

## Chapitre 1 : Définitions et généralités sur les turbines à gaz

### 1.1 Historique

Dans l'histoire de la turbine à gaz, on peut distinguer trois périodes.

La première, celle des précurseurs, est très ancienne puisqu'il est classique de la faire remonter à Héron d'Alexandrie avec son Éolipile, simple sujet de curiosité ou d'amusement. Viennent ensuite les premiers dépôts de brevets. Pour les turbomoteurs, en 1791, l'Anglais John Barber brevète un appareil hybride puisque cette turbine à gaz comportait encore un compresseur alternatif. Pour les turboréacteurs, c'est le Français Lorin qui, en 1911, en fait breveter le principe.

La deuxième, celle des premières réalisations, commence à la fin du XIXe siècle et peut être considérée comme achevée en 1951. Entre 1872 et 1900 environ, les premiers turbomoteurs sont effectivement construits mais ne peuvent atteindre leur autonomie par suite de l'insuffisance des rendements de compression et de détente. Par contre, entre 1901 et 1906, les recherches des Français Armengaud et Lemale aboutissent au premier turbomoteur autonome avec un rendement global à 3 %. Entre 1935 et 1945, de nombreuses réalisations apparaissent, notamment dans le domaine aéronautique où les turbines à gaz bénéficient des actives recherches menées au cours de la dernière guerre mondiale. Le premier vol d'un avion équipé d'un turboréacteur a lieu en Allemagne, fin août 1939 (moteur HE S 3 monté sur avion Heinkel 178 V1), précédant, en mai 1941, une réalisation voisine en Grande-Bretagne (moteur de Whittle W 1X monté sur avion Gloster E.28). Enfin, 1951 voit deux premières mondiales avec des turbines à gaz de la firme française Turboméca. Le 18 avril, c'est l'hélicoptère SO 1120 Arriel 3 qui effectue un premier vol propulsé par un turbomoteur, l'ARTOUSTE. Le 6 novembre, c'est le premier vol d'un turboréacteur à double flux, l'ASPIN, monté sur le Fouga Gêmeaux IV.

La troisième, la période industrielle, commence en 1939. C'est, en effet, au cours des cinquante dernières années que ces machines se sont développées de façon tout à fait spectaculaire. On peut citer M. Sedille qui, dès 1948, présentait avec raison cette évolution : « Il est hors de doute que, dans les années à venir, un effort considérable permettra de multiplier dans toutes les branches d'utilisation les installations turbomotrices à gaz ».

Actuellement, la turbine à gaz fait partie de notre environnement courant : l'aviation commerciale et militaire utilise quasi exclusivement des machines de ce type pour propulser ses aéronefs. Pour les applications industrielles, la turbine à gaz est maintenant le concurrent direct des moteurs diesels, et cette évolution est loin d'être terminée [2].

### 1.2 Définitions et domaines d'utilisation

Les turbines à gaz font partie de la catégorie des turbomachines définies par Rateau comme étant des appareils dans lesquels a lieu un échange d'énergie entre un rotor tournant autour d'un axe à vitesse constante et un fluide en écoulement permanent.

Selon le type de fluide utilisé, dit fluide actif ou fluide moteur, on a affaire à une turbine hydraulique, une turbine à vapeur ou une turbine à gaz. Dans ce dernier cas, le fluide

moteur le plus fréquemment utilisé provient des gaz de combustion d'un combustible solide, liquide ou gazeux.

Selon le type d'énergie délivrée, les turbines à gaz se répartissent en deux classes : d'une part, les turbomoteurs fournissant de l'énergie mécanique disponible sur un arbre, et d'autre part, les turboréacteurs fournissant de l'énergie cinétique utilisable pour la propulsion.

Parmi les utilisations non aéronautiques, très diversifiées, on peut citer :

- les turboalternateurs, destinés aux centrales de pointe et aux groupes de secours, bénéficient au mieux des qualités fondamentales de la turbine à gaz que sont la rapidité de démarrage, la facilité de mise en œuvre, la fiabilité élevée ;
- les turbopompes, utilisées dans les stations de pompage et de recompression des gazoducs et oléoducs ainsi que sur les plates-formes pétrolières off-shore, bénéficient des mêmes avantages avec en plus l'emploi d'un carburant local bon marché ;
- la traction terrestre, qu'elle soit ferroviaire avec les turbotrans ou d'application militaire pour les véhicules blindés, utilise en outre la grande puissance volumique de la turbine à gaz comparée à celles des moteurs Diesel ;
- les installations industrielles dites à énergie totale où le turbomoteur peut fournir simultanément trois formes d'énergie : électrique (alternateur), pneumatique (par prélèvement d'air sur le compresseur), et calorifique (récupérateur de chaleur des gaz d'échappement).

Le rendement d'ensemble de telles installations est ainsi fortement revalorisé et peut atteindre 50 à 60 % ;

- les groupes auxiliaires de puissance (GAP), constituent enfin une classe de machines bien adaptée à la turbine à gaz : les groupes de conditionnement d'air sont utilisés tant sur les aéronefs que sur les turbotrans ; d'autres types de GAP sont employés à des fins militaires (génération d'électricité) ou civiles (groupes de mise en œuvre et de maintenance au sol des avions) [2].

### 1.3 Configurations de base

Lors ce que la turbine à gaz fait partie de la catégorie des turbomachines. Quel qu'en soit le type, une turbomachine est toujours constituée d'un générateur de gaz et d'un récepteur (figure 1.1).

La fonction du générateur de gaz est d'augmenter le niveau de pression et de température du fluide qui le traverse. Pour cela, il se compose d'un compresseur, d'une chambre de combustion et d'une turbine de détente fournissant la puissance juste nécessaire à entraîner le compresseur.

En sortie de la turbine du générateur, les gaz ont encore un niveau énergétique élevé et ils délivrent leur énergie dans un ensemble transformateur (le récepteur), qui peut être soit une turbine (cas du turbomoteur), soit une tuyère (cas du turboréacteur).

- Dans le cas du turbomoteur, l'appareil récepteur est appelé turbine de puissance (ou turbine libre ou encore turbine de travail). C'est un organe qui transforme l'énergie disponible en puissance mécanique. il contient une simple tuyère conduit les gaz vers l'atmosphère.
- Dans le cas du turboréacteur, les gaz sortant du générateur se détendent et s'accélèrent dans une tuyère qui transforme ainsi l'énergie disponible en énergie cinétique. L'augmentation de

la quantité de mouvement du fluide au travers du turboréacteur engendre la poussée nécessaire à la propulsion du véhicule.

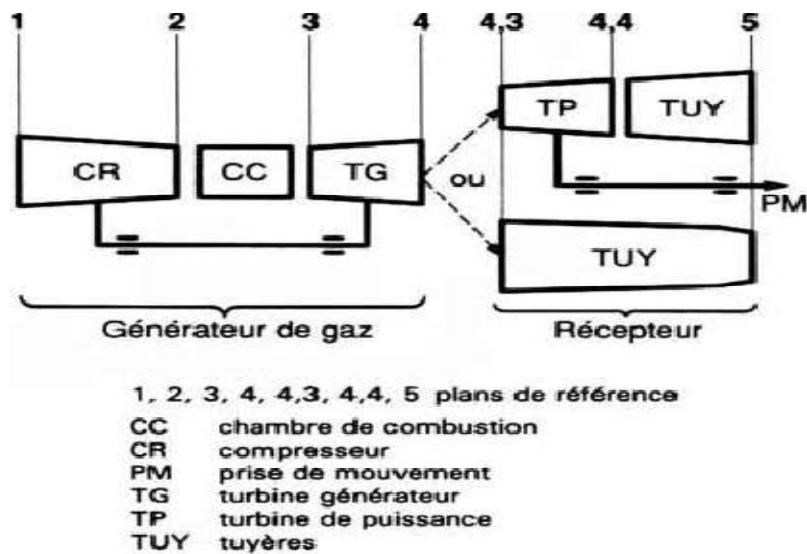


Figure 1.1 Deux configurations de base : turbomoteur et turboréacteur [2]

Ainsi, une turbomachine est le siège d'un écoulement permanent de fluide actif (l'air en général) qui :

- subit une compression au travers du compresseur (de 1 en 2) ;
- reçoit un apport calorifique dans un ensemble appelé chambre de combustion, foyer, ou plus généralement source chaude (de 2 en 3) ;
- effectue une première détente dans la turbine du générateur de gaz (de 3 en 4) ;
- puis une deuxième détente dans le récepteur qui peut être soit une turbine de puissance (de 4,3 en 4,4), soit une tuyère d'éjection (de 4,3 en 5).

Les **limitations technologiques** interviennent dans la conception des turbines à gaz et peuvent être classées en trois types selon leur origine :

- **Les limitations thermiques** : sont essentiellement caractérisées par la température des gaz en sortie de chambre de combustion, ou à l'entrée des turbines, points les plus chauds de la turbomachine. Tous les constructeurs de turbines à gaz s'efforcent de repousser cette limitation en utilisant des matériaux capables de supporter des températures de plus en plus élevées et en refroidissant les aubages de turbine par des dispositifs appropriés ;
- **Les limitations mécaniques** : l'ensemble tournant d'une turbine à gaz est soumis à des contraintes mécaniques qui résultent des efforts centrifuges et des efforts aérodynamiques sur les pales (les aubes). Le niveau des contraintes centrifuges est souvent caractérisé par la vitesse périphérique en sommet de pale qui, pour une machine de taille donnée, détermine finalement la vitesse de rotation de l'ensemble tournant ;
- **Les limitations aérodynamiques** : le fonctionnement des compresseurs est toujours limité vers les faibles débits d'air par les phénomènes de pompage ou de décrochage. Ces phénomènes, provoqués par le décollement des filets d'air aux grandes incidences, peuvent être brutaux et avoir des effets destructifs sur les organes de la turbomachine.

Une autre source de limitation réside dans les phénomènes de vibrations aéroélastiques des aubages (interaction entre les efforts aérodynamiques et les déplacements vibratoires). Les constructeurs doivent donc faire en sorte que ces limitations se situent en dehors des domaines de fonctionnement et d'utilisation normaux du moteur.

### 1.4 Principe de fonctionnement

A la différence des machines alternatives, la compression et la détente sont des processus continus, comme il arrive pour la production d'électricité.

Au contraire, dans un moteur alternatif (moteur Otto ou Diesel), la puissance est développée dans la phase d'expansion, comme dans une turbine, mais ce processus a lieu seulement pour 1/4 du cycle complet, tandis que dans la turbine à gaz une expansion a lieu sans interruption pendant tout le cycle. La même chose s'applique à la compression. Pour la même raison, étant donné qu'il n'y a aucune masse dans le mouvement alternatif, la régularité du cycle d'une turbine à gaz est incomparablement plus grande que celle d'un moteur alternatif.

Le principe de fonctionnement de la turbine à gaz peut être illustré au moyen d'une comparaison avec celui d'une turbine à vapeur. Dans ce dernier cas la chaleur dégagée par une réaction (chimique ou nucléaire) est utilisée pour la production de vapeur d'eau qui fournit du travail par sa détente, soit jusqu'au vide d'un condenseur, soit jusqu'à une pression fixée par les conditions de son utilisation ultérieure. Quelles que soient les conditions qui règnent à l'aval de la turbine, la vapeur sortant de celle-ci se condense et cède sa chaleur latente (et éventuellement, sa chaleur sensible) à l'eau de circulation du condenseur ou à un appareil de chauffage.

Au contraire, dans le cas d'une turbine à gaz, le travail est fourni par la détente d'un fluide incondensable ou, plus exactement, d'un fluide qui ne subit aucune condensation au cours de toutes les transformations qui forment son cycle thermodynamique. Ce dernier mot n'indique donc pas la nature du combustible utilisé, mais celle du fluide moteur. Quant au combustible utilisé, il peut être gazeux (gaz naturel, gaz de haut fourneau, gaz de cokerie), liquide (fuel domestique); dans certains cas particuliers, le combustible peut même être solide (charbon ou tourbe). Enfin, dans l'avenir la chaleur nécessaire au fonctionnement d'une turbine à gaz pourra aussi être fournie par une réaction nucléaire.

Il en résulte que le principe de la turbine à gaz consiste à soumettre un certain débit gazeux successivement à une compression et à une détente, ces deux opérations étant séparées par un réchauffage à l'aide de la chaleur fournie par un combustible. Pour que cet ensemble d'opérations ait un rendement positif, il faut et il suffit que le travail fourni par la détente soit supérieur à celui qui est absorbé par la compression. Ce résultat peut être atteint par deux moyens qui peuvent être employés soit indépendamment, soit simultanément. Le premier consiste à fournir au gaz comprimé une grande quantité de chaleur, de manière à obtenir une température élevée à l'amont de la turbine et, par conséquent produire dans celle-ci une variation d'enthalpie importante ; quant au deuxième il est caractérisé par le fait que la compression et la détente sont réalisées avec des rendements élevés, ce qui conduit à une réduction de la différence entre le travail théorique et le travail réel qui correspondent à

chacune de ces opérations. En fait, le progrès technique qui a permis la réalisation de la turbine à gaz moderne a suivi simultanément ces deux voies : les perfectionnements des méthodes de la métallurgie et de la mécanique des fluides ont abouti, d'une part, à la fabrication de métaux pouvant résister à des températures dépassant  $1000^{\circ}\text{C}$ , d'autre part, à la construction de compresseurs et de turbines dont le rendement atteint des valeurs de l'ordre de 0.9.

Cette double évolution a entraîné un accroissement du rendement de toutes les turbines à gaz, quel que soit le cycle thermodynamique adopté pour celles-ci ; mais, de plus, certains perfectionnements apportés au cycle permettent d'assurer au rendement des valeurs encore plus élevées, qui pourraient même être comparables à celles des rendements des centrales à vapeur modernes de grande puissance. Toutefois, les perfectionnements apportés au cycle thermodynamique entraînent des accroissements importants du coût de la turbine à gaz ; de même que pour toutes les autres machines thermiques, le choix des conditions de fonctionnement d'une turbine à gaz (et, en particulier, de son cycle thermodynamique) doit donc tenir compte non seulement du rendement, mais aussi de tous les autres facteurs intervenant dans le calcul du prix de revient de l'énergie produite [1].

Dans sa forme la plus simple, la turbine à gaz fonctionne de la façon suivante :

- elle extrait de l'air du milieu environnant ;
- elle le comprime à une pression plus élevée ;
- elle augmente le niveau d'énergie de l'air comprimé en ajoutant et en brûlant le combustible dans une chambre de combustion ;
- elle achemine l'air à pression et à température élevées vers la turbine, qui convertit l'énergie thermique soit en énergie mécanique pour faire tourner l'arbre, qui fournit l'énergie nécessaire pour tourner une charge (générateur, un compresseur d'air, ...), soit en énergie cinétique par détente des gaz pour faire la propulsion dans l'aviation.
- elle décharge à l'atmosphère les gaz à basse pression et température résultant de la transformation mentionnée ci-dessus.

La figure 1.2 donne une vue générale sur le fonctionnement d'une turbine à gaz (cas d'une TG aéronautique).

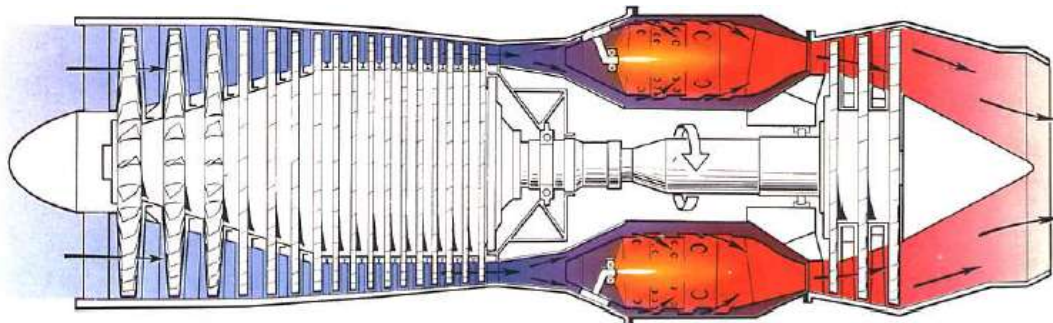


Figure 1.2 Vue en section d'une turbine à gaz [4]

## 1.5 Différents types de turbomoteurs

### 1.5.1 Turbine liée

La machine la plus simple est la turbine liée appelée encore **turbine fixe** ou **turbine solide** (figure 1.3). Elle ne comporte, outre la chambre de combustion, qu'un seul ensemble tournant, arbre sur lequel sont montés le compresseur et la turbine de détente; le tout combine les fonctions de générateur de gaz (entraînement du compresseur) et de récepteur (prise de puissance).

La chambre de combustion peut être soit intégrée à la machine, soit séparée ; dans ce dernier cas, elle est reliée au compresseur et à la turbine par des collecteurs. Cette disposition n'est rencontrée, en pratique, que dans les installations non aéronautiques où les problèmes de masse et d'encombrement sont en général beaucoup moins critiques.

Bien souvent, un boîtier d'engrenages ou réducteur de vitesses vient compléter le turbomoteur afin de faciliter son accouplement à la machine entraînée.

Selon la position du réducteur, on a affaire à un turbomoteur à prise de mouvement avant ou arrière. Sans réducteur, la turbine à gaz est dite à prise directe.

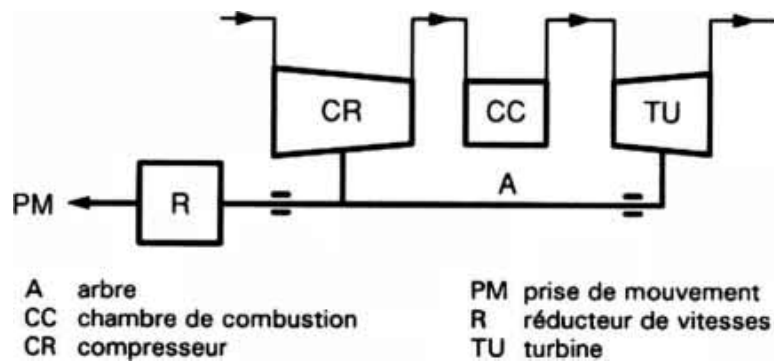


Figure 1.3 Turbine liée (prise avant) : architecture [2]

### 1.5.2 Turbine libre

Elle est constituée d'un générateur de gaz bien distinct du récepteur de puissance (figure 1.4).

Le générateur de gaz peut être mono corps, c'est-à-dire qu'il ne comporte, outre la chambre de combustion, qu'un seul rotor commun au compresseur et à la turbine ; ce dernier organe porte alors le nom de « turbine générateur » (figures 1.4 a et b).

Pour les machines plus sophistiquées, généralement de plus forte puissance, le générateur de gaz peut être double corps, c'est-à-dire constitué de deux ensembles tournants, avec des vitesses de rotation distinctes : un corps basse pression et un corps haute pression (figure 1.4 c). Ce dispositif, où les deux compresseurs fonctionnent en série, facilite la conduite de la machine lors des régimes transitoires rapides lorsque les taux de compression globaux sont élevés ; on évite ainsi de rencontrer le phénomène de pompage.



Le récepteur comprend l'organe de détente, appelé turbine de puissance, monté sur un arbre indépendant de celui du générateur de gaz et pourvu ou non d'un réducteur de vitesses. La prise de mouvement peut être avant ou arrière et l'arbre de puissance concentrique ou non à celui du générateur de gaz.

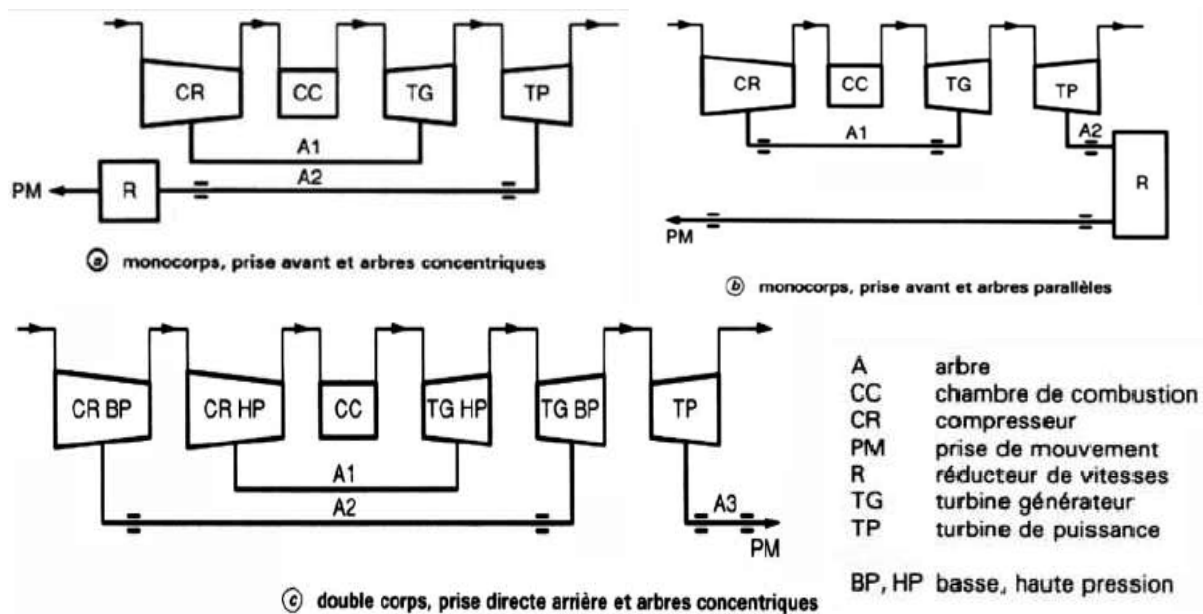


Figure 1.4 Turbine libre : architectures [2]

### 1.5.3 Turbines à échangeur de chaleur

Appelées aussi turbines à récupérateur, ces machines sont caractérisées par l'emploi d'un échangeur thermique qui récupère une partie de la chaleur perdue dans les gaz d'échappement de la turbine pour la transférer au fluide actif après la compression (figure 1.5) de ce fait, pour une même température à l'entrée de la turbine, l'apport de chaleur dû à la combustion est diminué, ce qui améliore le rendement thermique du moteur. Des gains de 20 à 30 % sont ainsi possibles mais au prix d'une sensible complication de la machine.

Bien qu'en principe la récupération puisse s'appliquer aussi bien aux turbines liées qu'aux turbines libres, c'est le plus souvent sur ces dernières qu'elle est utilisée mais en dehors du domaine aéronautique, où poids et encombrement la condamnent.

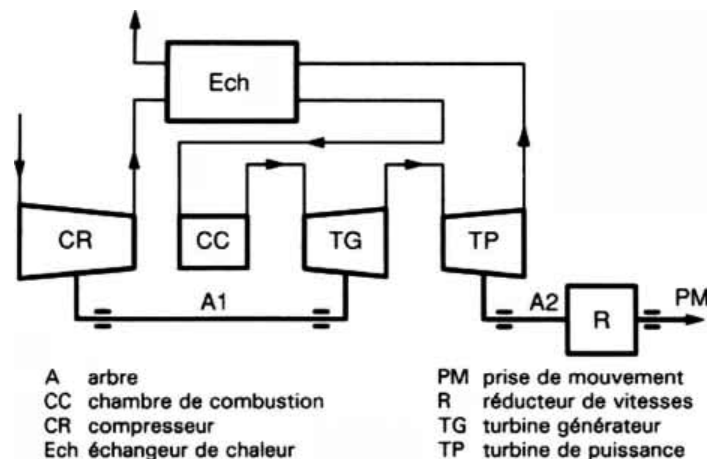


Figure 1.5 Turbine à échangeur : architecture [2]

### 1.5.4 Turbine à cycles fermés

Dans les machines à cycles ouverts, le fluide actif (air atmosphérique) est renouvelé en permanence. Au contraire, dans les installations à cycles fermés, ce sont les mêmes particules de fluide qui parcourent indéfiniment les différents organes de la machine. La chambre de combustion est alors remplacée par un échangeur thermique qui transfère la chaleur d'une source chaude au fluide actif. Il devient indispensable de refroidir le fluide, dans un autre échangeur (radiateur ou prérefrigérant), qui joue le rôle de source froide, avant son retour à l'entrée du compresseur (figure 1.6).

Les dispositifs d'amélioration des cycles ouverts sont aussi applicables aux turbines à cycles fermés : récupérateur à la sortie turbine, compression refroidie et détente réchauffée.

Les installations sont plus complexes que pour les machines à cycles ouverts mais présentent divers avantages :

- choix du fluide actif (masse moléculaire, coefficient d'échange, neutralité chimique, pureté, ...etc.) ;
- utilisation de tous types de sources chaudes ;
- réglage de la puissance par simple variation du niveau de pression du fluide actif qui agit directement sur le débit massique de ce dernier (avec constance des vitesses de rotation et des rendements de cycle).

On envisage actuellement de telles installations dans des projets d'applications nucléaires et spatiales.

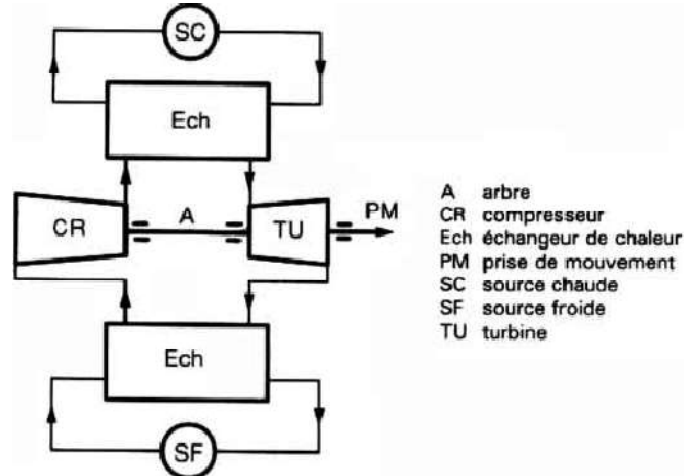


Figure 1.6 Turbomoteur à cycle fermé : architecture [2]

### 1.6 Comparaison entre les turbomoteurs et les moteurs alternatifs

Dans les moteurs alternatifs, les différentes phases de l'évolution du fluide (compression, combustion, détente et échappement) se font de façon discontinue dans un seul organe (le cylindre), alors que, dans un turbomoteur, elles ont lieu de manière continue dans des organes distincts.

Il en résulte plus de commodité dans la conception des turbomoteurs pour bien adapter chaque opération aux conditions requises. Par contre, la turbine d'un tel appareil est en



permanence soumise à la température maximale du cycle alors que, dans un cylindre de moteur alternatif, les parois prennent une température moyenne ; de ce fait, la température maximale admissible de fin de combustion est très inférieure pour un turbomoteur à celle des moteurs alternatifs : de l'ordre de 1 600 K dans un cas contre 2 500 K dans l'autre, ce qui entraîne une pénalisation sur le rendement des cycles théoriques.

Mais d'autres pertes (frottements mécaniques et surtout pertes thermiques dues au refroidissement du moteur) affectent beaucoup plus les moteurs alternatifs et viennent ainsi rétablir un certain équilibre entre les différents types d'appareils. En pratique, les rendements thermiques réels des turbomoteurs et des moteurs à allumage commandé (cycle Beau de Rochas) sont très comparables; par contre, les rendements des cycles diesels restent de 20 à 30 % supérieurs à ceux d'un turbomoteur simple.

Quant aux puissances spécifiques, puissances rapportées par définition à une masse donnée de fluide actif, si celles des cycles diesels et Beau de Rochas sont sensiblement égales, elles dépassent nettement celles des turbomoteurs qui mettent en œuvre, à puissance égale, un débit de fluide de 4 à 5 fois supérieur à celui du moteur alternatif.

Concernant la combustion, les turbomoteurs acceptent, sans restriction, une très grande variété de combustibles liquides et gazeux, ce qui n'est pas le cas des moteurs alternatifs.

Du point de vue de l'installation, les turbomoteurs possèdent des avantages sur les moteurs alternatifs. Leur fonctionnement continu et la possibilité de grandes vitesses d'écoulements d'air compensent largement le handicap d'une puissance spécifique moindre, et conduisent finalement à un encombrement et à une masse beaucoup plus faible pour une même puissance installée. En outre, la consommation d'eau de refroidissement est en général nulle et dans tous les cas très faible. Enfin, leur mouvement rotatif assure un niveau général de vibrations très bas. De même, l'insonorisation des turbomoteurs s'avère moins difficile à réaliser du fait de l'absence de basses fréquences acoustiques. À noter enfin une bien moindre émission de polluants atmosphériques en faveur des turbomoteurs. En particulier, pour les oxydes d'azote NOx, la turbine répond à toutes les réglementations actuellement en vigueur avec un taux de l'ordre de 75 ppmV (en volume), à comparer aux valeurs des diesels, souvent supérieures à 500 ppmV (en volume).

En ce qui concerne leur exploitation, les turbomoteurs sont aussi très avantagés. Démarrages et montées en régime nécessitent de 1 à 3 min pour les machines aéronautiques et de 10 à 20 min pour les machines industrielles de puissances plus élevées, ce qui est très inférieur aux 2 à 4 h que réclament les grandes installations classiques à vapeur ou les diesels. Enfin, la simplicité de conduite permet une réduction des frais de personnel pour les installations à turbomoteurs.

Sous l'aspect de la maintenance, leur grande fiabilité et des dépenses d'entretien très réduites mettent les turbomoteurs en bonne place par rapport aux installations diesels. Par contre, si les temps d'utilisation entre révisions deviennent comparables à ceux des diesels, les coûts des révisions générales restent encore élevés.

Enfin, l'introduction sur la turbine à gaz d'un échangeur thermique, de la compression refroidie et de la détente réchauffée crée un terrain de compromis avec le diesel : bien que ces organes contribuent à l'augmentation du rendement thermique de la turbine à gaz, ils réduisent en même temps ses avantages d'encombrement, de coût d'installation et de maintenance. Leur emploi ne peut être décidé qu'après un bilan comparatif complet [2].

### 1.7 Différents éléments de turbine à gaz

Les différents organes des turbines à gaz (figure 1.7) sont l'entrée d'air, les compresseurs, la chambre de combustion, les turbines, la tuyère d'échappement et, éventuellement, l'échangeur de chaleur.

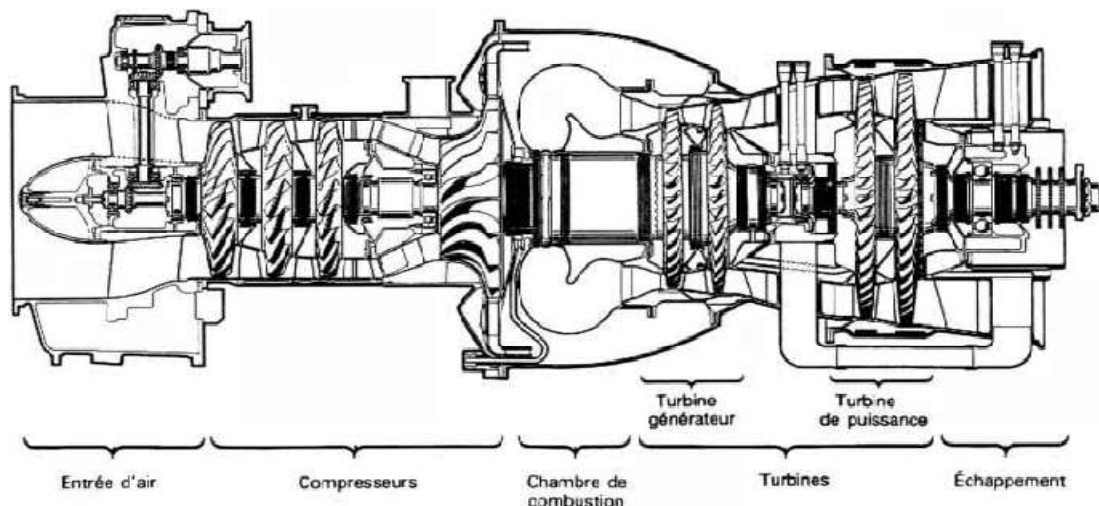


Figure 1.7 Différents organes caractérisant une turbine à gaz [2]

#### 1.7.1 Entrée d'air

L'entrée d'air des turbines à gaz a pour fonction la captation du fluide actif à l'infini amont de la machine pour le délivrer à l'entrée du compresseur dans les meilleures conditions possibles : meilleur niveau de pression totale et homogénéité maximale de l'écoulement.

Entre l'atmosphère et l'entrée du compresseur, il n'y a aucun apport de travail ou de chaleur, donc l'enthalpie est conservée.

En réalité, des pertes sont toujours présentes ; elles diminuent la pression totale idéale. Ces pertes sont de deux catégories :

- **les pertes internes** : frottements sur les parois de l'entrée, sillages des bras de carter, décollements éventuels, etc. Ces pertes sont faibles, généralement inférieures à 1 % et parfois négligées ;
- **les pertes externes** : liées au champ aérodynamique autour du moteur. Ces pertes deviennent importantes pour les moteurs montés sur des avions supersoniques (ondes de choc dues au fuselage, à l'aile, aux fuseaux moteurs, etc.). Elles dépendent en premier lieu du Mach de vol, mais également du type de la prise d'air choisie, des conditions de vol (incidences, dérapage), du régime moteur.

On demande aux prises d'air de protéger le moteur contre les ingestions de sable, de corps étrangers et de givre. Contre le sable, on utilise soit un séparateur de particules (qui agit par centrifugation), soit des filtres à vortex ou à feutres (filtres absolus). Contre les corps étrangers, la protection se fait généralement par une grille conçue pour résister à l'impact d'un oiseau. Contre le givre, on se protège soit par une grille située dans le plan d'entrée afin de le capter, soit par un dégivrage permanent des parties statiques situées en amont du compresseur (bras, supports de palier, distributeur, etc.), ce dégivrage étant assuré par un chauffage pneumatique ou électrique (technique dite d'antigivrage).

Enfin, pour certaines installations, on demande aussi à la prise d'air de réduire l'émission sonore du turbomoteur, ce qui est réalisé par un traitement acoustique des parois et/ou l'adjonction de chicanes.

Il faut cependant être conscient que tous ces dispositifs entraînent des détériorations notables des performances par pertes de charge, échauffements, hétérogénéités de l'écoulement.

### 1.7.2 Compresseurs

Les compresseurs de turbomoteurs ne doivent pas seulement augmenter la pression du fluide actif avec un rendement aussi élevé que possible, mais en outre :

- assurer le débit requis ;
- alimenter la chambre de combustion avec un fluide suffisamment ralenti, stable et le plus homogène possible.

Pour remplir ces différentes fonctions, il existe une très grande variété de compresseurs. Leur étude complète et leurs technologies détaillées sortant du cadre de ce travail. On voit alors, de façon simplifiée, les types de ces compresseurs et ses constitutions.

On distingue deux types de base de compresseur, l'un donne un écoulement centrifuge et l'autre un écoulement axial. Les deux types sont entraînés par la turbine et sont généralement couplés directement à l'arbre de turbine.

Les compresseurs qui composent les TG généralement est de type à flux axial (voir la figure 1.8a). Le système à flux axial produit des débits d'air élevés, nécessaires pour obtenir des valeurs élevées de puissance utile avec des dimensions réduites, par contre les compresseurs centrifuges sont généralement réservés pour les puissances modérées. Le premier concept sera repris plus tard, quand les principes thermodynamiques principaux du cycle de fonctionnement d'une turbine à gaz seront illustrés.

Un compresseur axial se compose d'une série d'étages d'aubes orientables, qui augmentent la vitesse de l'air en termes d'énergie cinétique, suivie alternativement par des étages d'aubes fixes, qui convertissent l'énergie cinétique en une pression plus élevée.

Le nombre d'étages du compresseur est lié à la structure de la turbine à gaz et, surtout, au taux de compression à obtenir.

Sur le côté d'admission du compresseur, il y a des aubes variables à l'admission (AVA), dont le but primaire est de diriger l'air, fourni par le système d'aspiration, vers le premier étage des aubes du rotor. Une autre fonction importante des AVA est d'assurer le comportement fluide-dynamique correct du compresseur sous différents régimes transitoires de fonctionnement (par exemple, pendant le démarrage et l'arrêt) quand, en raison de différentes vitesses de fonctionnement par rapport à la vitesse de fonctionnement normale, l'angle d'ouverture des AVA est modifié : ceci sert à changer le taux de refoulement de l'air et à reconstituer les triangles idéaux de vitesse durant les régimes transitoires

Dans les cycles combinés et dans les installations de cogénération, la possibilité de changer la position géométrique des AVA permet d'optimiser les températures d'échappement de la turbine et, ainsi, d'augmenter le rendement du cycle de récupération en changeant le débit d'air qui entre dans le compresseur.

Sur le côté du refoulement du compresseur il y a quelques étages d'aubes variables à la sortie ou AVS, nécessaires pour obtenir la récupération de la pression maximale avant que l'air entre dans la chambre de combustion.

Le compresseur sert également à fournir une source d'air nécessaire pour refroidir les parois des directrices, des aubes et des disques de la turbine, qui sont atteintes par l'intermédiaire de canaux à l'intérieur de la turbine à gaz, et par la tuyauterie de raccordement extérieur. En plus, le compresseur fournit l'air d'étanchéité aux joints à labyrinthe du palier [2][4][5].

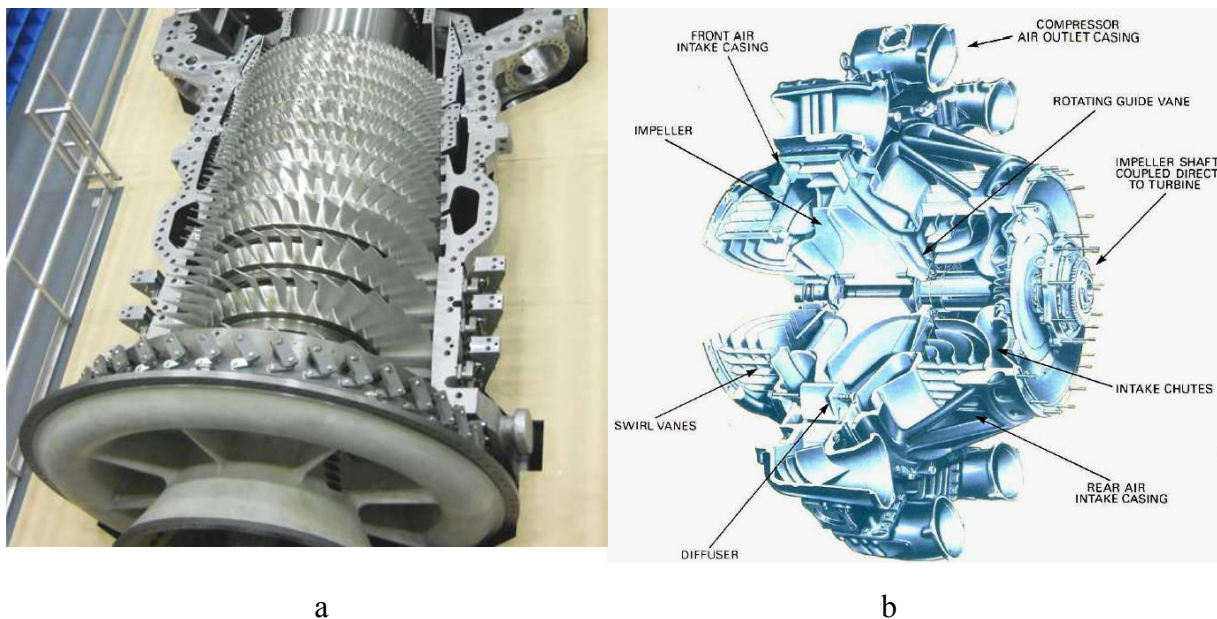


Figure 1.8 compresseurs (a axial, b centrifuge) [4]

### 1.7.3 Chambre de combustion

Le rôle de la chambre de combustion est d'élever le niveau de température du fluide en écoulement permanent par combustion d'un carburant, et aussi d'assurer à l'entrée du distributeur de turbine une répartition de température tant radiale que circonférentielle convenant au bon fonctionnement et à la tenue mécanique de la turbine.

La chambre de combustion, ou Le foyer, est l'endroit où l'on fournit à l'air l'énergie sous forme chimique en y réalisant une réaction chimique ou une combustion de l'air qui augmente en même temps son volume. La combustion est une oxydation d'un hydrocarbure.

La quantité de carburant injectée dans le foyer placé entre le compresseur et la turbine est généralement inférieure à la valeur, appelée stœchiométrique, utilisant toute la quantité d'air aspirée, cela afin d'amener les gaz brûlés à une température admissible pour les matériaux employés pour la turbine (aubes, disques, carters, etc.). On dit alors que le mélange est pauvre, ou encore que la richesse soit inférieure à l'unité.

L'obtention d'une combustion satisfaisante dans le foyer suppose tout d'abord qu'un mélange intime entre air et carburant soit réalisé. Dans le cas où un carburant liquide est utilisé, trois types d'injecteurs sont généralement employés : des pulvérisateurs de type mécanique, des cannes de prévaporisation ou encore des pulvérisateurs aérodynamiques, les gouttelettes de carburant liquide étant cisailées entre deux lames d'air contrarotatives. Le délai d'inflammation, qui dépend de la température, de la pression et de la richesse, doit être suffisamment court. Enfin, pour que la flamme soit stabilisée dans le foyer, il faut organiser la combustion dans des zones où la vitesse du fluide est très faible, afin que la propagation de la flamme par effet de conduction puisse compenser la convection des gaz vers l'aval. À cet effet, on utilise parfois des accroche-flammes, et, plus généralement, on organise des zones de recirculation stable.

### 1.7.3.1 Différents types de chambres

Les principaux types de chambres de combustion rencontrés sur les turbomoteurs sont les suivants :

- **Les chambres annulaires à flux direct** où le fluide se dirige axialement du compresseur vers les turbines sont particulièrement bien adaptées aux turbomoteurs possédant le compresseur axial (voir la figure 1.10)

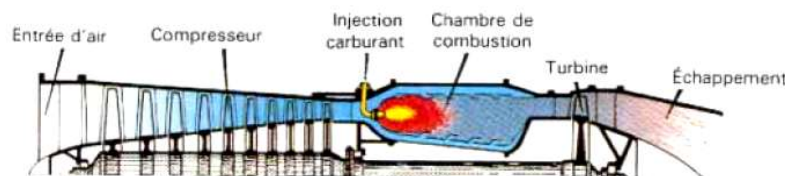


Figure 1.10 Chambre annulaire à flux direct [2]

- **Les chambres annulaires à flux inversé** s'adaptent bien au cas où le dernier étage de compression est centrifuge. L'écoulement au travers de ce type de chambre subit l'effet de deux coudes à 180°, mais une telle géométrie diminue notablement la longueur de la machine.

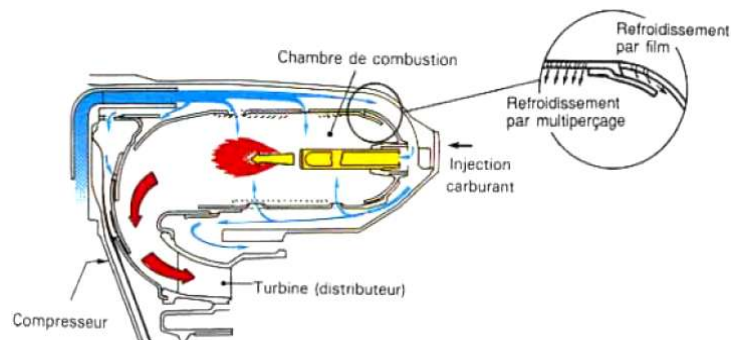


Figure 1.11 Chambre annulaire à flux inversé [2]



▪ **Les chambres à pots séparés**, contrairement aux chambres annulaires, comportent plusieurs foyers de combustion raccordés à une volute de captation des gaz brûlés qui alimente le distributeur de turbine. L'écoulement dans ce type de chambre est inversé. Par le biais de la volute, cette configuration s'harmonise particulièrement bien avec les turbines radiales.

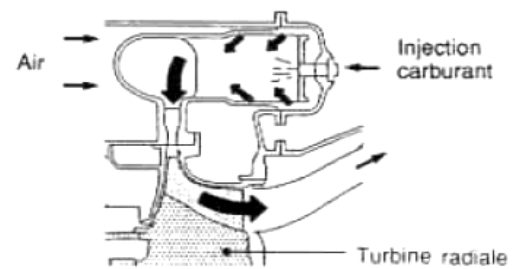


Figure 1.12 Chambre à pots séparés [2]

▪ **Les chambres annulaires à injection centrifuge** sont en fait tributaires des particularités de cette injection de carburant qui leur confère une géométrie à mi-chemin entre les deux types précédents. Cette configuration est très bien adaptée aux compresseurs centrifuges.

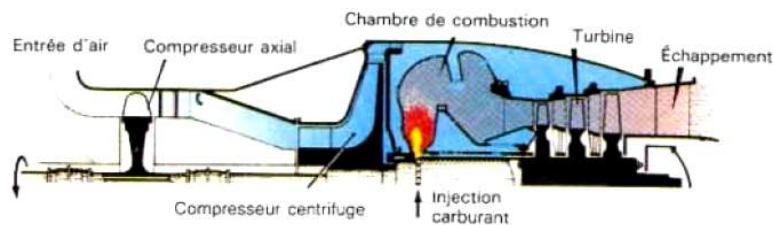


Figure 1.13 Chambre annulaire à injection centrifuge [2]

▪ **Les chambres à pot unique**, souvent rencontrées dans les applications industrielles, permettent d'avoir un foyer extérieur à la turbine à gaz, donc de maintenance plus facile et aisément adaptable à une diversité de carburants. La figure 1.14 Montre un de type de ces chambres.

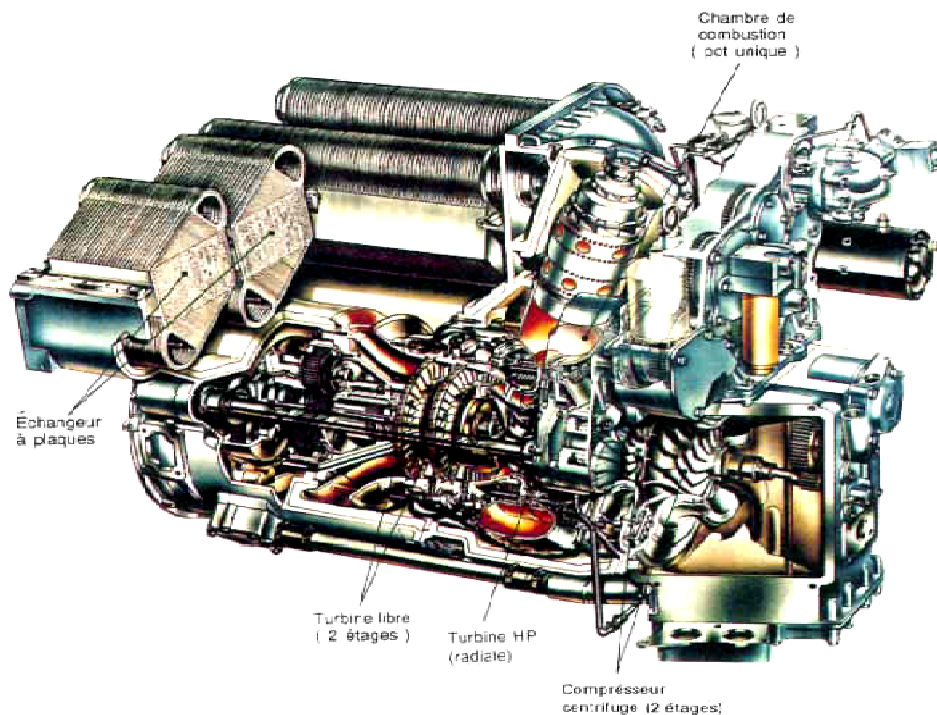


Figure 1.14 Turbine libre avec échangeur [2]



### 1.7.3.2 Technologie des chambres de combustion

#### Zone primaire, zone secondaire :

Le volume d'une chambre de combustion est divisé en deux zones :

- la zone primaire, siège de la combustion proprement dite, est une zone où la température des gaz est très élevée (2 000 à 2 200 K), dans des conditions proches de la stœchiométrie.
- la zone secondaire, appelée aussi zone de dilution, est celle dans laquelle les gaz très chauds de la zone primaire sont dilués avec l'air sortant du compresseur, qui a préalablement refroidi les parois de la chambre.

L'écoulement dans la zone secondaire est aménagé pour obtenir en sortie de chambre des températures convenables aux contraintes thermiques de turbine.

#### Refroidissement des parois :

Un des problèmes des chambres de combustion est la tenue thermomécanique des parois, qui doivent être isolées des gaz de combustion pour que leur température ne dépasse pas 900 °C. Pour cela, deux techniques de refroidissement (visibles sur la figure 1.11) sont essentiellement utilisées :

- le refroidissement par film, qui consiste à créer localement un film d'air, issu du compresseur, entre la paroi métallique et le foyer.
- le refroidissement par multi-perçage, qui consiste à percer les zones chaudes des parois par un grand nombre de trous, inclinés pour augmenter leur efficacité, et de très petit diamètre (0,3 à 0,4 mm); ces trous sont traversés par l'air du compresseur qui participe aussi à la dilution des gaz chauds dans la zone secondaire.

#### Injection de carburant :

Plusieurs systèmes d'injection de carburant sont rencontrés sur les turbomoteurs.

- L'injection centrifuge (brevet Turbomeca) : le carburant liquide est mis en pression par les forces centrifuges dans une roue d'injection tournant à la vitesse du générateur de gaz ; le carburant se trouve ainsi projeté radialement dans la chambre. Ce type d'injection a l'avantage de s'accommoder d'une pompe à carburant basse pression (5 à 6 bar) et d'être très tolérant vis-à-vis des différents types de carburants, en particulier des carburants à haute densité. En outre, la qualité de la pulvérisation reste très bonne à faible débit de carburant (régime de ralenti et fonctionnement à haute altitude).

- Les injecteurs fixes peuvent être de deux types :

- mécanique (pulvérisation au travers d'un diaphragme du carburant préalablement mis en pression) ;
- aérodynamique (pulvérisation assistée en air).

Ces injecteurs nécessitent une pompe à carburant du type haute pression (30 à 50 bar). Le nombre d'injecteurs est fonction du diamètre de la chambre afin d'assurer une répartition circumférentielle convenable du champ de températures. L'injection peut être axiale et dans le sens général de l'écoulement (cas des chambres à flux direct), axiale et en sens inverse de l'écoulement (cas des chambres à flux inversé), ou tangentielle.

- Les cannes de pré-vaporisation : le carburant est injecté au moyen d'un injecteur mécanique simple dans une canne à l'intérieur de laquelle il est vaporisé. En sortie de canne, c'est de la vapeur de carburant qui s'enflamme. Ce système d'injection permet de doubler le nombre de points d'injection par rapport au nombre d'injecteurs et donc d'assurer une meilleure homogénéité du champ de températures. Par contre, le délai d'allumage de la chambre dépend du temps nécessaire au réchauffage des cannes (de 1 à 3 s), ce qui peut imposer l'emploi d'injecteurs relais.

### **Matériaux :**

Les matériaux couramment utilisés dans les chambres sont des tôles d'acier réfractaire de type NC22FeD (Hastelloy X). Les zones chaudes peuvent être recouvertes d'un revêtement céramique. La tendance future est de s'orienter vers des matériaux composites de type SiC-SiC qui permettront soit de supprimer le refroidissement des parois, soit de fonctionner à des températures plus élevées.

### **1.7.3.3 Limitations des chambres de combustion**

Les principales limitations constructives ou fonctionnelles sont constituées par :

- les limites d'extinction pauvre et riche de la flamme ;
- les limites de tenue thermomécanique des parois ;
- le niveau de pollution associé au rendement de combustion et à l'émission des oxydes d'azote NO<sub>x</sub> ;
- le volume de la chambre, qui ne doit pas être inférieur à une valeur minimale afin de respecter :
  - le temps de séjour (représentant le temps moyen que met une particule d'air pour traverser la chambre et qui doit rester supérieur à 0,004 s) ;
  - la charge aérodynamique, traduisant de manière simplifiée la cinétique de combustion et qui conditionne les performances d'allumage et de rallumage en altitude.

### **1.7.4 Turbine**

Une turbine, de même principe qu'une turbine à vapeur, dans laquelle le mélange air-gaz sortant de la chambre de combustion à la pression obtenue après compression se détend dans plusieurs étages pour produire de l'énergie mécanique. Cette énergie sert à entraîner le compresseur d'air et à fournir à l'arbre une puissance utilisable, recueillie par exemple par un alternateur. Du fait de cette double fonction, les étages destinés à l'entraînement du compresseur peuvent être séparés des étages produisant la puissance récupérable sur l'arbre. On a alors une turbine à deux arbres (figure 1.15).

Le mélange air-gaz de combustion, appelé gaz d'échappement, sort de la turbine à des températures relativement élevées (450 à 550 °C) et peut donc alimenter un échangeur de chaleur destiné à produire un fluide thermique utilisable tel que de la vapeur [6].

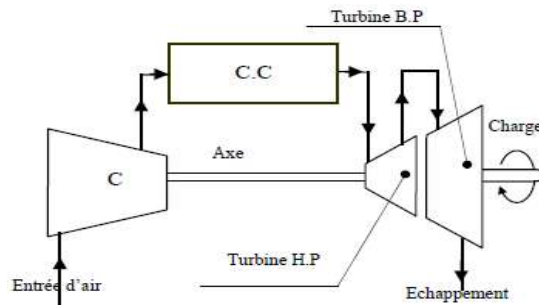


Figure 1.15 Diagramme de la turbine à gaz à deux arbres

Les turbines axiales sont réservées pour les machines de forte puissance, tandis que les turbines centrifuges sont utilisées pour les puissances modestes et dans les cas où la température des gaz de travail est modérée du fait que ces machines ne sont pas refroidies et que les calories sont drainées vers l'axe, donc vers les paliers.

Chaque étage de turbine axiale comporte une rangée d'aubages fixes ou distributeur destiné à créer un moment cinétique et une roue mobile munie d'ailettes. La fonction de la roue mobile est d'annuler le moment cinétique incident, ce qui entraîne la création d'un couple sur l'arbre de la turbine. Les aubages de la roue mobile sont de deux types : soit à action, soit à réaction. Dans le premier cas, la pression reste sensiblement constante à la traversée de la roue mobile, et la déviation des aubages est importante. La poussée axiale sur l'arbre est alors faible. Cette configuration est réservée aux coupes de pied des ailettes mobiles. La seconde disposition, qui donne une baisse de pression dans la roue, se rencontre sur les coupes de tête des aubages. La poussée axiale sur le rotor est alors conséquente.

Dans le cas des turbines centrifuges, le chemin pris par le fluide est sensiblement l'inverse de celui que prennent les gaz traversant un compresseur centrifuge. La veine d'entrée du gaz est soit axiale (configuration aéronautique) et comprise entre deux cylindres coaxiaux, soit perpendiculaire à l'axe de rotation, l'écoulement étant ensuite distribué dans un plan radial autour du mobile à l'aide d'une volute. Dans la partie radiale située en amont du mobile, on place parfois un distributeur à aubes fixes, dont la fonction est identique à celle des distributeurs axiaux. Les mécanismes de transformation de l'énergie sont analogues à ceux qui sont décrits pour les machines axiales, à ceci près que la chute de pression dans les aubages de la roue mobile est due non seulement à l'accroissement de la vitesse relativement aux ailettes, mais aussi au rapprochement vers l'axe des nappes de courant de fluide (c'est l'effet centripète). Le disque supporte les aubes, qui sont calées radialement afin de minimiser les contraintes mécaniques dans le matériau. Pour la même raison, des lunules sont pratiquées à la périphérie du disque, entre les aubes. Comme dans le cas des roues axiales, le moment cinétique d'entrée est annulé dans la roue, afin de récupérer le couple correspondant sur l'arbre de la turbine. Dans le cas des turbines à gaz à énergie mécanique, un diffuseur axial ou radial d'échappement permet de minimiser l'énergie cinétique évacuée.

L'énergie des gaz fournis par le système de combustion peut être modifiée en changeant le taux d'alimentation du combustible. De cette façon, on peut régler les valeurs de puissance utile nécessaires pour le processus technologique où la turbine à gaz sert de moteur d'entraînement.

## ▪ Limitations des turbines

Ces limitations, constructives et fonctionnelles, sont d'ordre aérodynamique et thermique.

Comme pour les compresseurs, afin de conserver de bons rendements, il convient de respecter certains paramètres (charges aérodynamiques et déviations dans les aubages, vitesses d'écoulement, etc.). En particulier, en sortie d'étage de turbine, le nombre de Mach absolu doit rester inférieur à 0,60 afin de ne pas engendrer de pertes de charge trop importantes en aval.

Par contre, les turbines sont exemptes de phénomènes instables comparables au pompage des compresseurs.

Du point de vue thermique, tous les constructeurs s'efforcent de repousser continuellement la limite constituée par la température du fluide à l'entrée de la turbine. Ils recourent, dans ce but, à des matériaux nouveaux et aux techniques de refroidissement des pales en mettant en œuvre des solutions qui dépendent de la durée de vie demandée et de la sollicitation mécanique des aubages.

### 1.7.5 Échangeur de chaleur

Dans la plupart des cas, l'échangeur est utilisé pour récupérer, avec le minimum les pertes de charge, une partie de la chaleur perdue dans les gaz d'échappement en préchauffant l'air entrant dans la chambre de combustion, d'où son autre appellation de récupérateur.

Sur les grosses installations de turbines à gaz, un échangeur peut être aussi utilisé pour refroidir l'air entre deux compresseurs (compression refroidie).

### 1.7.6 Tuyère d'échappement

La tuyère d'un turbomoteur est chargée d'assurer la sortie des gaz, conformément aux spécifications de l'utilisateur, tout en réalisant une diffusion, c'est-à-dire un ralentissement du fluide, entre l'aval du dernier étage de turbine et l'atmosphère. Cette diffusion, plus ou moins parfaite selon la taille et la forme de la tuyère, permet de diminuer la perte d'énergie cinétique résiduelle et d'abaisser par conséquent la pression à la sortie de la turbine pour une pression finale donnée.

## 1.8 Les systèmes de démarrage

Les constructeurs de turbines à gaz proposent plusieurs modes de démarrage. Le système le plus répandu consiste à alimenter par le réseau national un moteur électrique qui, soit directement, soit indirectement par l'intermédiaire d'un système hydraulique par exemple, entraîne et accélère le compresseur de la turbine à gaz, jusqu'à ce que la puissance générée par la combustion soit suffisante pour amener seule la machine à sa vitesse de régime nominal. Les autres systèmes de démarrage proposés sont :

- par turbine de détente de gaz naturel ou d'air comprimé ;
- par moteur à courant continu sur batteries ;
- par moteur thermique avec entraînement direct ou indirect.

Dans le choix d'un système, il est important d'examiner la possibilité de démarrer l'installation en cas de défaillance du réseau. C'est l'option appelée black Start qui impose la disponibilité ou l'autoproduction de l'énergie nécessaire tant pour l'alimentation des auxiliaires (tels que la pompe à combustible ou celle de graissage) que pour le moteur assurant la mise en vitesse de la turbine [6].

### 1.9 Limites techniques et avantages

La turbine à gaz présente de sévères limitations dues aux contraintes techniques de sa réalisation [3]. Ces principales limites sont les suivantes :

- taux de compression (et donc rendement) limité par le nombre d'étage de compression nécessaires ;
- baisse importante de rendement des compresseurs centrifuges à un régime plus faible que le régime nominal ;
- température de combustion (et donc rendement) limitée par la résistance thermique et mécanique de la turbine ;
- chute importante du rendement à charge partielle en particulier pour les machines à simple arbre ;
- coût d'usinage des aubes élevé, notamment de la turbine ;
- inaptitude aux arrêts et démarrages fréquents et peu progressif.

**Les avantages inhérents à ce type de machine sont les suivants :**

- puissance massique et volumique très élevée du fait du fonctionnement continu ;
- simplicité apparente de construction (un rotor dans un carter et un brûleur) et équilibrage (peut de vibration) ;
- pollution limitée en HC et NOx du fait de l'excès d'air et de la température limitée ;
- aptitude à la récupération de chaleur (cogénération) ;
- longévité en marche stationnaire ;
- aptitude potentielle à utiliser des combustibles variés et de moindre qualité (gaz pauvre, fuel lourd).

### 1.10 Dégradation des performances des turbines à gaz

Toute machine en fonctionnement dépend considérablement de son niveau d'utilisation et de la durée de vie de ces composants. De nos jours limiter les effets de l'usure et de corrosion et la recherche pour prédire les performances d'une TAG sont des questions d'actualité. Les mécanismes qui causent la dégradation de la machine sont :

- changement des surfaces des aubes dues à l'érosion ou à l'encrassement, et l'effet sur l'aérodynamique d'aube.

- changement de la géométrie des joints et des dégagements, et l'effet sur les écoulements parasites.
- changement dans le système de combustion.

#### ▪ Protection contre les dégradations

La dégradation des moteurs à combustion interne ne peut pas être entièrement évitée, néanmoins certaines précautions peuvent clairement ralentir les effets vers le bas. Ces précautions incluent le choix et l'entretien soigneux de l'équipement de filtration d'air, et le traitement du carburant, de la vapeur, ou de l'eau qui sont injectés dans le processus de combustion.

### 1.11 Conclusion

Dans ce chapitre on a présenté la turbine à gaz et ses principaux éléments ce qui nous a permis de conclure que cette dernière est un moteur transformant l'énergie cinétique des gaz chauds en énergie mécanique. Ainsi nous observons aussi qu'elle peut être classifiée par plusieurs façons par exemple par modes de travail et par modes de fonctionnement, et on a donné aussi le principe et les domaines d'utilisation, quelques systèmes d'injection et les systèmes de démarrage, les techniques de refroidissement, et on fin nous avons vu Les avantages et les inconvénients de la turbines à gaz.