliage était conforme à la norme.
- L'examen métallographique d'échantillons prélevés sur la circonférence et sur la partie centrale du disque ont mis en évidence une structure intercristalline homogène, avec précipitation d'une phase gammagène finement répartie, conforme à ce type d'alliage. Aucune différence significative n'a été observée entre les échantillons prélevés au centre du disque et ceux prélevés en périphérie, dans la zone thermiquement plus sollicitée.

- La zone de rupture sur la partie du disque intéressant le ou les morceaux non récupérés n'a pas pu faire l'objet d'une analyse fractographique, en raison de dégradations secondaires de l'état de surface.

## ANALYSE

Les résultats de l'analyse métallographique n'ont pas mis en évidence d'anomalie au niveau de la structure du matériau. En particulier, il n'a pas été constaté de modifications résultant de charges thermiques anormalement élevées. Notamment, la grandeur des particules provenant de la précipitation d'une phase gammagène, évoluant en fonction du vieillissement thermique du matériau, était la même aussi bien au centre du disque que sur sa périphérie, plus sensible aux altérations d'origine thermique. En revanche, l'examen du morceau de disque récupéré a permis de déceler la présence d'un certain nombre de criques et microfissures frontales sur la circonférence du disque, résultant manifestement de contraintes inhérentes à la conception même de la pièce; en effet, lors d'une réduction de la puissance notamment, les pales taillées dans la masse se refroidissent plus rapidement que le corps de la roue, provoquant des tensions non négligeables au raccordement pale-jante. Toutefois, aucune de ces criques ne dépassait la longueur maximale tolérée par le constructeur, ce qui n'exclut évidemment pas la possibilité qu'une crique ait pu évoluer au-delà de celle-ci et ainsi contribuer au processus de rupture du disque.

## CAUSE

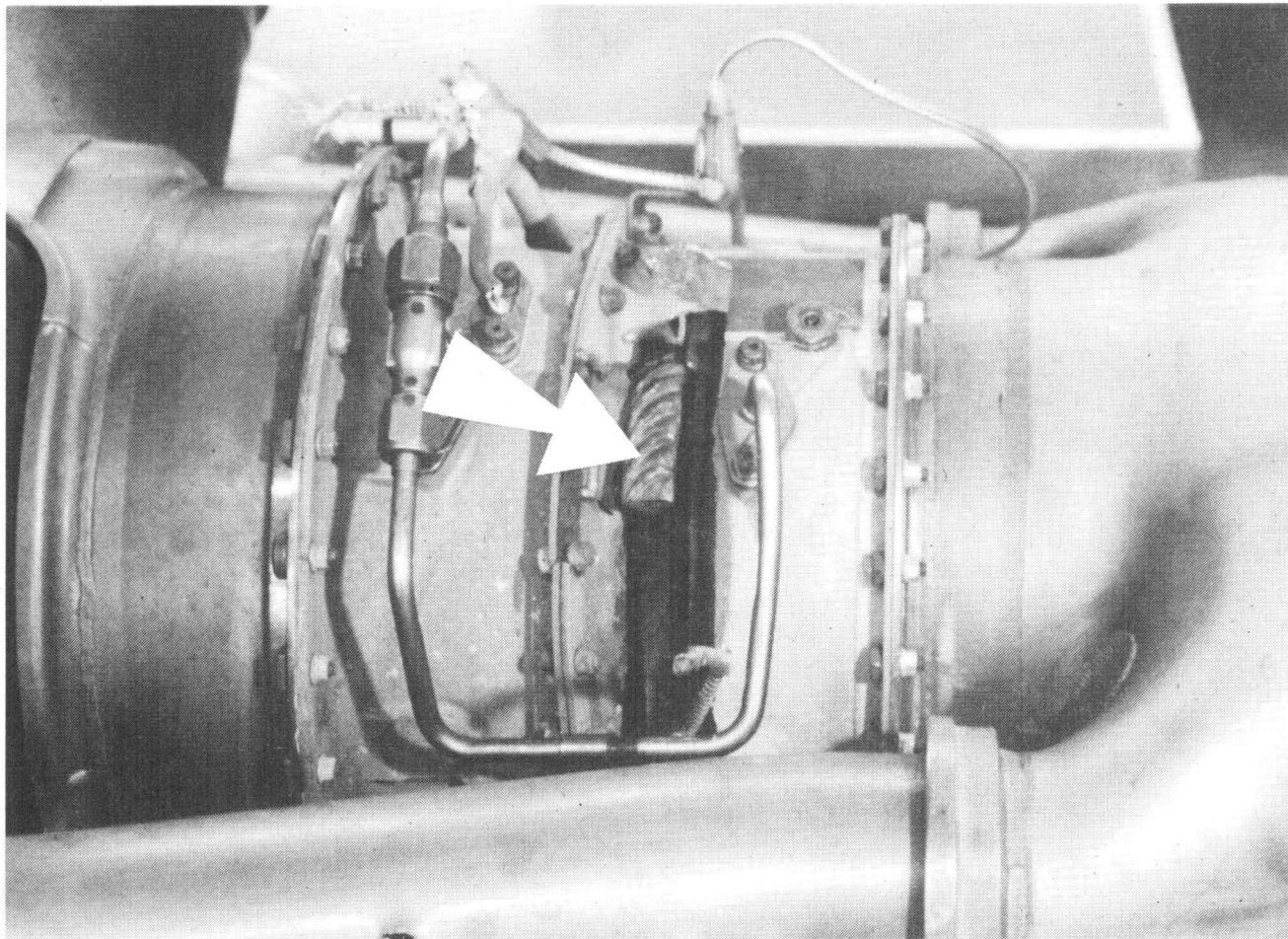
L'accident est dû à un atterrissage brutal à la suite d'une panne du turbomoteur. La rupture du disque premier étage de turbine est très probablement la conséquence de contraintes thermiques soutenues qui ont conduit à une accélération du processus normal de fatigue du matériau.

MM. H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza et R. Henzelin ont pris part à la séance du 28 juin 1990. MM. H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza, R. Henzelin et M. Soland ont pris part à la séance du 31 août 1990. Le rapport est approuvé à l'unanimité.

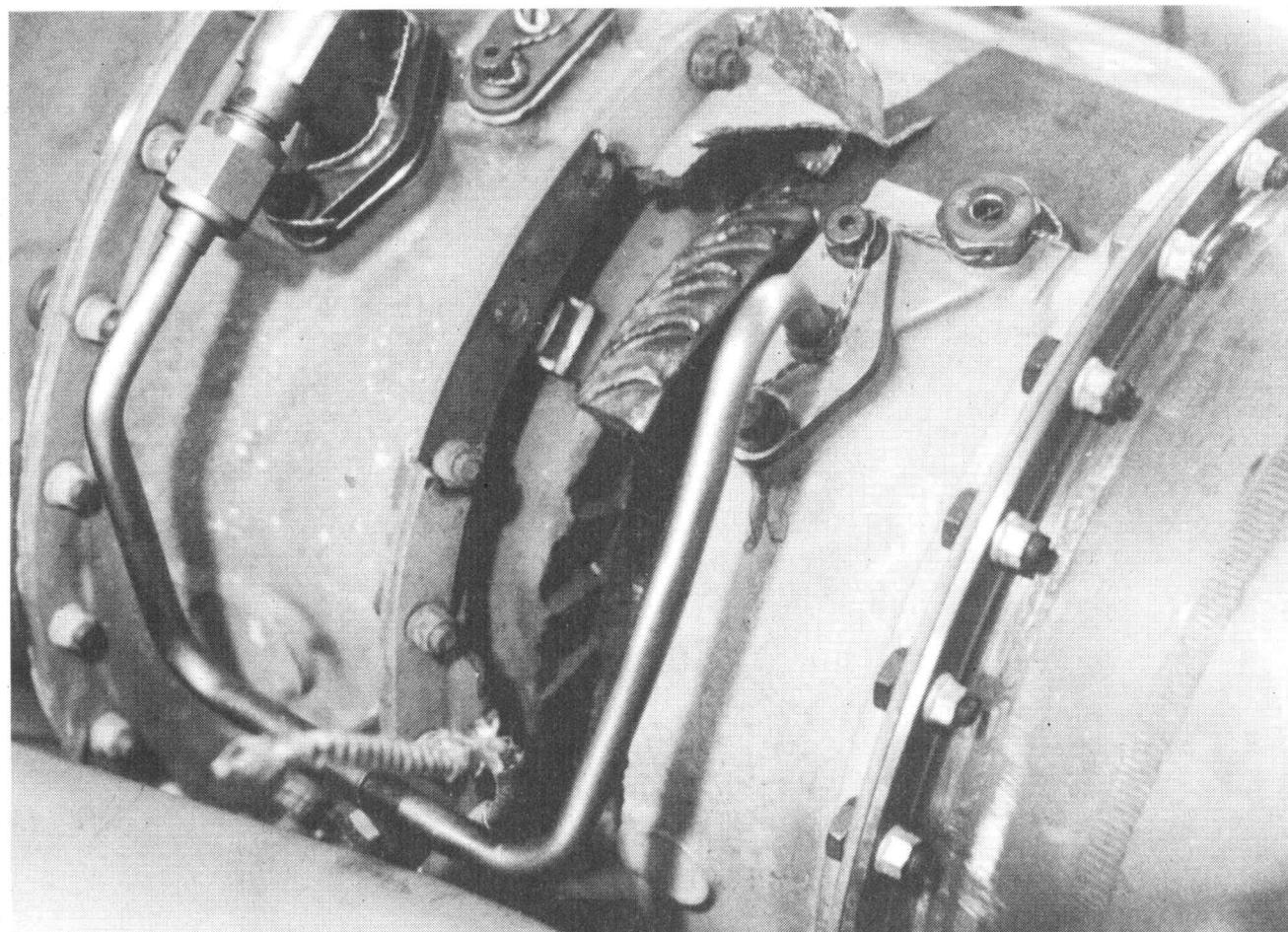
Berne, 31 août 1990

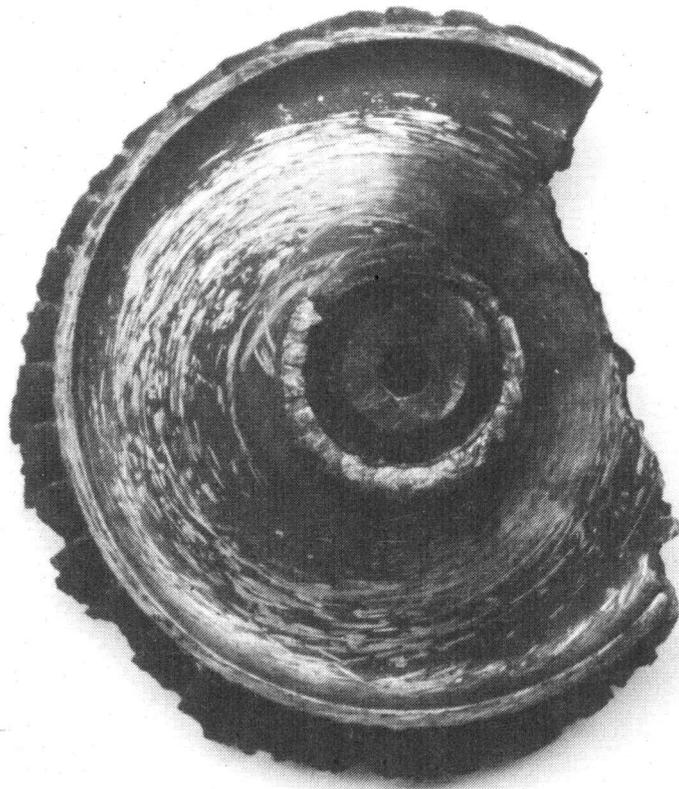
Commission fédérale d'enquête  
sur les accidents d'aviation  
Le président:

sig. H. Angst

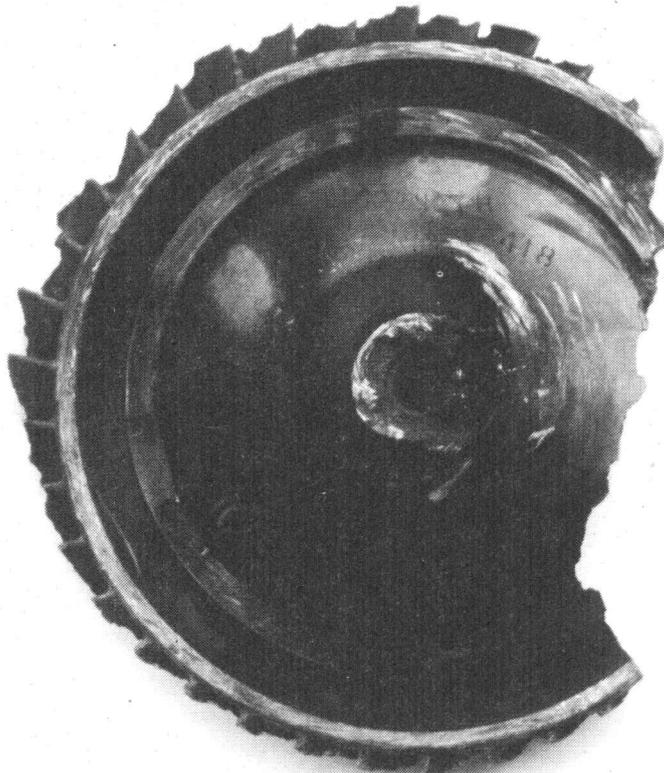


Cartier perforé du générateur de gaz avec, indiqué par une flèche, le morceau récupéré du disque 1er étage.

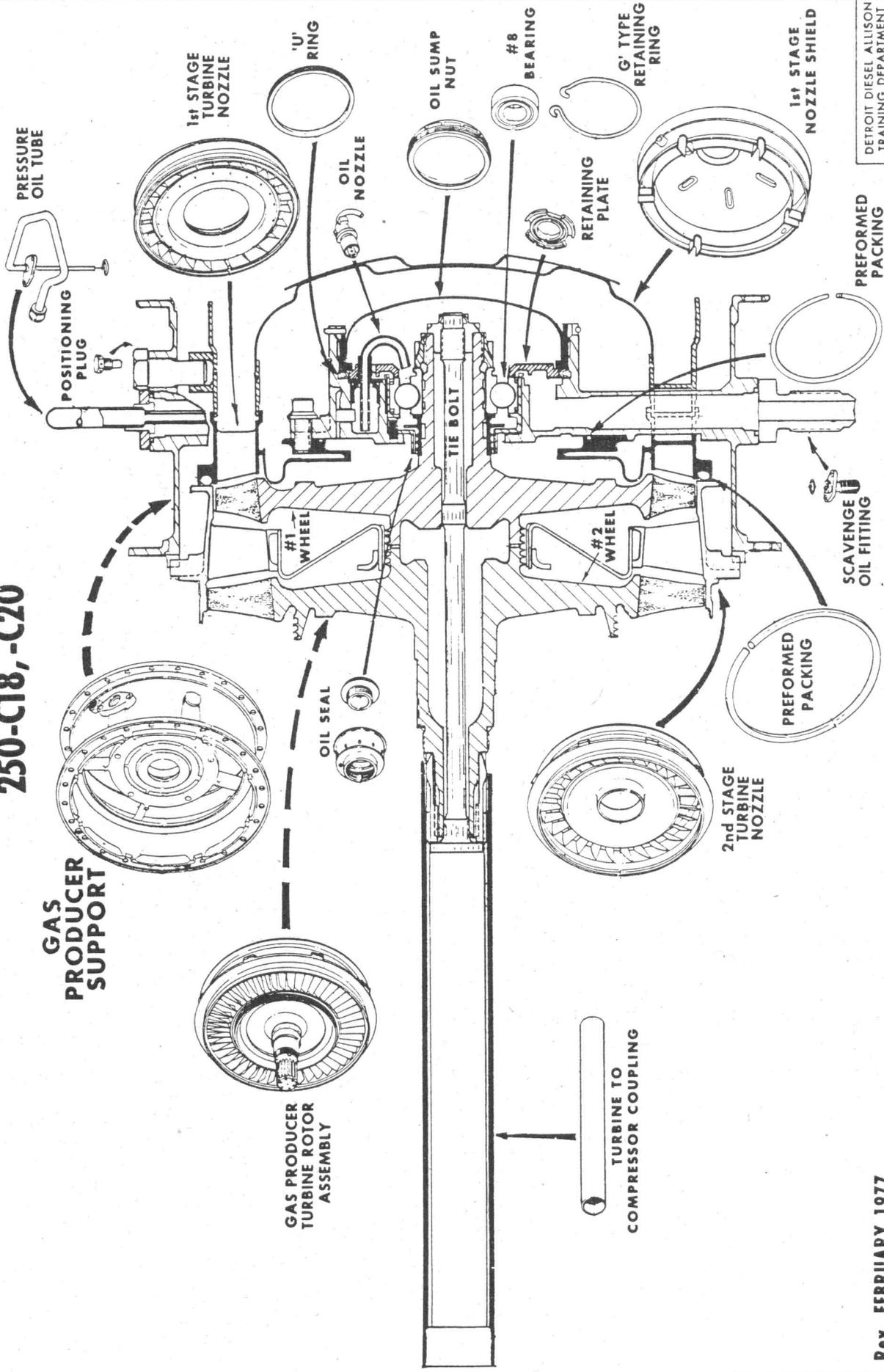




Les deux faces du disque 1er étage de turbine.



# GAS PRODUCER TURBINE SECTION 250-C18, -C20



DETROIT DIESEL ALLISON  
TRAINING DEPARTMENT

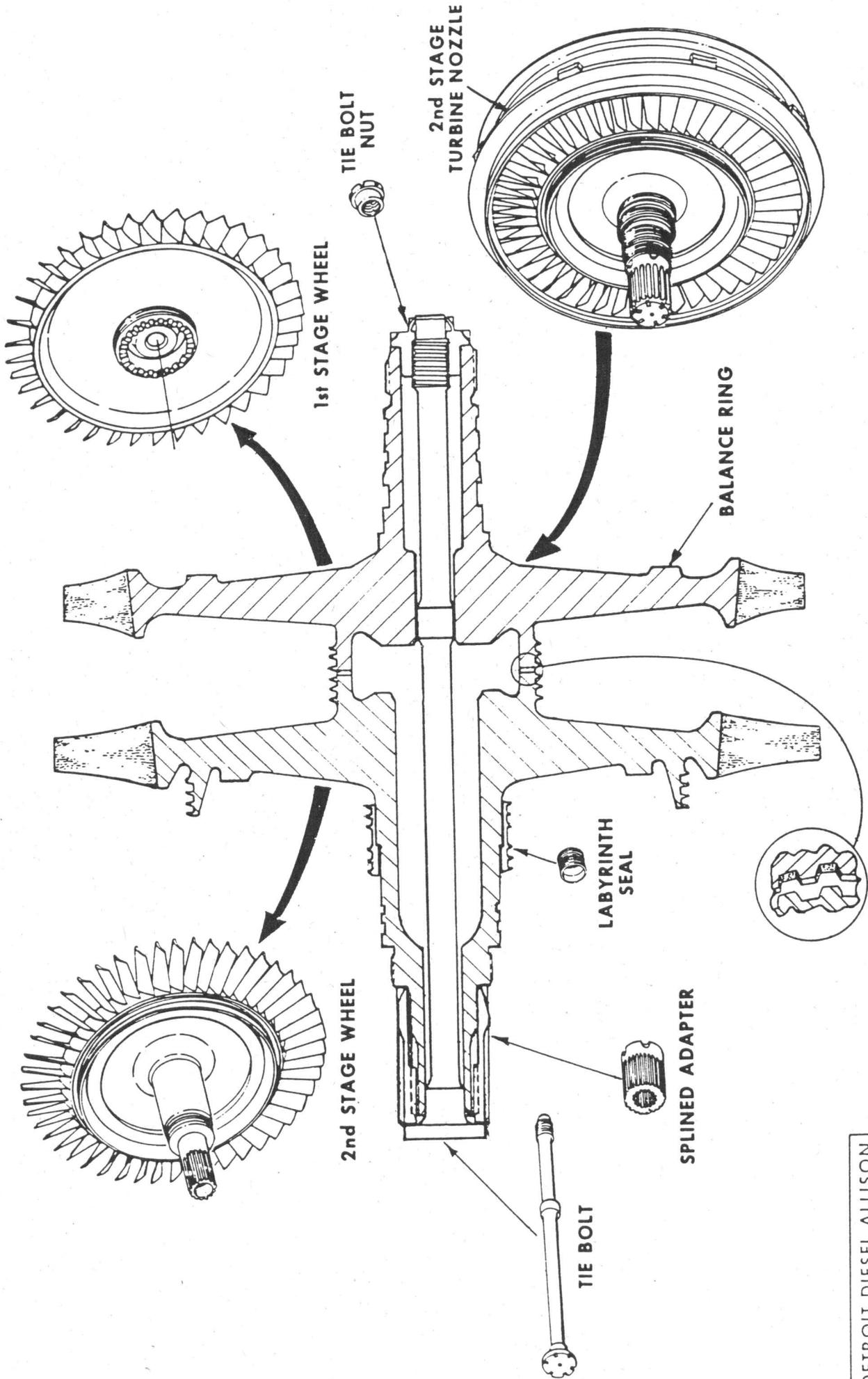
PREFORMED  
PACKING

Rev. FEBRUARY 1977

# GAS PRODUCER TURBINE ROTOR ASSEMBLY

250-C18,-C20,-C20B,-B17,-B17B

4.



DETROIT DIESEL ALLISON  
TRAINING DEPARTMENT

FEBRUARY 1975