

Les turbomachines embarquées

Introduction :

Les turbines à gaz ont été inventées dans les années 1920, et commençaient à prendre de l'élan, mais le problème était toujours le poids, le rendement, les problèmes métallurgiques... etc.

C'est avec Frank Whittle en Grande Bretagne et l'Allemand Hans von Oeckler von Fick qui ont entamé des recherches fondamentales pour la maîtrise de ces nouveaux moteurs dont l'avenir semble radieux.

Il est à noter que le compresseur pour les Britanniques était de type centrifuge.

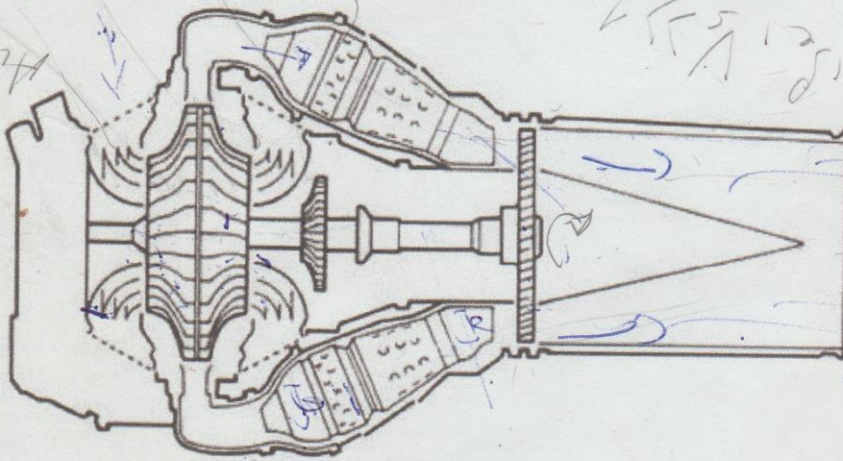


Figure donnant un turboréacteur à compresseur centrifuge.

Par contre les Allemands entament les mêmes efforts mais sur un autre type de compresseur dit axiale.

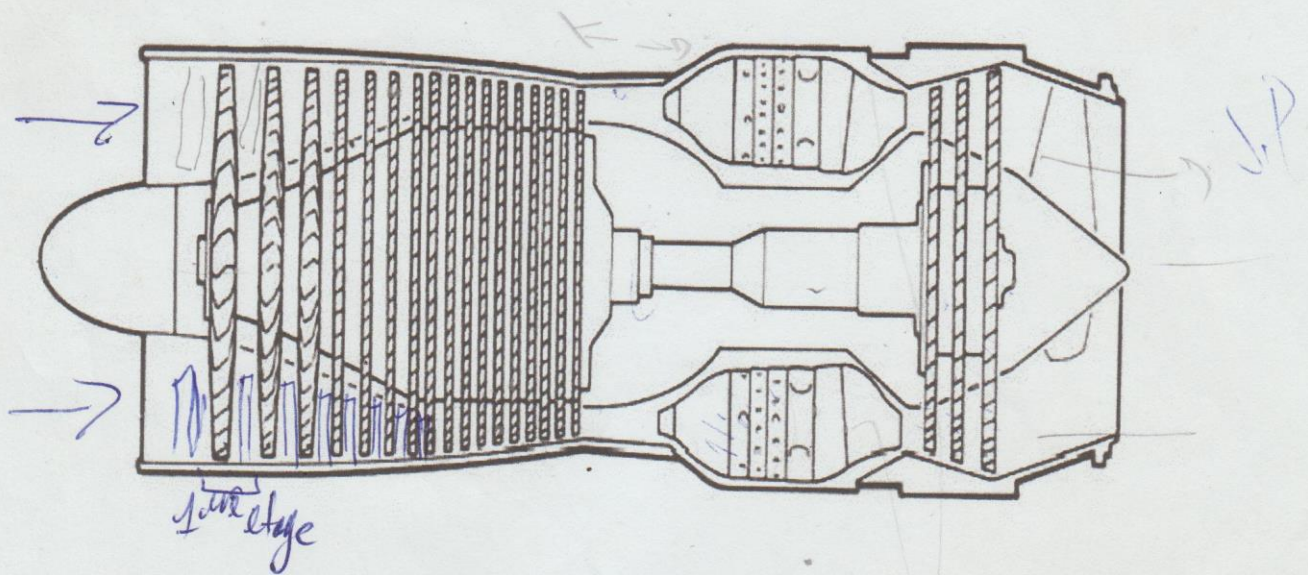


Figure donnant un turbo-réacteur à compresseur axiale.

D'une manière générale les deux prototypes de moteurs avec la fin de deuxième guerre mondiale, sont vendus sous plusieurs licences à d'autres pays tels que les U.S.A. et L'U.R.S.S.

1 Fondamentales de la machine.

C'est une machine dont l'air suit un écoulement axiale tout au long de son axe, pour une meilleure assimilation du principe une analogie avec un moteur à combustion interne classique est déterminante.

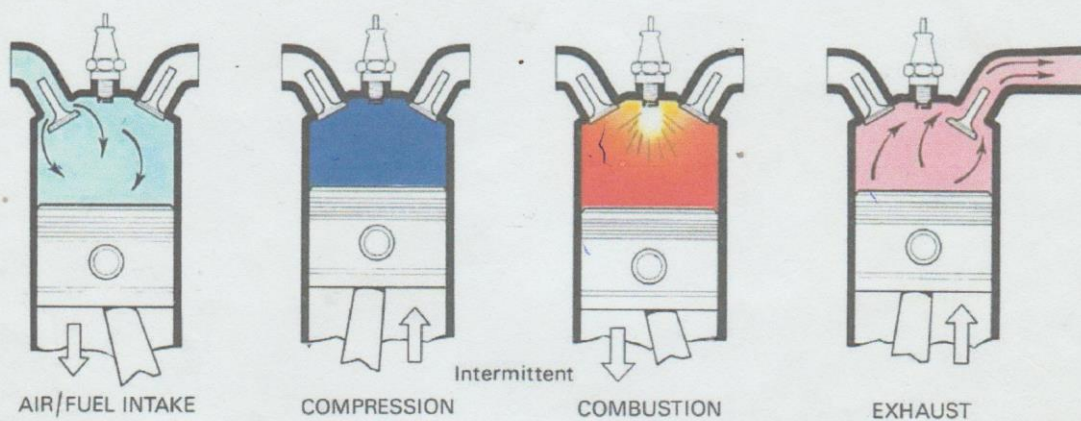
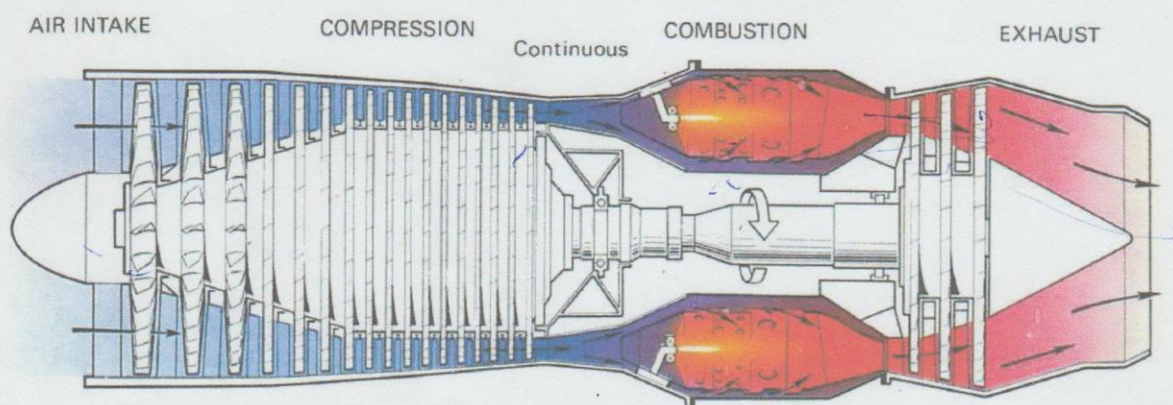


Figure montrant l'analogie entre un moteur alternatif et une turbomachine.

Comme toute machine thermique, il est important de parlé du diagramme du cycle thermique à savoir :

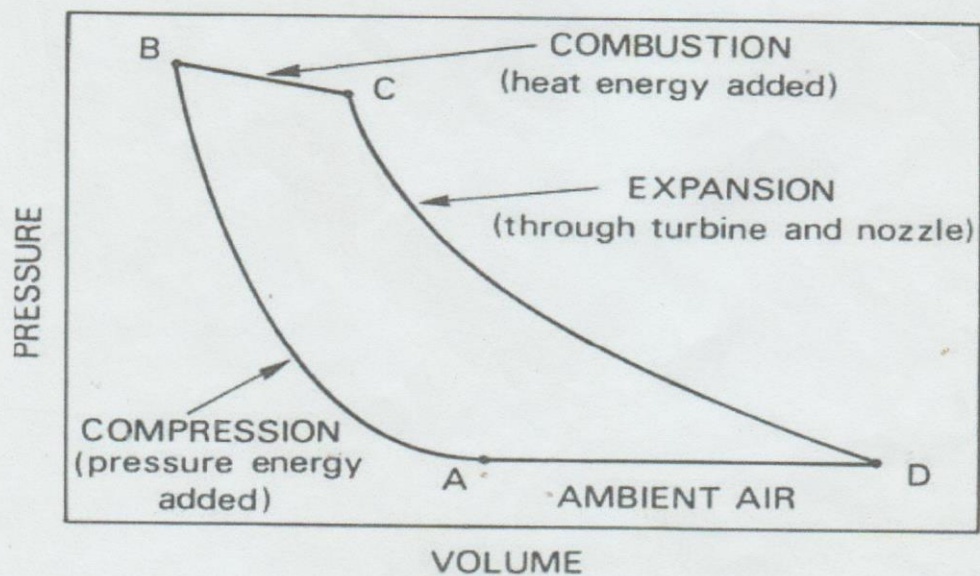


Figure montrant le cycle thermique d'une turbomachine.

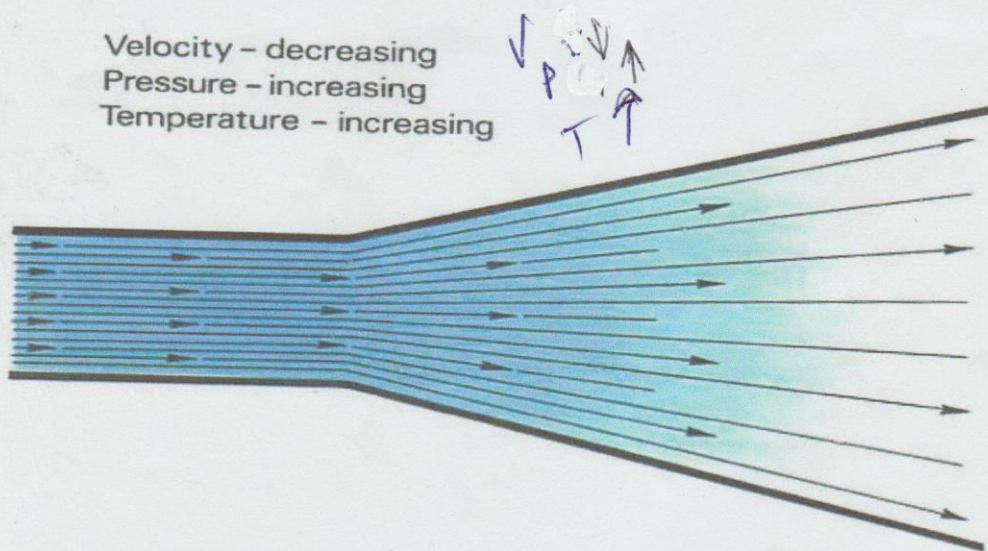
2 Section de Jets.

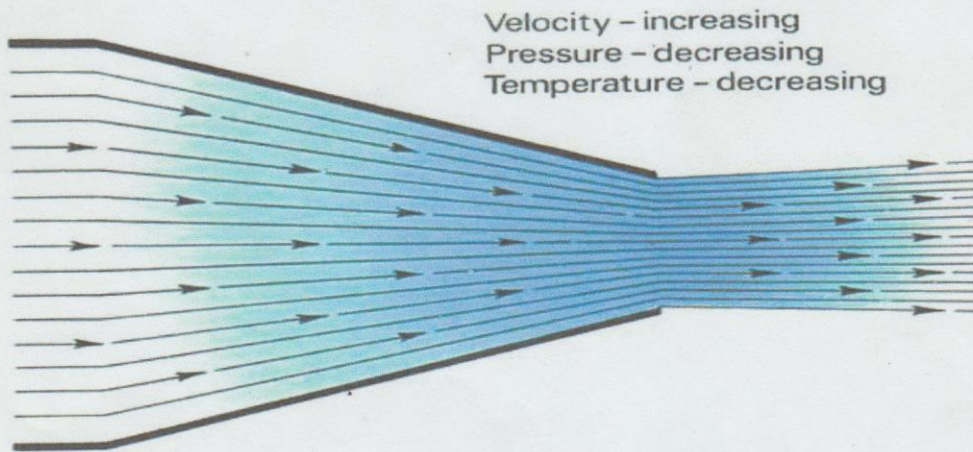
Pour aborder cette section, il est important de connaître que dans les écoulements, qu'ils soient internes ou externes (cas d'un fluide idéal) la vitesse locale par rapport à la vitesse globale doit être connue, d'où la nécessité de définir le nombre de Mach.

$M = V/a$, $a = \sqrt{\gamma RT}$; $\gamma = \frac{c_p}{c_v} = 1.4$ pour l'air ; R : Constante des gaz parfaits ; T : Température thermodynamique.

$a = 320 \text{ m/s}$ à $T = 298^\circ\text{K}$ pour 25°C

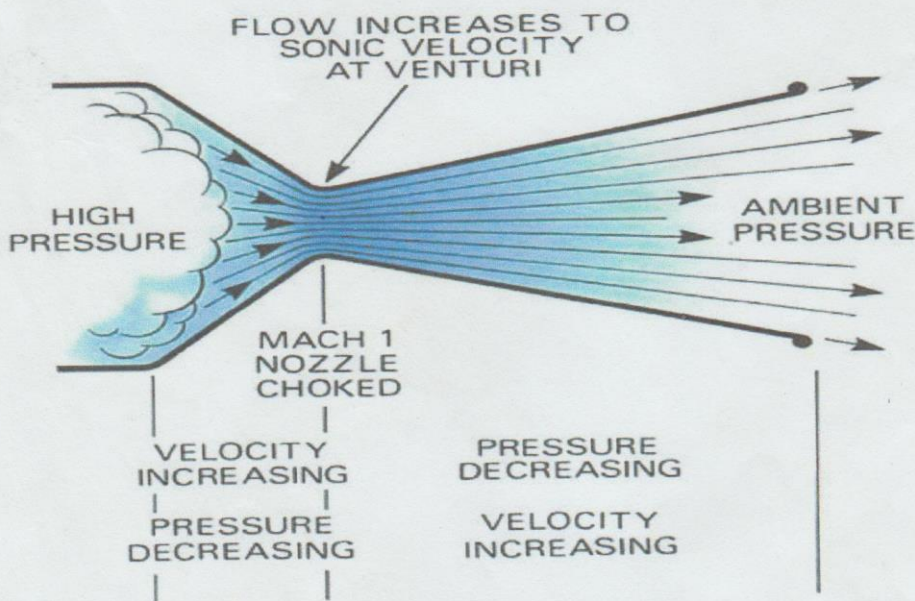
Si $M < 1$ la vitesse est dite **subsonique**, dans ce cas précis dans une section convergente et une autre divergente on a :





PRINCIPLE

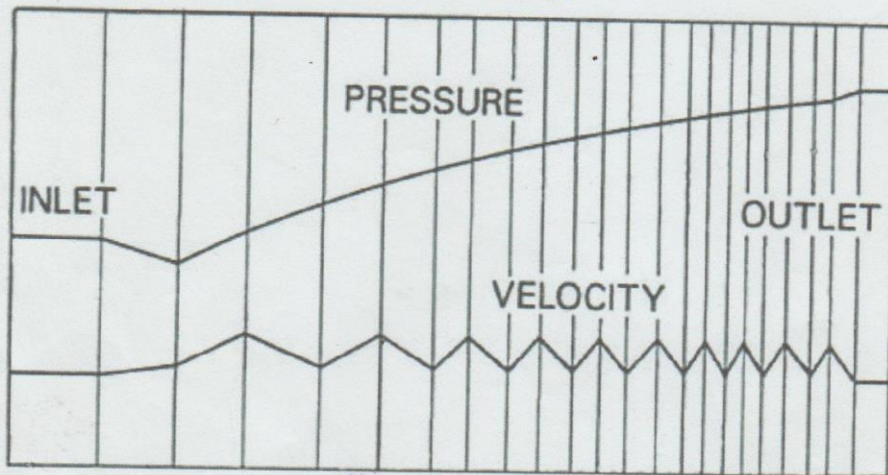
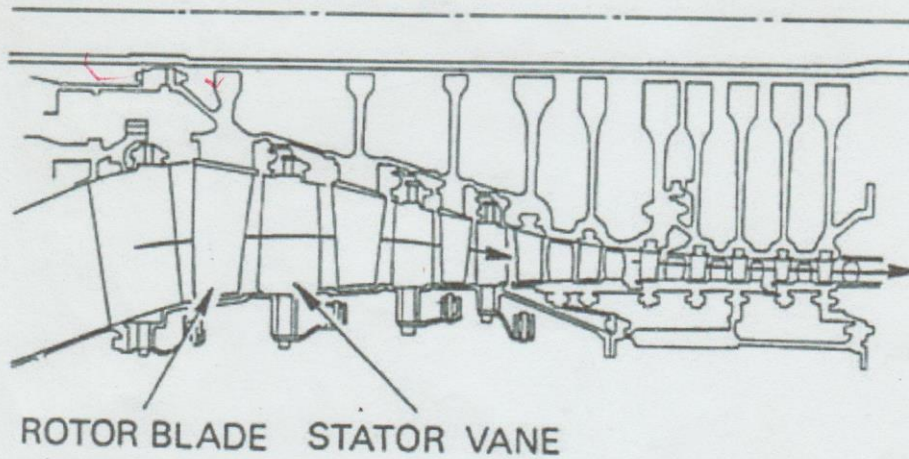
Par contre lorsque $M > 1$ la vitesse est dite supersonique et là, les paramètres de l'écoulement sont :



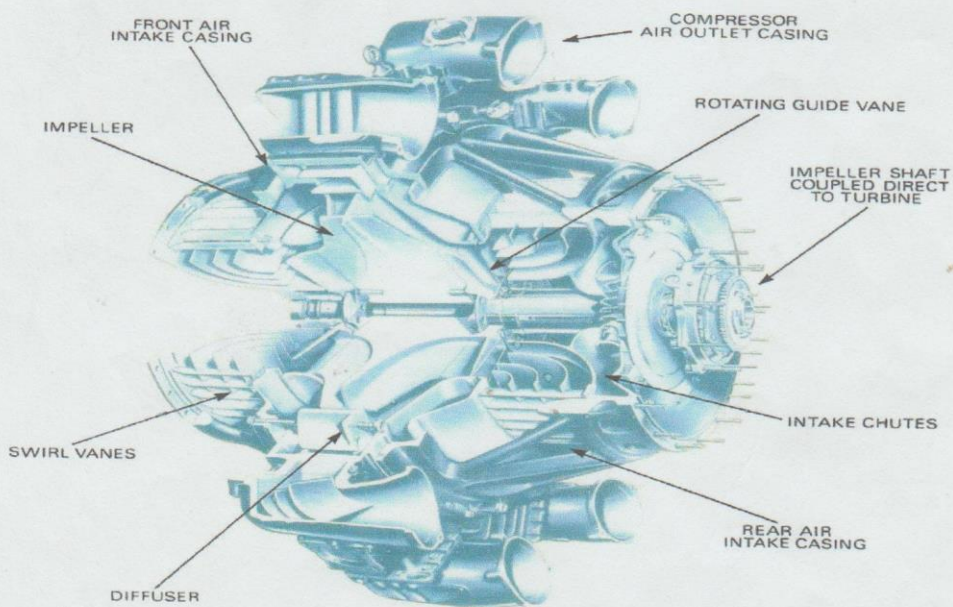
3 Construction de la machine.

3.1 Le compresseur

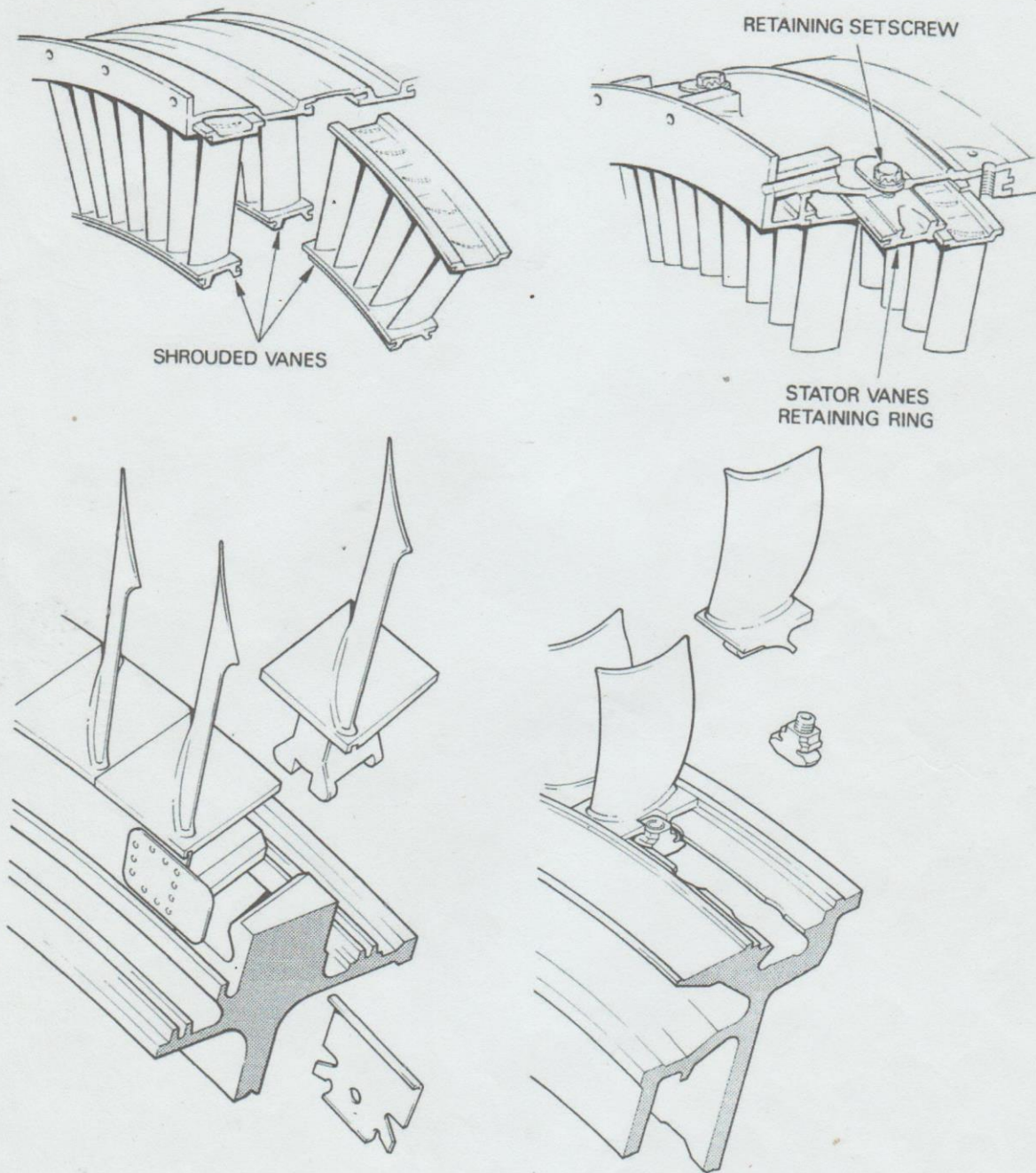
La turbine à gaz est constituée d'un ensemble tournant dit Rotor doté d'aubages (ensemble d'ailettes), et un autre ensemble fixe (statique) dit Stator. L'entrée de la machine est le compresseur dont la constitution d'un ensemble d'étage (rotor plus stator).



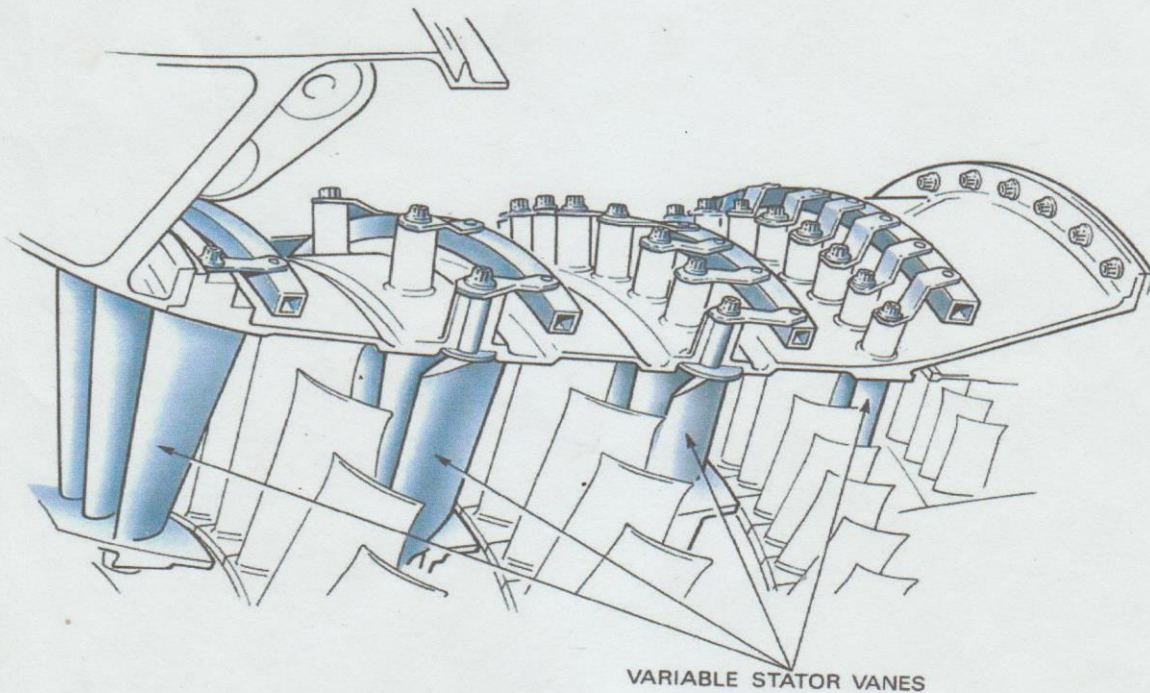
Mais il existe une autre variante de compresseur de moyenne puissance dit compresseur centrifuge, applique principalement à des hélicoptères, et engins maritimes.



Pour le compresseur axial, le montage des aubes se fait avec une grande tolérance et précision, une telle tâche demande une grande qualification de la part du personnel technique



De tels compresseurs sont dits à géométries fixes, mais il existe d'autres variantes à géométries variables (haute performance) spécialement pour des avions à réaction militaire.



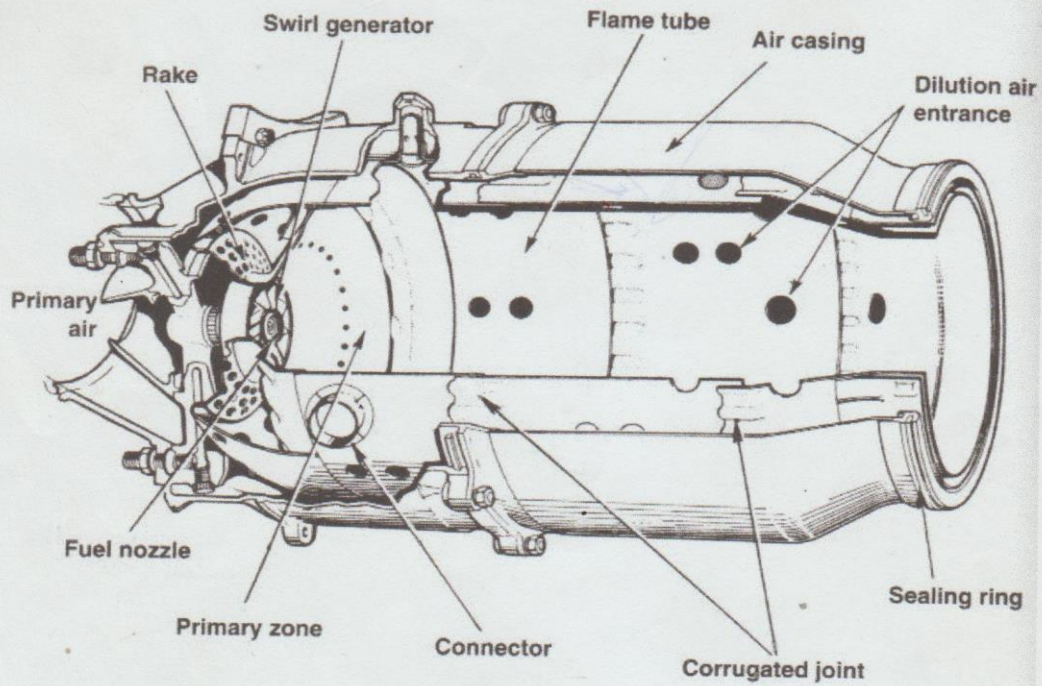
Pour toute main tenancier, il est important de savoir que les compresseurs subissent un phénomène physique dit pompage, et pour lequel le compresseur commence à vibrer et ces performances diminués, et pour paré à ce dysfonctionnement on prévoit des valves de sécurité convenablement placée et géré par servocommande.

De plus lors de la construction de la machine, les **ingénieurs concepteurs** prévoient les circuits pour prélevé de l'Air pour refroidir la chambre de combustion, les étages de la turbine, et combattre le formation de gel sur la carlingue (coq de l'avion), par contre pour les applications militaire réinjecté l'air après la turbine et ceux dans la tuyère pour enclenché la Post Combustion (action visant à augmenter la poussée, mais diminuant sensiblement le rendement et accentue la consommation de kérosène).

3.2 La chambre de combustion.

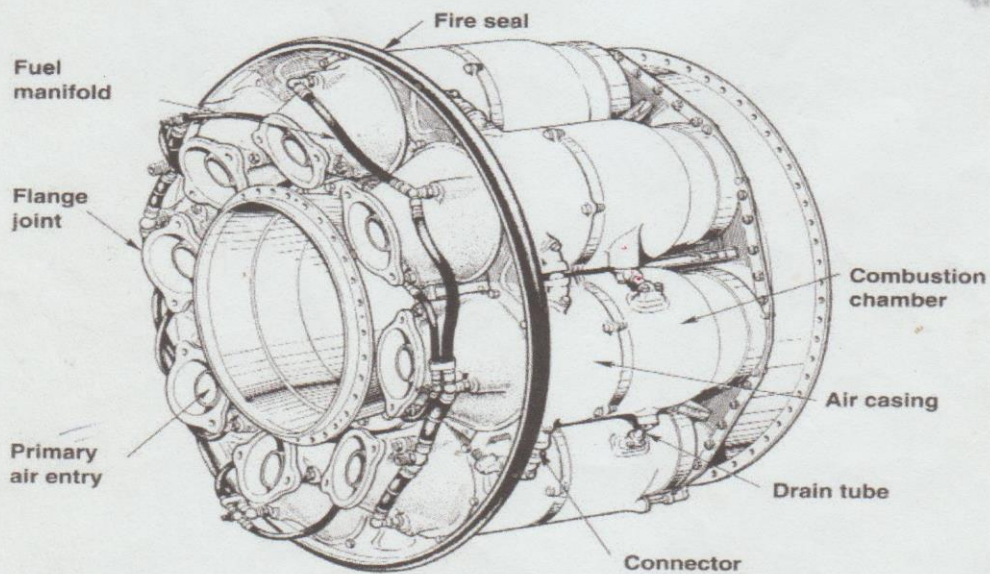
On remarque l'existence de plusieurs types de chambres de combustions parmi lesquels on distingue :

La chambre :

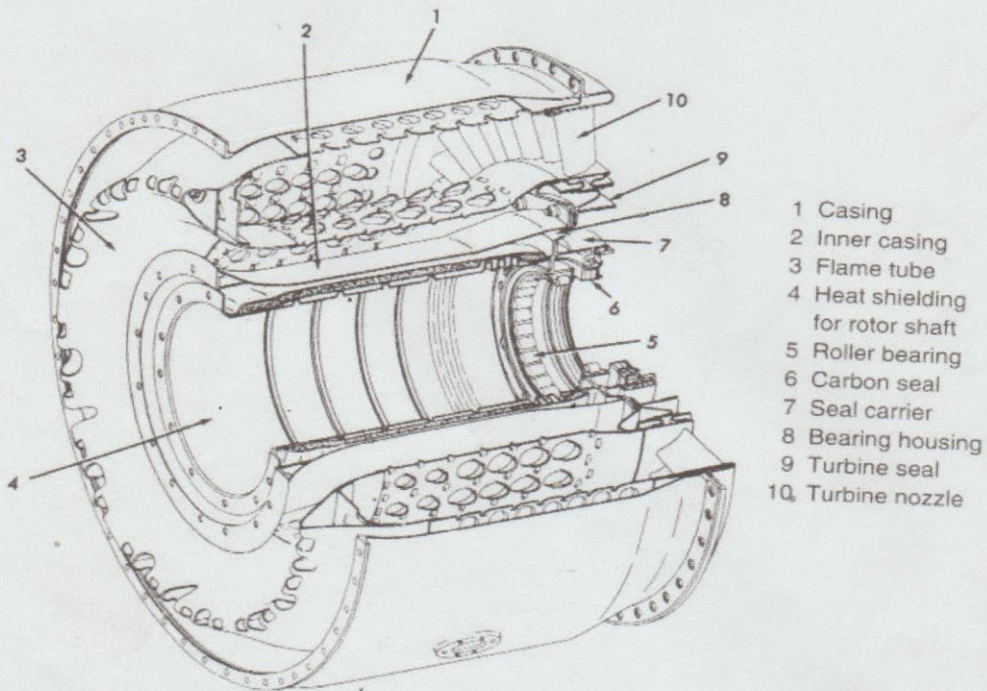


C'est une chambre en forme de tube cylindrique, fabriqué par un alliage très résistant aux **contraintes thermique cycliques**, mais les effets de fatigues commencent à se sentir après quelques milliers d'heures de vol.

La chambre annulaire-tubulaire :



La chambre annulaire :

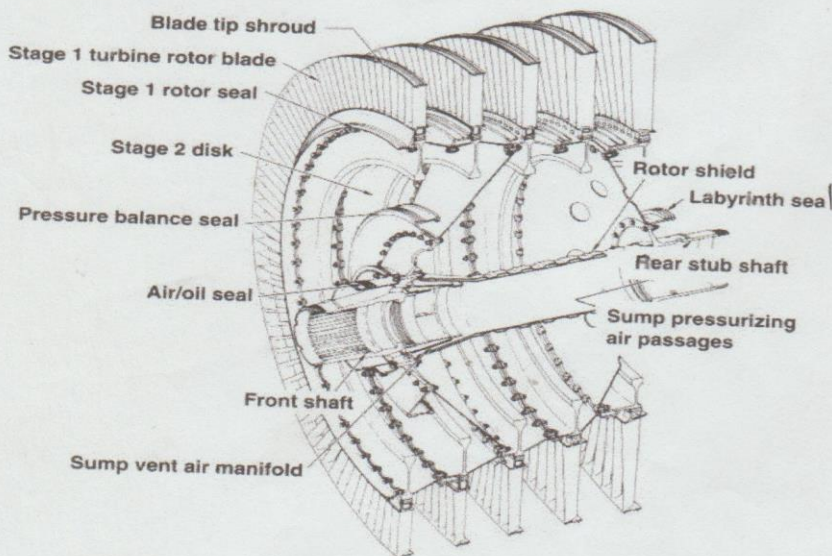


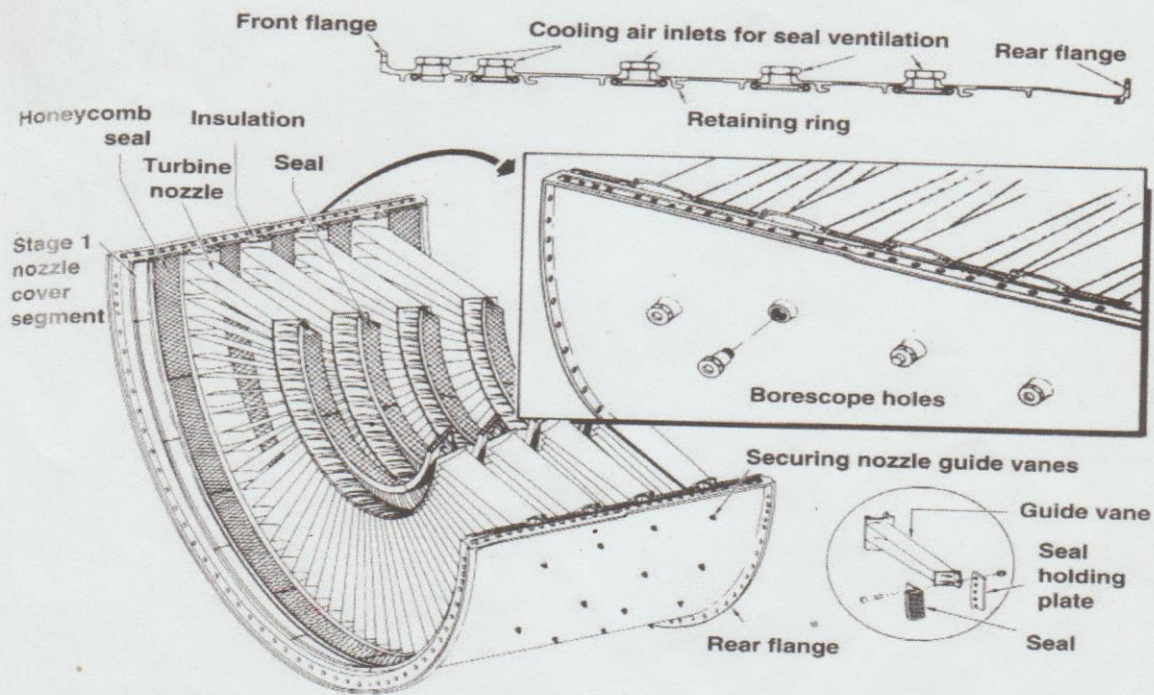
Il est à remarqué que les deux derniers types de chambres ont des applications purement aéronautiques, par contre le premier type est pour les applications stationnées.

3.3 Turbine

C'est une roue garnie d'aubes est précédée d'un étage fixe dit diffuseur, permettant d'orienter les gaz brûlés.

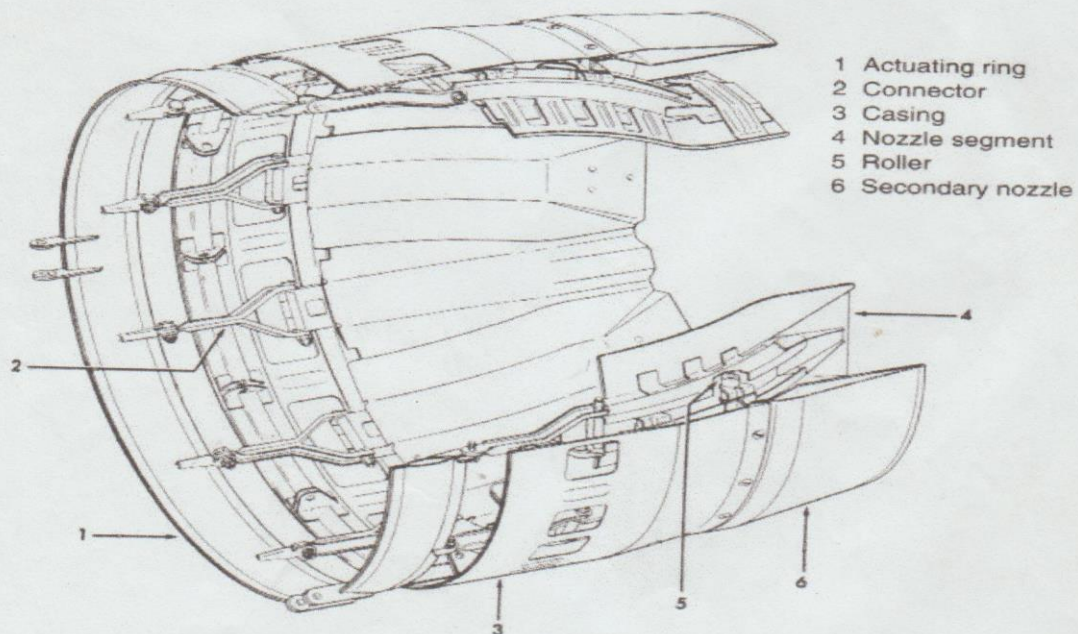
Elle est fabriquée à partir de matériaux très nobles, résistant à la chaleur et à la force centrifuge.





3.4 Tuyère d'éjection.

C'est un tube de géométrie bien déterminé dans lequel se fait la transformation de la vitesse en pression (poussée) et une chute de la température.

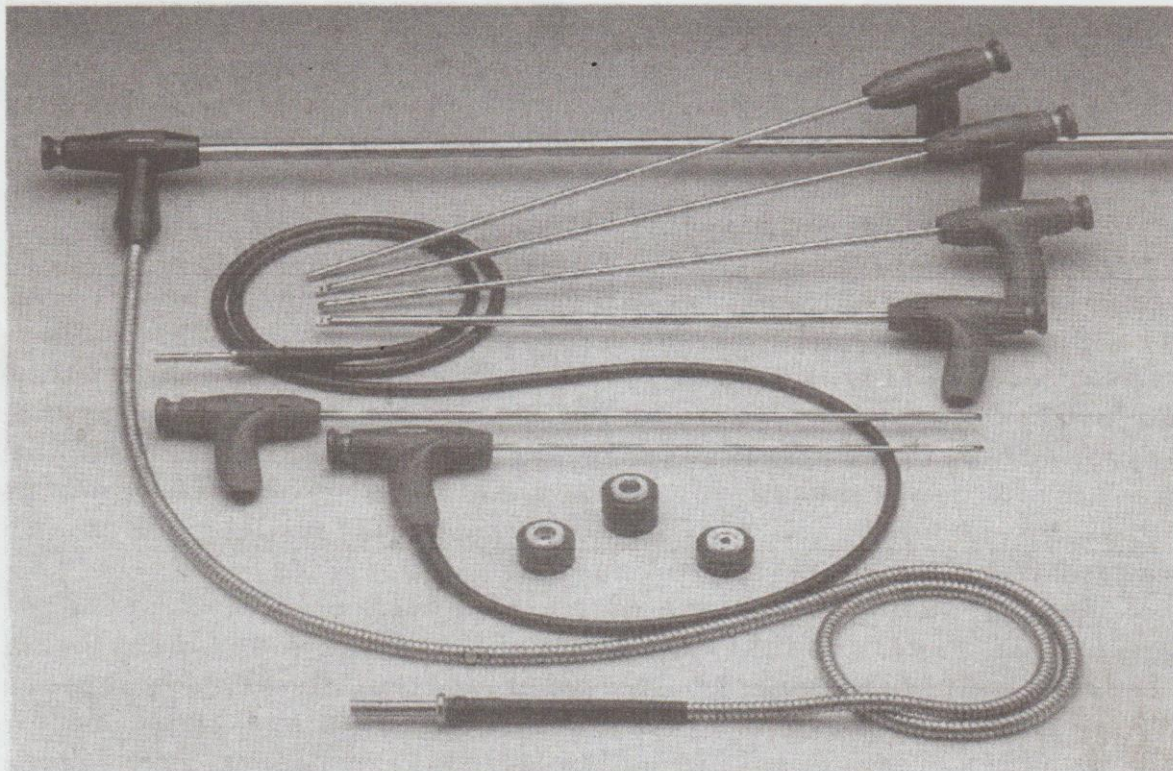


4 Maintenance de la machine.

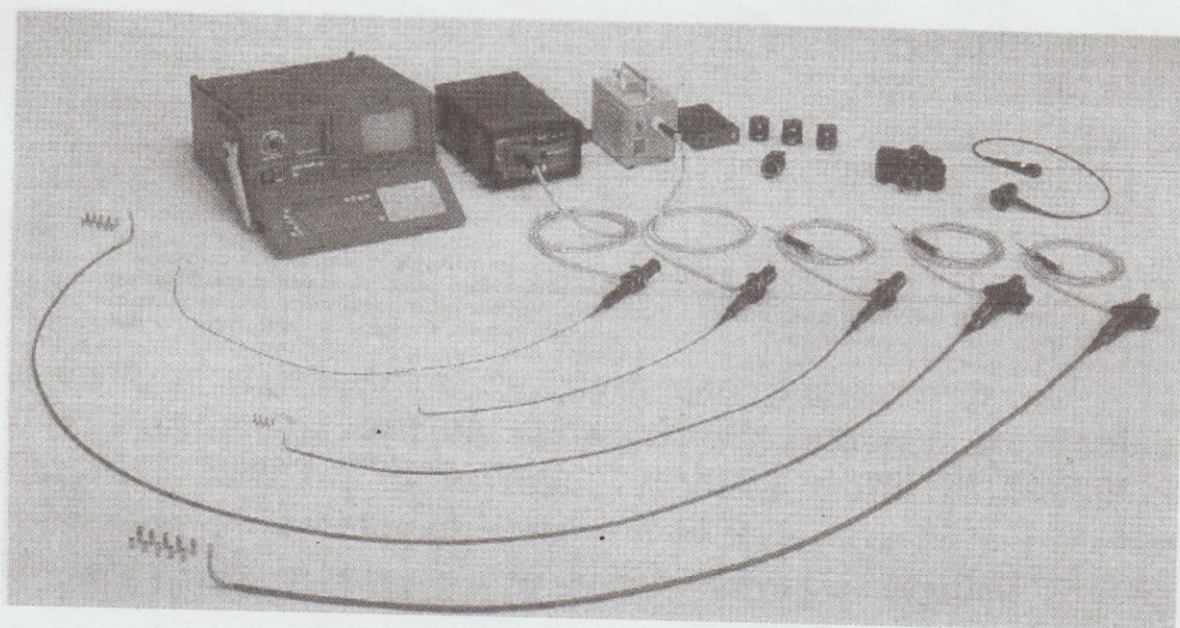
Vue la complexité de la machine et les tolérances très serrées avec lesquelles elle est fabriquée et montée, il est indispensable pour les concepteurs d'élaborer des astuces techniques simples et fiables à la fois permettant de détecter les dommages et les imperfections qui s'opèrent à différents organes de la machine.

4.1 Le Bore scope.

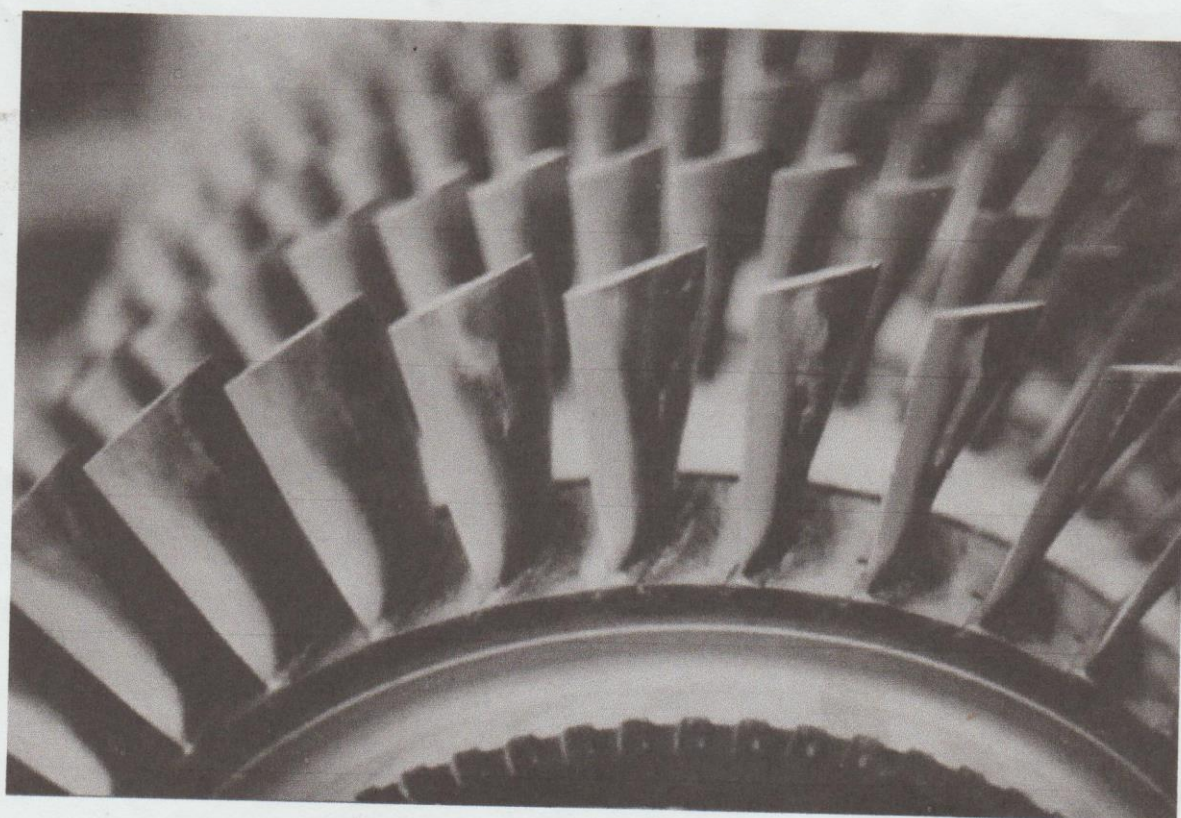
C'est un appareil de visualisation comme celui utilisé en médecine (endoscope).

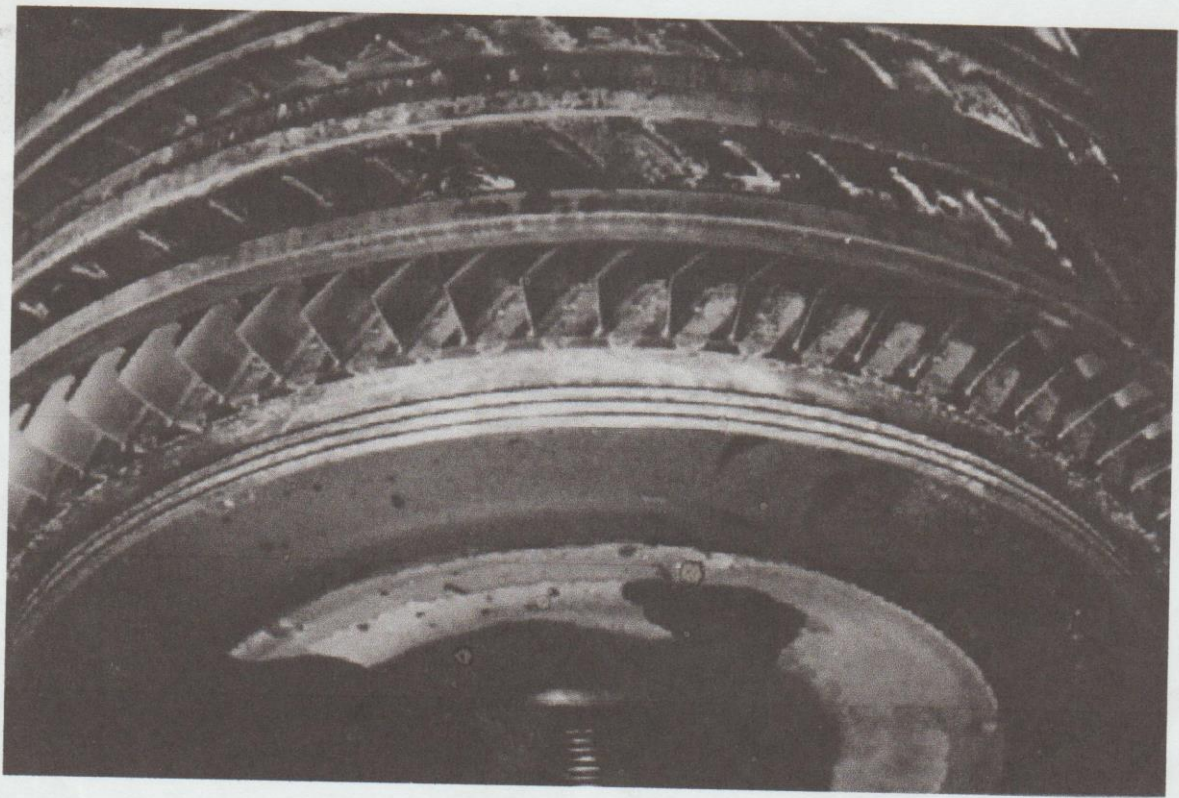
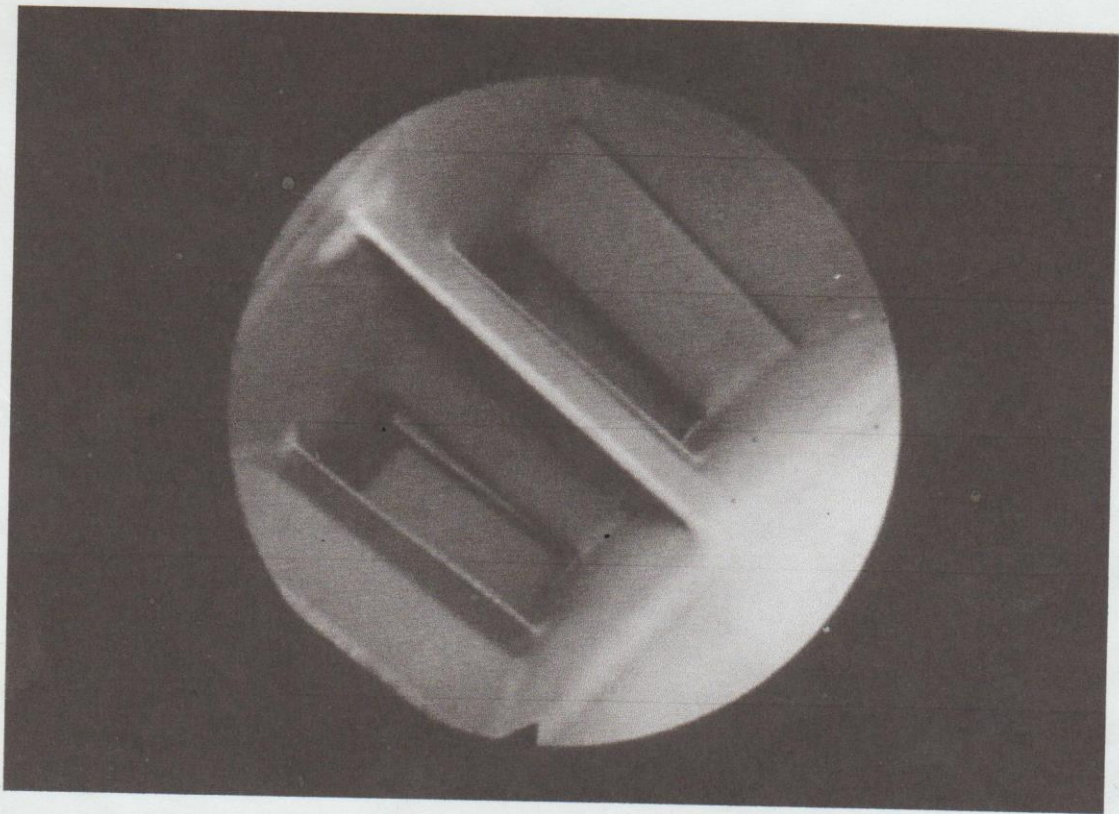


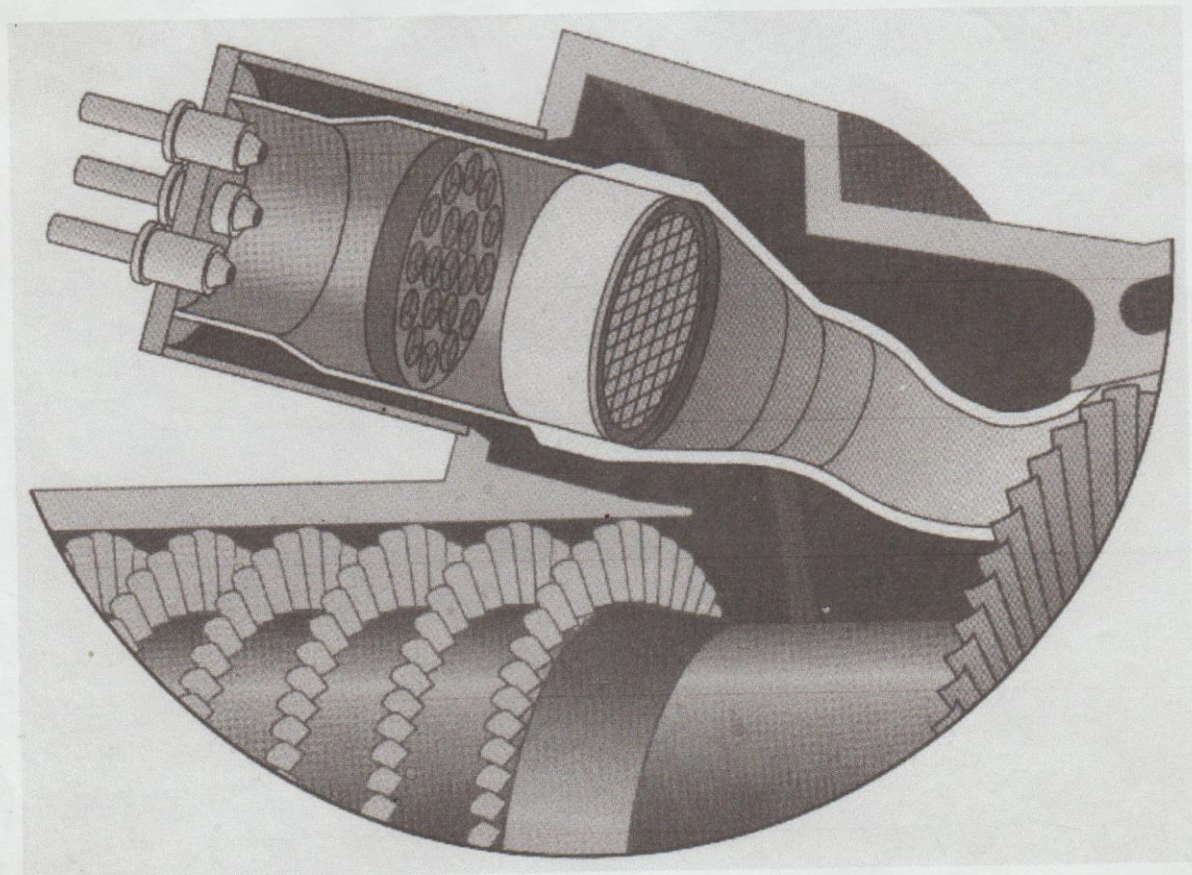
Il existe aussi un autre type de bore scope électronique, où la visualisation et le contrôle se fait par le moyen d'ordinateur.



Remarquer la figure de la page 11 dessus, encadré (Bore scope holes).

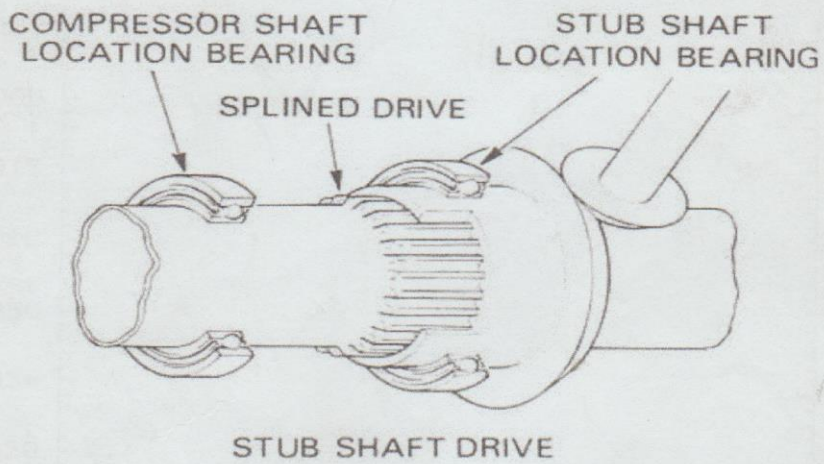
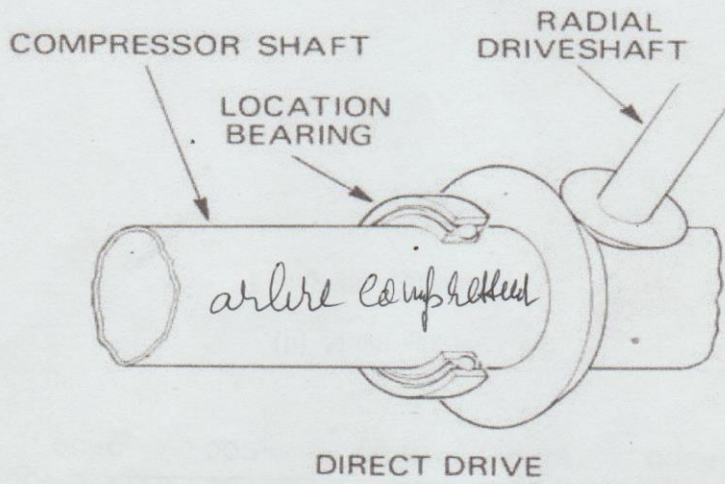


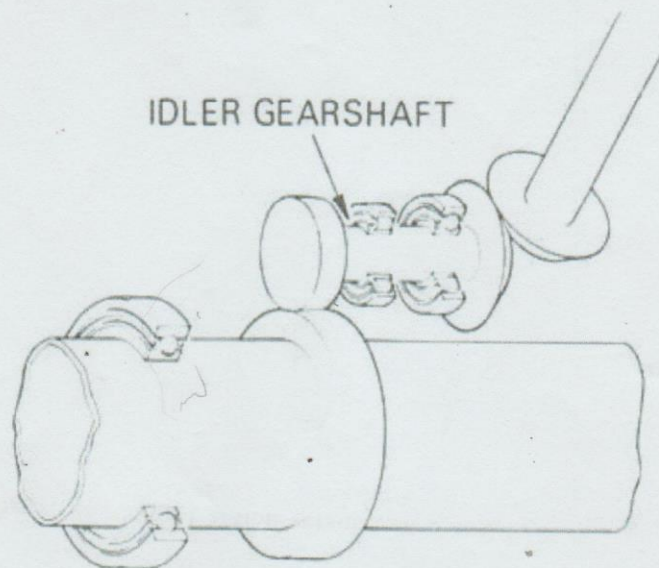




5. Accessoires et mouvements.

C'est afin de minimiser les mouvements axiaux entre l'arbre intermédiaire du compresseur et l'arbre radial transmetteur de mouvement, on fait appel aux trois variantes de transmissions de mouvements comme illustré dans la figure ci dessous.

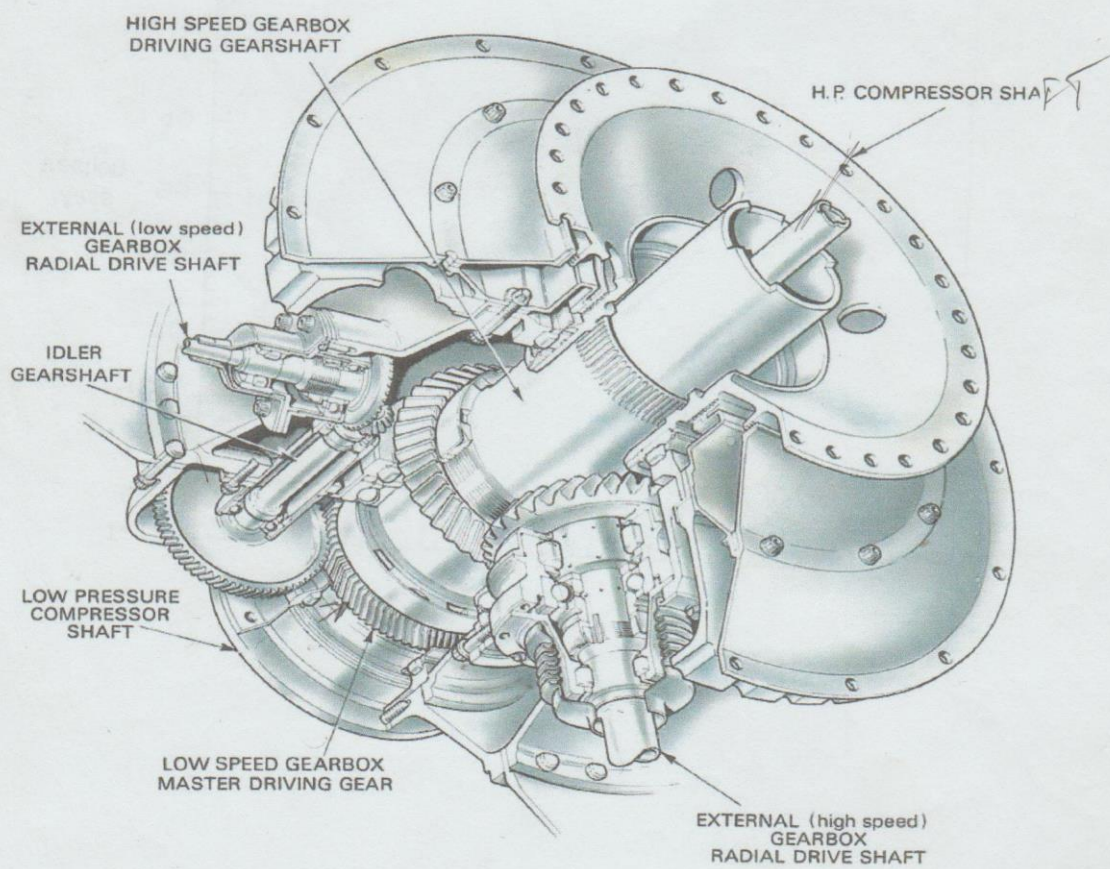




IDLER GEARSHAFT

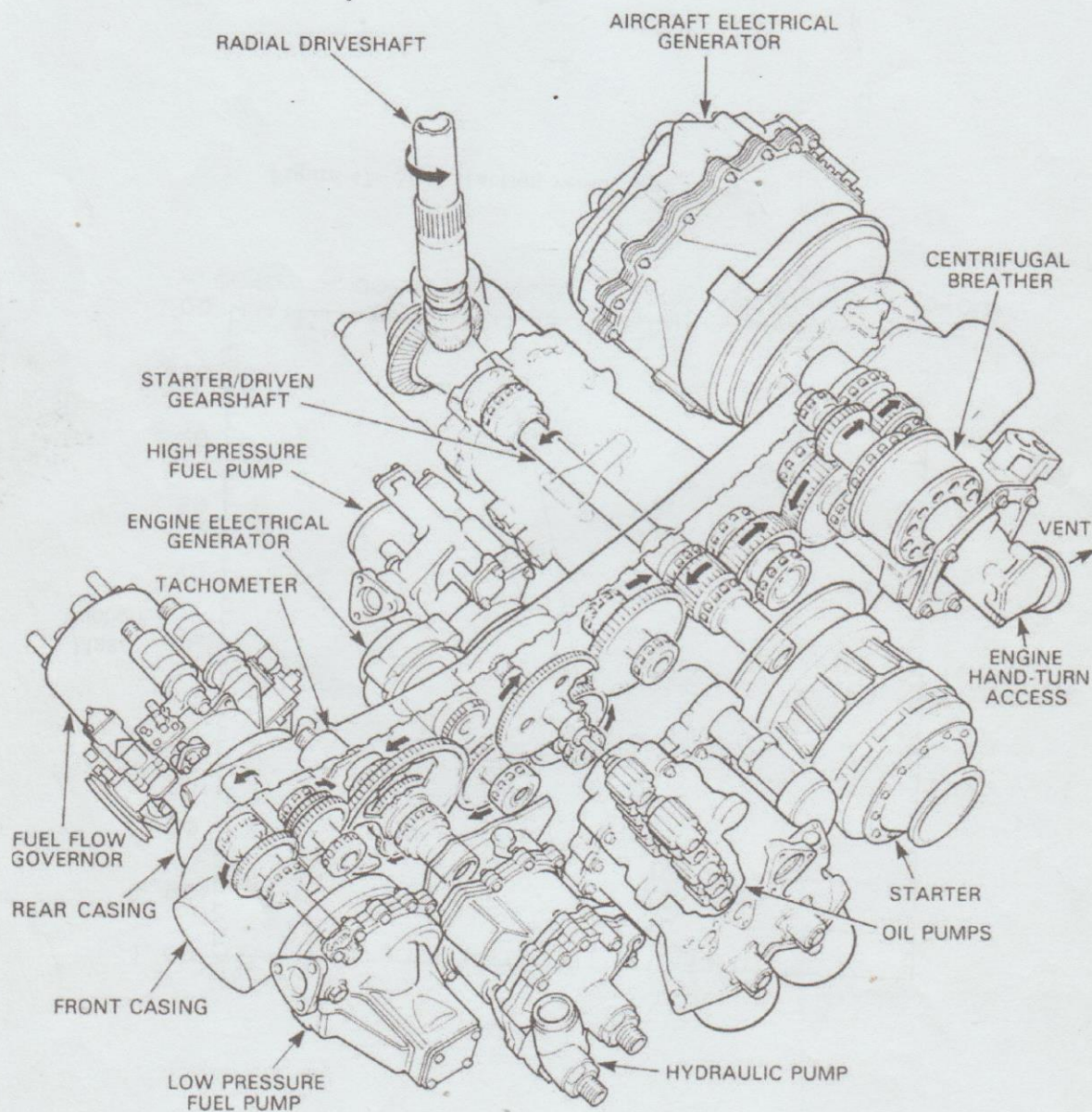
IDLER GEAR DRIVE

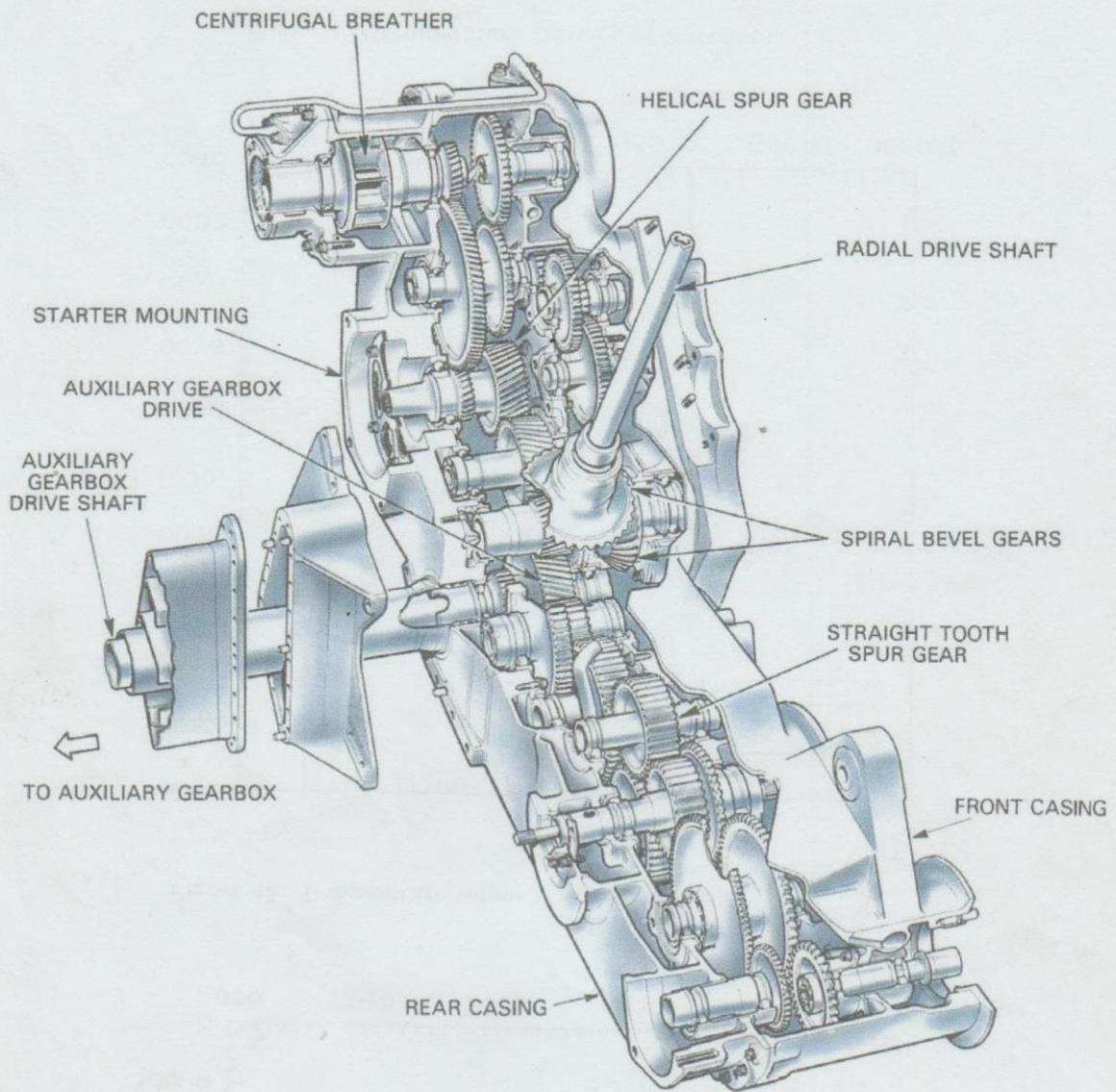
Ainsi on remarque l'utilisation d'engrenages trapézoïdaux à dentures courbés pour minimiser les bruits. La figure suivante montre le carter entre la chambre de combustion et la turbine, et on remarque :



On aura besoin aussi d'un ensemble de réducteurs et multiplicateurs de vitesses pour permettre le fonctionnement des différents organes à savoir :

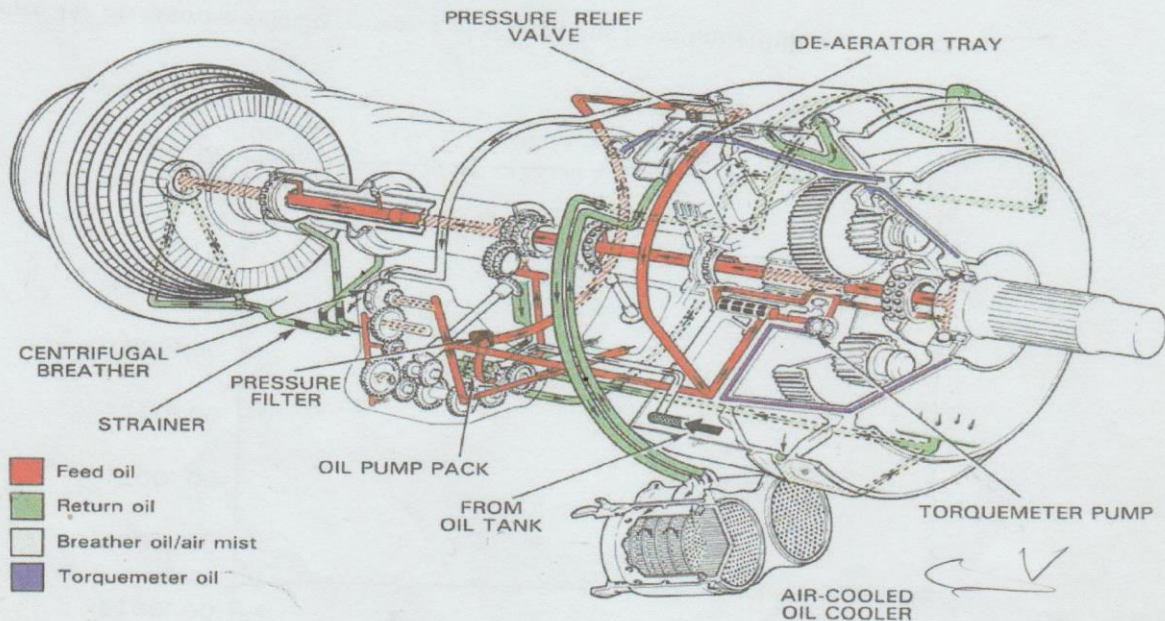
- Graissage hydrodynamique,
- Générateur de courant,
- pompe d'alimentation,
- pompe à combustible,
- climatisation et chauffage,
- système anti givrage,
- servo commande,
- Système anti incendie,



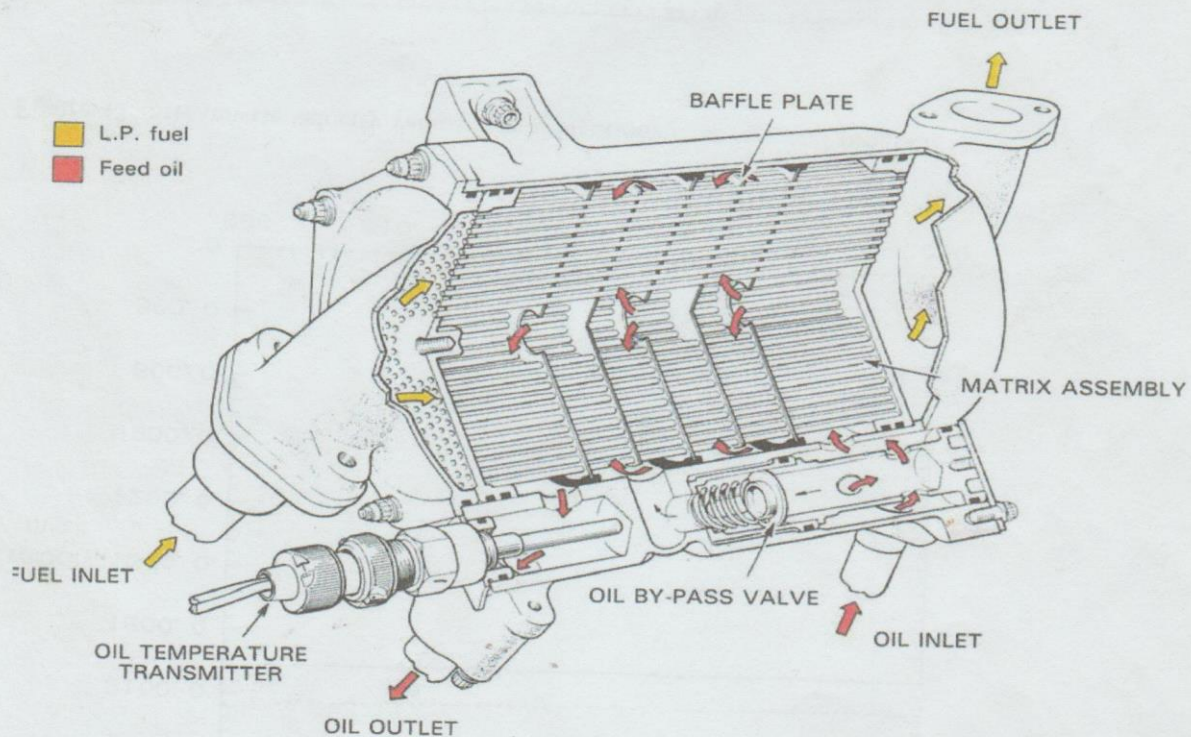


6. Système de graissage

Dans un tel moteur la lubrification se fait à l'aide de pompe à engrenage muni d'un clapet de sécurité.

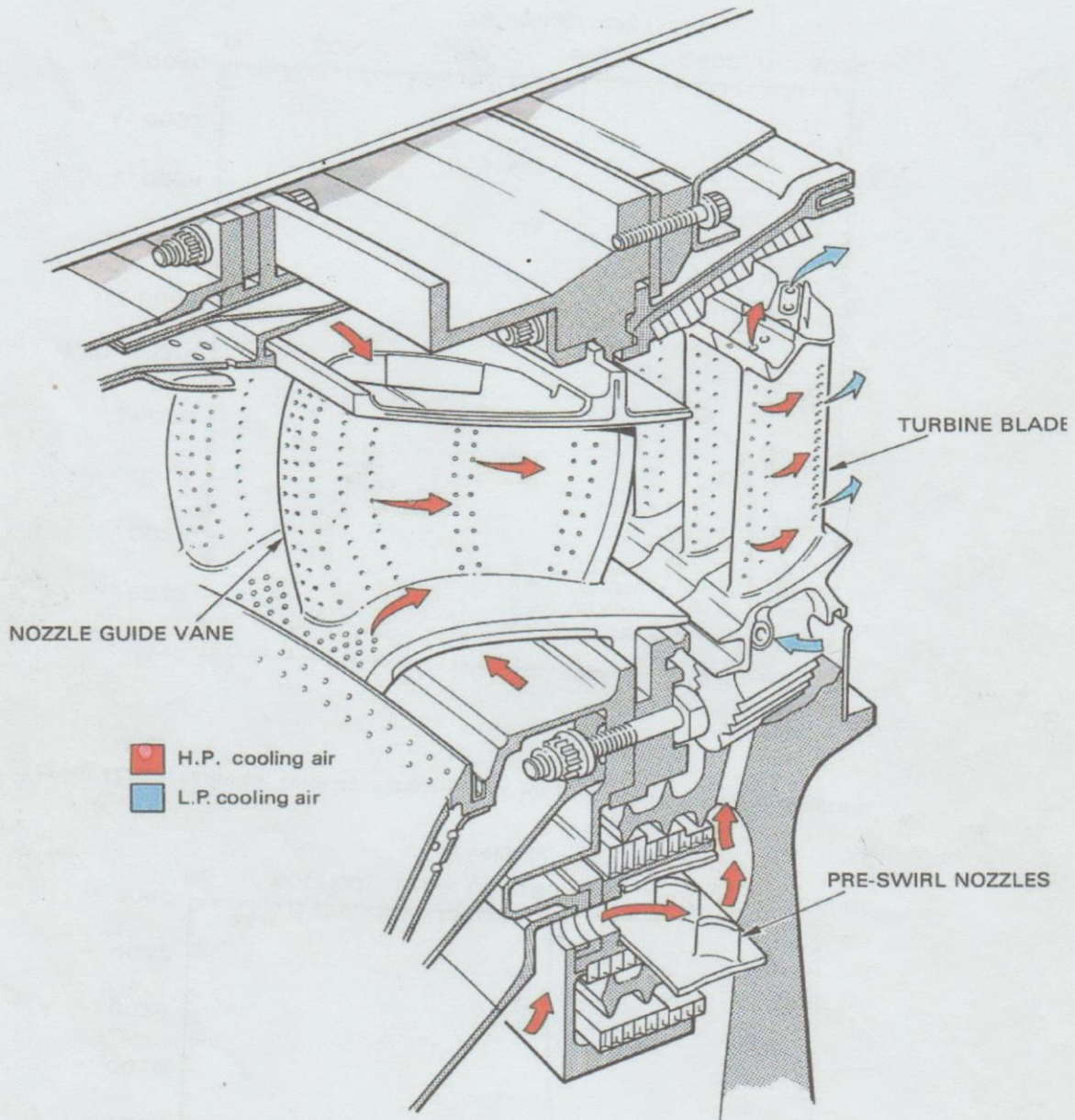


Il est bien entendu que l'huile de graissage soit refroidie, et on utilise pour cela un échangeur de chaleur.

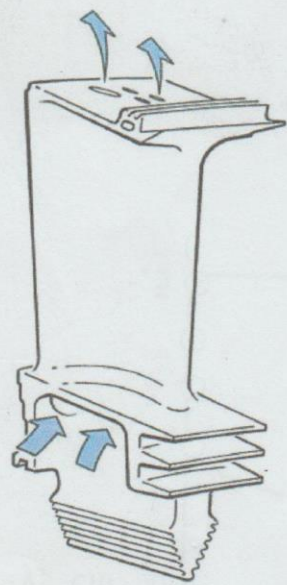


7. Refroidissement par film d'air.

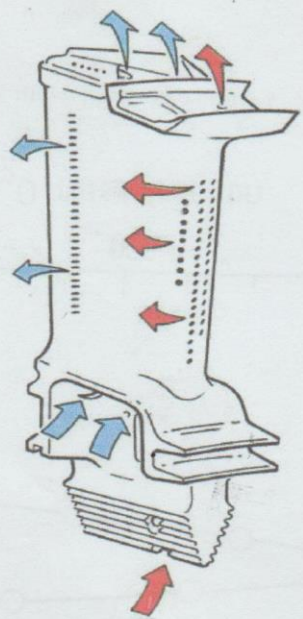
Cette opération est assurée par le prélèvement d'air chaud du compresseur, pour être entraîné via des micros trous et des canaux à des endroits très chauds telle la turbine et la chambre de combustion.



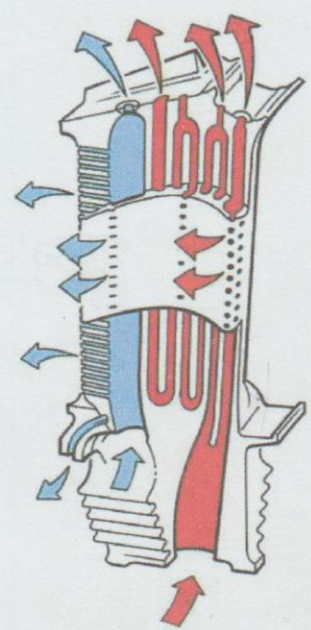
■ L.P. cooling air ■ H.P. cooling air



SINGLE PASS,
 INTERNAL COOLING
 (1960's)



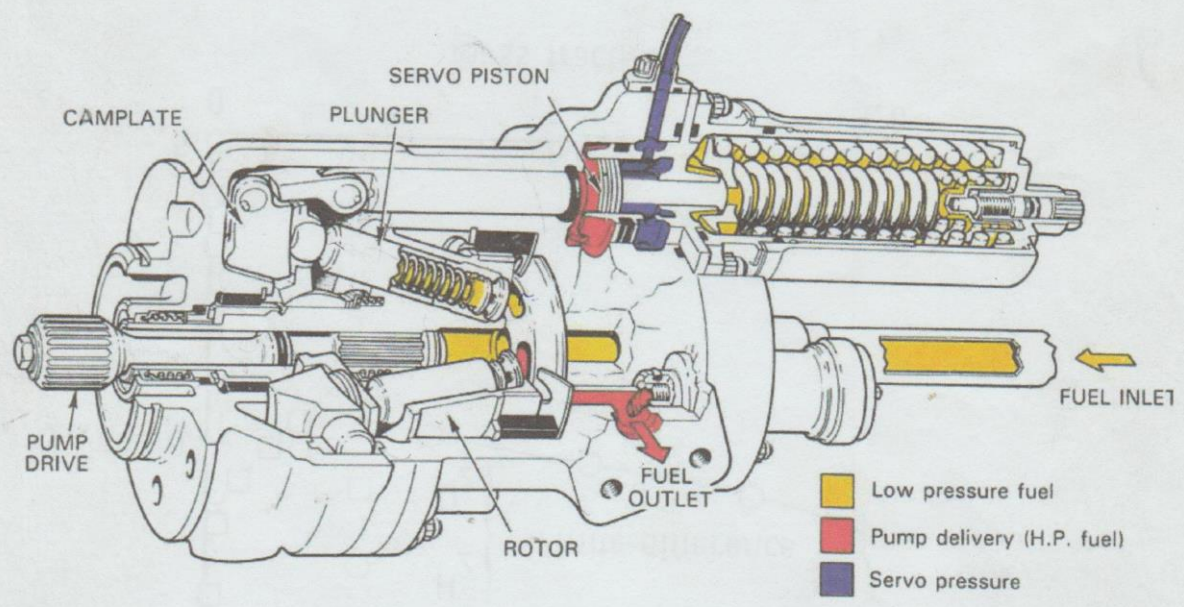
SINGLE PASS,
 MULTI-FEED
 INTERNAL COOLING
 WITH FILM COOLING
 (1970's)



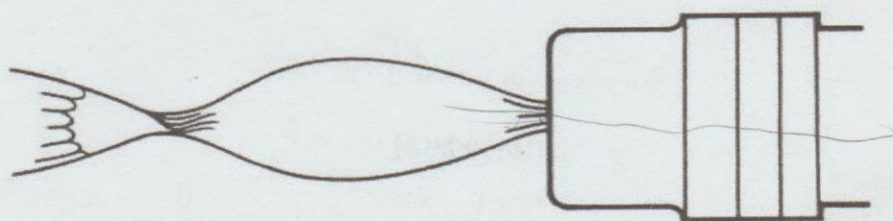
QUINTUPLE PASS,
 MULTI-FEED
 INTERNAL COOLING
 WITH EXTENSIVE
 FILM COOLING

8. L'injection de carburant.

Le carburant est admis dans la pompe HP via une pompe dite d'alimentation, la figure ci-dessous montre bien la pompe HP.

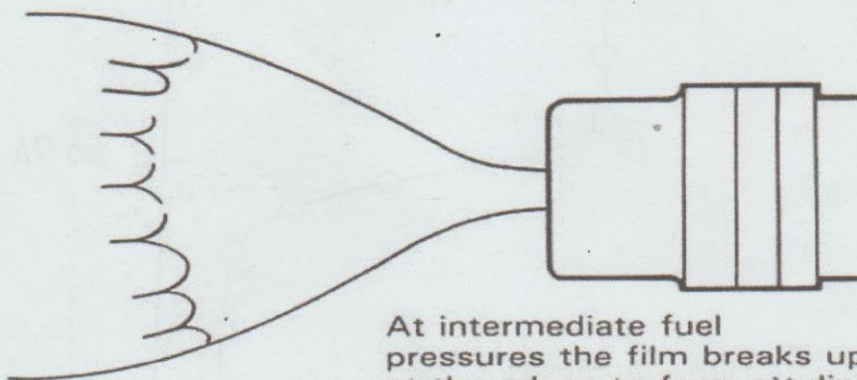


On remarque qu'on ne peut parler de système d'injection sans cité les injecteurs, qui sont des éléments vitaux pour une bonne combustion.

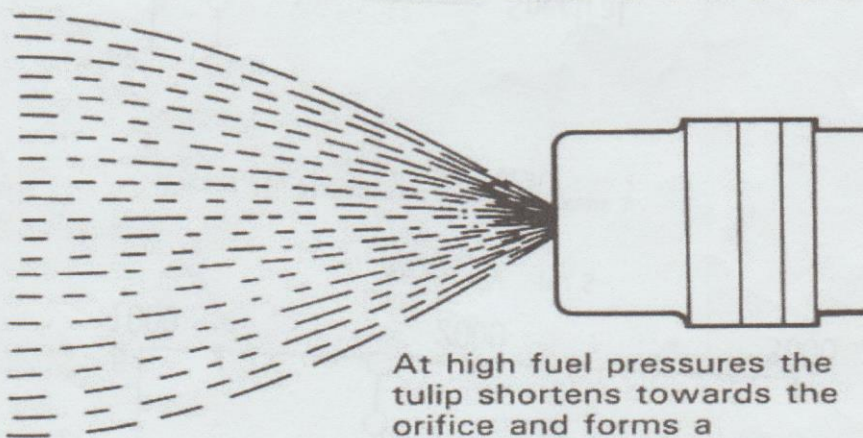


At low fuel pressures a continuous film of fuel is formed known as a 'bubble'

*Pression
très faible
fluide injecté
sans forme
définie*

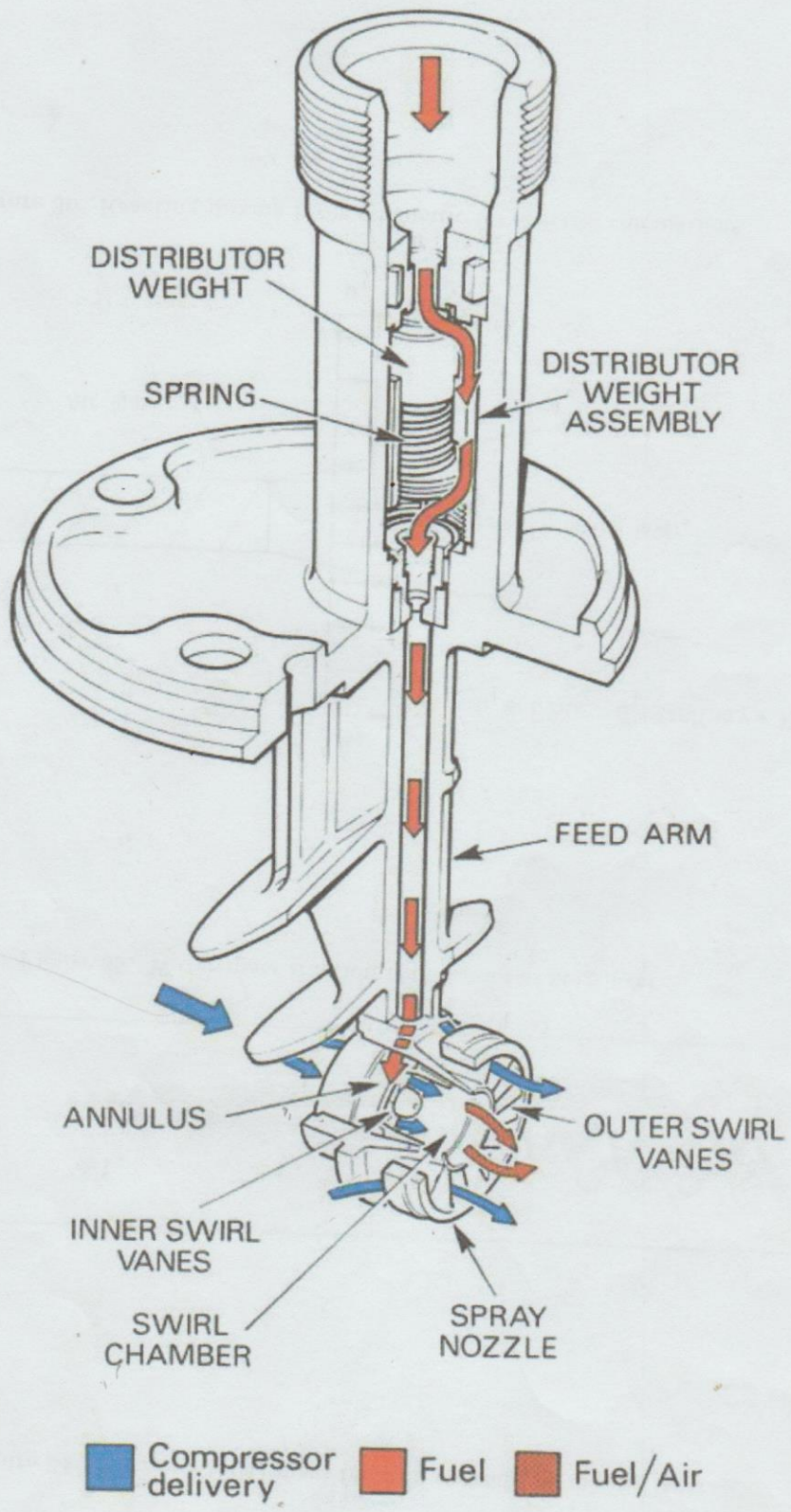


At intermediate fuel pressures the film breaks up at the edges to form a 'tulip'



At high fuel pressures the tulip shortens towards the orifice and forms a finely atomized spray

En vérité ces injecteurs sont des orifices bien calibrés, permettant de pulvérisés (atomisés) le combustible ensuite il passe (carburant) dans un profil aérodynamique pour accentué la turbulence et obtenir une combustion optimale.

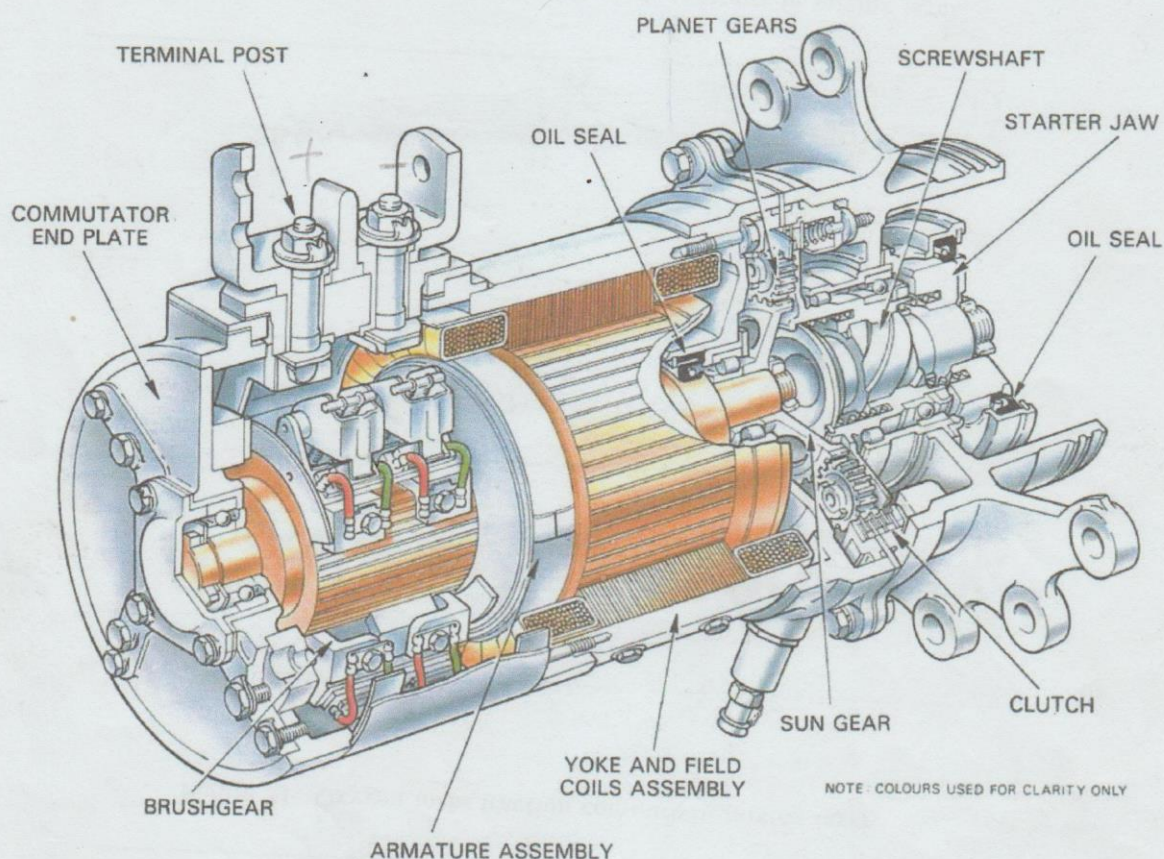


9. Système de démarrage.

9.1 Démarreur électrique.

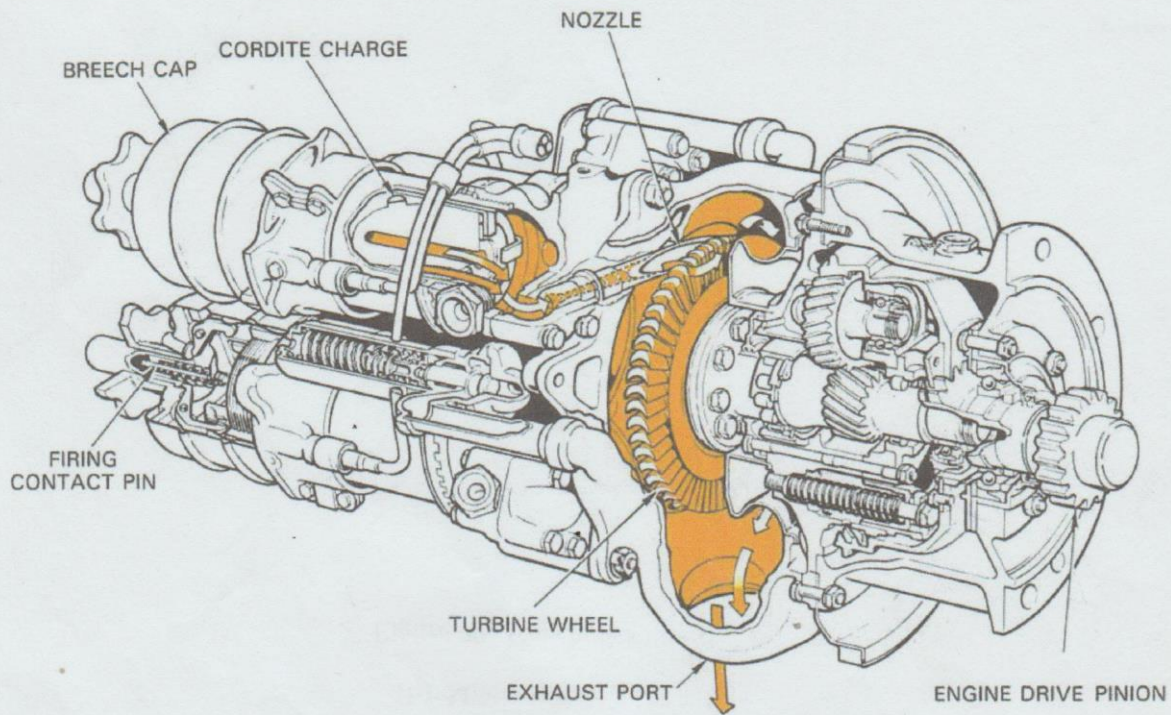
Comme tout moteur, d'une manière élémentaire le démarrage se fait à l'aide d'un moteur électrique à courant continu, mais nécessitant un grand ampérage pour générer un grand couple.

L'ordre de grandeur pour l'ampérage est de 300-550 A, pour un voltage de 24-35 V, assurant ainsi un nombre de tours de 3500-6500 rpm.



9.2 Démarreur pyrotechnique.

L'opération est une micro turbine ayant la forme d'un démarreur conventionnel, mais la combustion est assurée par l'explosion d'une charge pyrotechnique produisant une énergie faisant tourner le turboréacteur, une telle application est très employée dans le domaine des avions militaire, se procédé présente beaucoup d'avantages parmi lesquels : démarrage rapide.

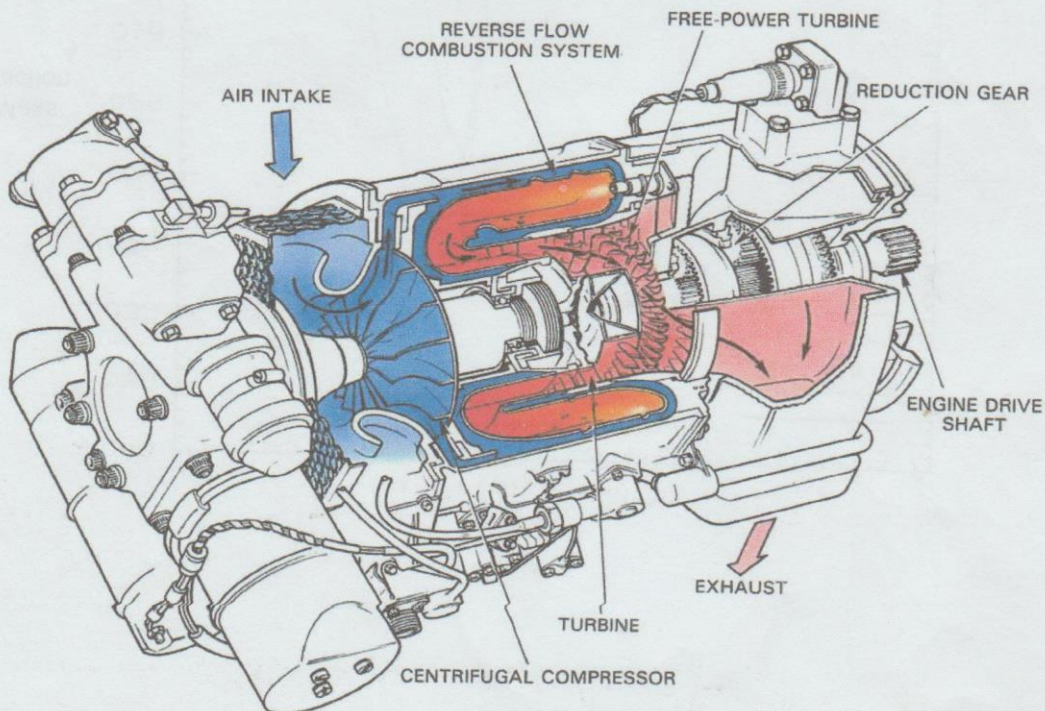


9.2 Démarreur hydraulique.

Ce type d'équipement est utilisé pour les turboréacteurs de moyenne puissance, ou le démarrage se fait sous haute pression.

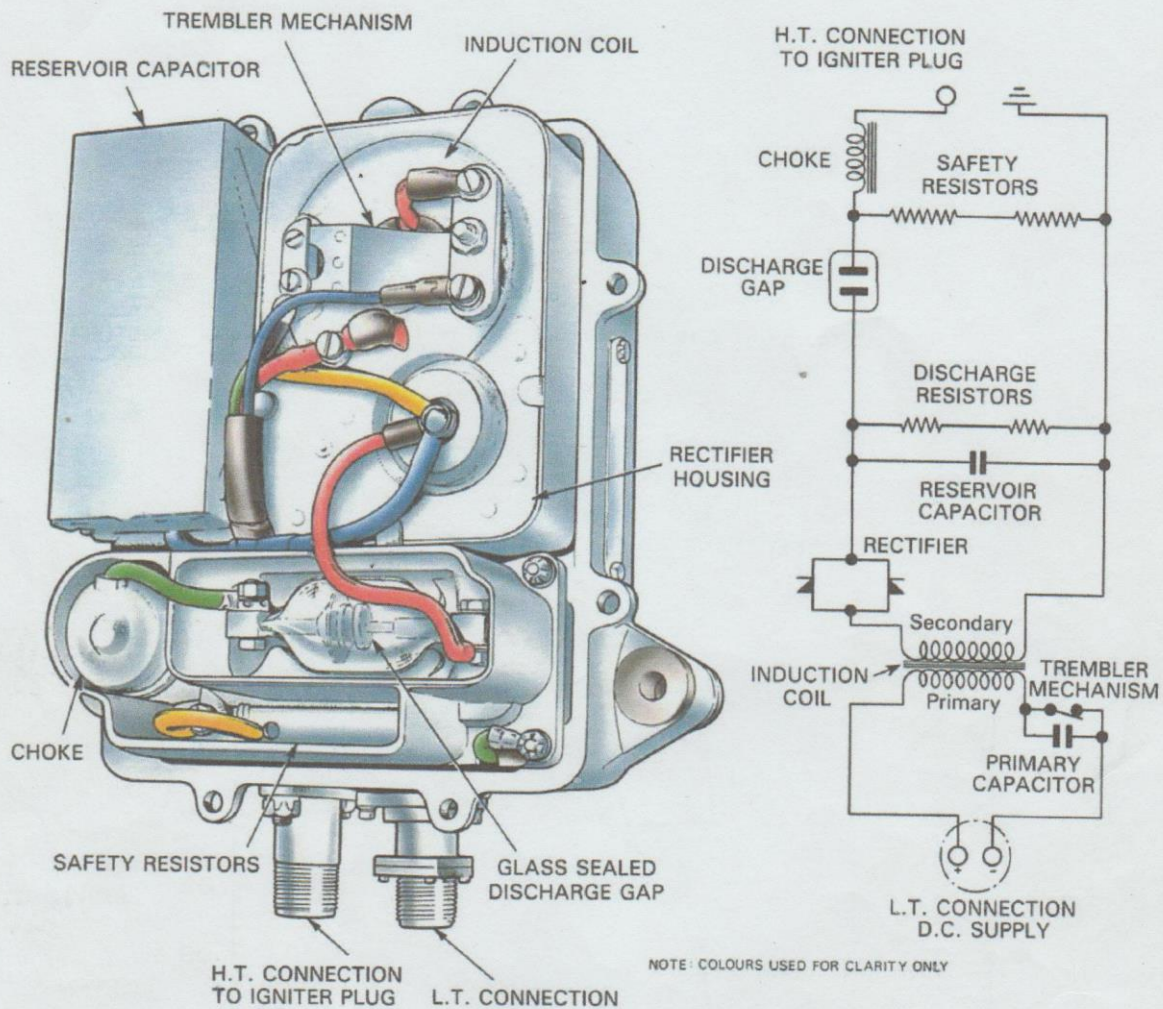
9.3 Démarreur avec micro turbine.

Ce genre de démarreur est une turbine miniature dans le sens le plus complet du terme, ou il possède sa propre alimentation en combustible, et il est actionné par le pilote selon sa volonté.



10. Système d'allumage.

C'est un ensemble constitué par une bobine HT, excitée par un courant continu, et muni d'un mécanisme permettant d'obtenir des court circuits à grand voltage alternatif assurant ainsi l'étincelle, ce type de système ne contient aucun élément tournant ce qui permet une grande fiabilité d'utilisation.



Remarqué aussi que de tels procédés permettent au pilote la possibilité de redémarré le turbo même en plein vol.