

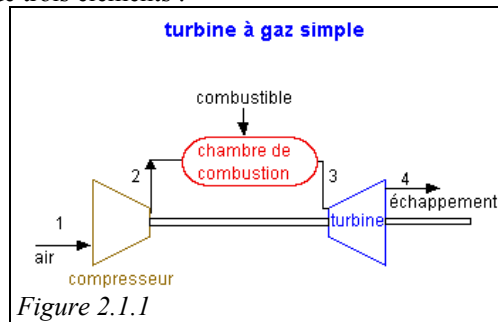
2 TURBOMOTEURS À COMBUSTION INTERNE

2.1 TURBINES À GAZ

2.1.1 PRINCIPES DE FONCTIONNEMENT

Dans sa forme la plus simple et la plus répandue, une turbine à gaz (aussi appelée turbine à combustion) est composée de trois éléments :

- un compresseur, centrifuge ou plus généralement axial, qui a pour rôle de comprimer de l'air ambiant à une pression comprise aujourd'hui entre 10 et 30 bars environ ;
- une chambre de combustion, dans laquelle un combustible gazeux ou liquide est injecté sous pression, puis brûlé avec l'air comprimé, avec un fort excès d'air afin de limiter la température des gaz d'échappement ;
- une turbine, généralement axiale, dans laquelle sont détendus les gaz qui sortent de la chambre de combustion.



Sous cette forme, la turbine à gaz constitue un moteur à combustion interne à flux continu. On notera que le terme de turbine à gaz provient de l'état du fluide de travail, qui reste toujours gazeux, et non du combustible utilisé, qui peut être aussi bien gazeux que liquide (les turbines à gaz utilisent généralement du gaz naturel ou des distillats légers comme le fioul domestique). Il existe aussi des turbines à gaz à cycle fermé, utilisées pour des applications particulières. Bien évidemment, il s'agit alors de moteurs à combustion externe.

Pour atteindre des taux de compression r de 20 ou 30, le **compresseur** est multiétagé, avec parfois une réfrigération intermédiaire destinée à réduire le travail consommé. Les rotors axiaux sont constitués d'un empilage de disques, soit montés sur un moyeu central, soit assemblés en tambour sur leur périphérie. Les matériaux utilisés vont des alliages d'aluminium ou de titane pour les premiers étages aux alliages d'acier et aux alliages réfractaires pour les derniers étages, qui peuvent supporter des températures atteignant 500 °C.

La **chambre de combustion** est normalement construite en alliage réfractaire. Divers types seront présentés plus loin.

Dans les turbines à gaz à cycle ouvert, les principales contraintes technologiques se situent au niveau des premiers étages de la **turbine de détente**, qui sont soumis au flux des gaz d'échappement à très haute température.

Les pièces les plus exposées sont en particulier les aubages du rotor, qui sont très difficiles à refroidir et, de plus, particulièrement sensibles à l'abrasion. Il importe donc d'utiliser un combustible très propre (absence de particules et de composants

chimiques susceptibles de former des acides), et de limiter la température en fonction des caractéristiques mécaniques des aubages.

Les matériaux utilisés pour les aubages de la turbine sont des alliages réfractaires à base de nickel ou de cobalt, et on envisage de recourir à des céramiques dans l'avenir.

Comme le rendement du cycle est lui-même une fonction croissante de la température, d'importants développements technologiques ont été consacrés à la mise au point, d'une part de systèmes de refroidissement efficaces des aubages, et d'autre part de matériaux résistant aux températures élevées. Depuis un demi-siècle, on a ainsi pu relever progressivement (d'environ 20 °C par an) le niveau de température d'entrée dans la turbine, pour atteindre aujourd'hui 1300 à 1500 °C.

Deux grandes catégories de turbines à gaz sont généralement distinguées : les turbines à gaz industrielles, lourdes et robustes, mais de performances moyennes (rendement η entre 28 et 38 %), et les turbines à gaz "dérivées de l'aviation" ou "aérodérivées", beaucoup plus légères et performantes (η entre 35 et 42 %), mais aussi plus chères. Les puissances des premières vont de quelques dizaines de kW (microturbines) à quelques centaines de MW, alors que celles des machines aérodérivées sont généralement comprises entre quelques centaines de kW et quelques dizaines de MW, correspondant à celles des moteurs aéronautiques. Nous verrons en effet section 2.2.2 que la plupart des turboréacteurs utilisés aujourd'hui dans l'aviation ne sont en fait que des variantes de la turbine à gaz à cycle ouvert. Le marché de l'aviation a ainsi permis de financer d'importants programmes de développement technologique sur ces moteurs, qui ont abouti à la mise au point de turbines à gaz extrêmement performantes, susceptibles de supplanter les turbines à gaz industrielles, ou de permettre la conception de turbines composées, de rendements améliorés et à faible coût, comprenant des composants de turboréacteurs existants pour les sections haute pression du compresseur et de la turbine, et des pièces industrielles pour les sections basse pression.

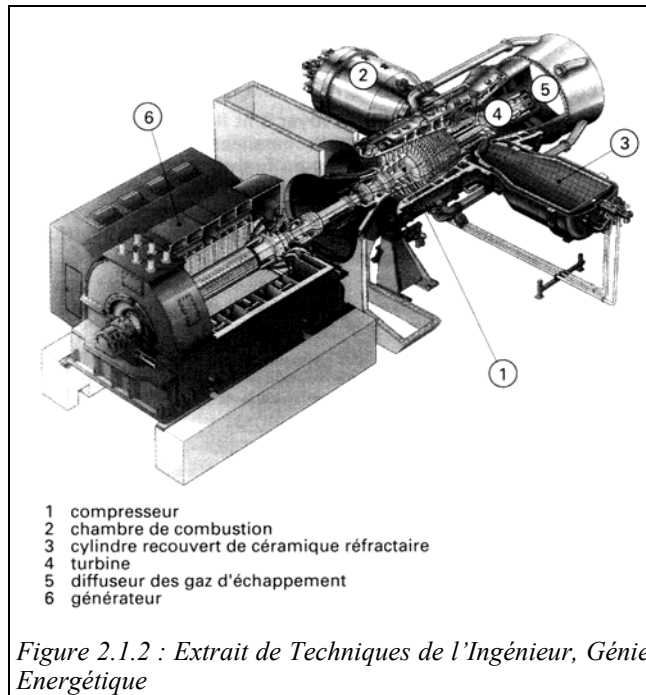


Figure 2.1.2 : Extrait de *Techniques de l'Ingénieur, Génie Énergétique*

Les premières turbines à gaz ont été fabriquées au début du XX^e siècle, en France par la Société Anonyme des Turbomoteurs à Paris, et en Suisse par la Société Brown Boveri à Neuchâtel. Le travail net produit par ces machines est égal à la différence entre le travail utile fourni par la turbine et le travail nécessaire pour comprimer l'air.

Les premières turbines à gaz ont été fabriquées au début du XX^e siècle, en France par la Société Anonyme des Turbomoteurs à Paris, et en Suisse par la Société Brown Boveri à Neuchâtel. Le travail net produit par ces machines est égal à la différence entre le travail utile fourni par la turbine et le travail nécessaire pour comprimer l'air.

Dans les premières réalisations, il était très faible, et ce n'est qu'à partir des années 30 que les applications industrielles ont vraiment commencé à se développer, grâce à l'amélioration des performances des compresseurs et des turbines, essentiellement due aux progrès réalisés dans la compréhension des écoulements gazeux, qui se poursuivent encore aujourd'hui grâce à la modélisation 3D.

Depuis une quinzaine d'années, les turbines à gaz connaissent un très fort développement dans de nombreuses applications : transport aérien, production d'électricité, cogénération, entraînement de machines (compresseurs et pompes), propulsion maritime, où elles font une percée croissante. Comme arguments en leur faveur, mentionnons leur faible encombrement, leur excellent rapport puissance / poids, leur bon rendement, et leurs faibles émissions de polluants.

Parmi les autres avantages que présentent les turbines à gaz, il faut citer :

- leur mise en route est très rapide : alors qu'il faut jusqu'à 24 h pour démarrer certaines centrales à vapeur, une turbine à gaz atteint son régime nominal en 15 à 20 mn, et la puissance peut être modulée très rapidement entre la pleine charge et 20 à 30 % de cette valeur.
- les équipements auxiliaires sont petits et bon marché, et il n'y a pas besoin d'eau pour refroidir le cycle, puisque les gaz d'échappement sont rejetés dans l'atmosphère. De plus, les délais de construction sur site sont réduits, du fait que la machine est assemblée en usine.

Les coûts d'investissement s'échelonnent de 350 Euros/kW pour des machines de 1 à 10 MW à environ 180 Euros/kW pour des unités de taille supérieure à 50 MW. Le prix du kW installé est cependant supérieur compte tenu des équipements annexes et de l'infrastructure. Pour la production d'électricité, il varie entre 300 et 450 Euros/kW.

Leur inconvénient principal est d'utiliser des combustibles propres donc généralement coûteux. Il faut aussi noter que leurs performances dépendent sensiblement des conditions du site, et se dégradent lorsque la température extérieure augmente ou lorsque la pression baisse.

2.1.2 EXEMPLES DE TURBINES À GAZ

2.1.2.1 Turbines à gaz industrielles

La turbine à gaz Siemens de la figure 2.1.2 se caractérise par des chambres de combustion type silo (multi-combustible, contrôle des émissions, protection radiative des aubages de turbine).

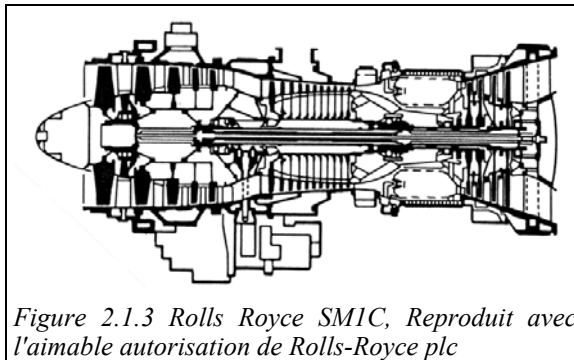


Figure 2.1.3 Rolls Royce SM1C, Reproduit avec l'aimable autorisation de Rolls-Royce plc

2.1.2.2 Turbines à gaz dérivées de l'aviation

La turbine Rolls Royce SM1C (figure 2.1.3) à deux arbres (propulsion maritime) a une puissance de 20 MW, un rapport de compression $r = 22$ (5 + 11 étages de compression, 2 + 2 de détente). Sa température d'entrée turbine est 740 °C.

La turbine à gaz Alstom Power GT24/26 correspond à une nouvelle génération de turbine aérodérivée, en ce sens que, bien que développée selon des techniques aéronautiques, il n'y a pas de turboacteur équivalent, compte tenu de sa puissance élevée (180/260 MW) et de son mode de combustion (séquentielle). Ses caractéristiques sont les suivantes : $r = 30$ (22 étages de compression, 1 + 4 de détente), température d'entrée turbine 1255 °C ; $\eta = 37,5\%$. La

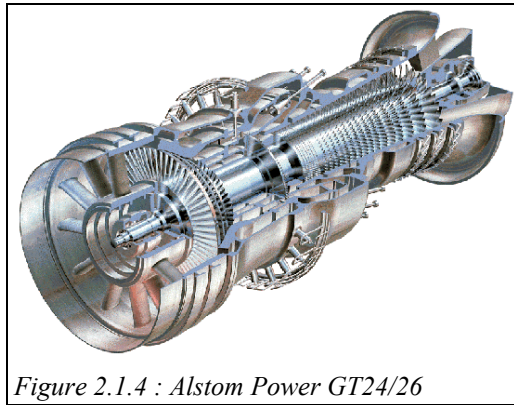


Figure 2.1.4 : Alstom Power GT24/26

GT 24 a une vitesse de rotation de 3600 tr/mn pour fournir du courant électrique à 60 Hz, tandis que la GT 26 tourne à 3000 tr/mn (50 Hz). Conçues à contrainte mécanique équivalente dans les aubages, leurs puissances sont respectivement de 180 et 260 MW, et leurs masses (avec leurs bases) de 225 et 370 t environ.

Les figures I.4 et I.5 présentées dans le chapitre introductif permettent de se faire une idée des dimensions approximatives d'une centrale électrique basée sur cette turbine : une embase de 50 m sur 70 m et une hauteur de 25m.

2.1.3 PRINCIPALES CONTRAINTES TECHNOLOGIQUES

2.1.3.1 Chambre de combustion

La chambre de combustion d'une turbine à gaz, notamment dérivée de l'aviation, doit satisfaire des contraintes sévères :

- assurer une combustion complète du combustible ;
- réduire les émissions de polluants ;
- minimiser la perte de charge (qui représente un surcroît de compression) ;
- assurer une bonne stabilité de la température d'entrée turbine ;
- occuper un volume aussi réduit que possible tout en permettant un bon refroidissement des parois.

Le schéma de la figure 2.1.5 représente la coupe d'une chambre de combustion du type tube de flamme, très communément rencontrée en pratique.

Dans la partie gauche, arrive l'air comprimé qui sort du compresseur. Il se scinde en deux courants, l'un qui assure le refroidissement des parois, l'autre qui pénètre directement dans la chambre de combustion, où il sert de comburant au combustible injecté en partie centrale. Compte tenu du faible excès d'air local, la flamme atteint une haute température (jusqu'à 2500 K) dans la zone primaire. Par des trous disposés à la périphérie des tubes de flamme, l'air extérieur revient se mélanger aux gaz brûlés dans la zone transitoire, où la température redescend autour de 2000 K, puis dans la zone de dilution, où l'on cherche à réaliser un flux de gaz de température aussi stable que possible pour éviter les risques de surchauffe locale ou momentanée.

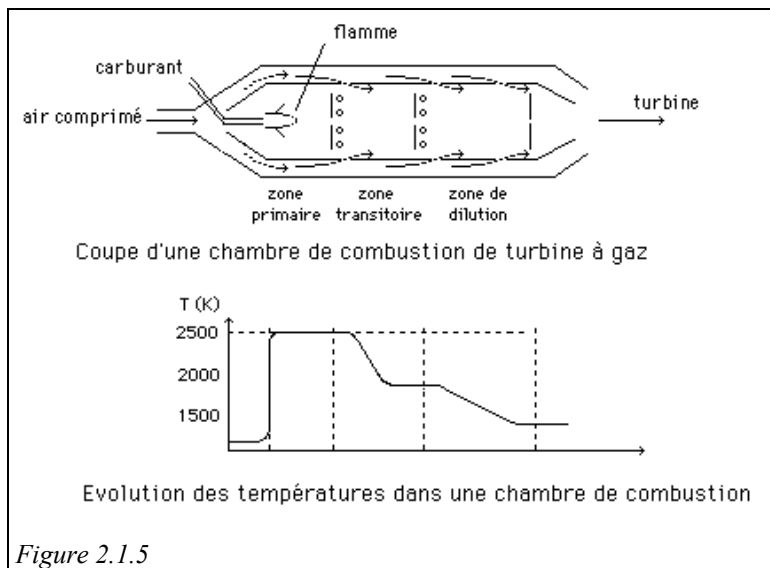


Figure 2.1.5

Dans les chambres à barillet de tubes de flammes, six à douze tubes de ce type sont montés en parallèle autour de l'axe de la turbine à gaz. Ils sont interconnectés de manière à équilibrer les pressions et permettre la propagation de l'allumage.

Deux autres types de chambre existent :

- les chambres à silos (cf. turbine industrielle de la figure 2.1.2) : dans ce cas, les chambres, séparées de l'axe, sont de taille beaucoup plus importante, ce qui permet de mieux maîtriser la combustion, notamment en ce qui concerne les émissions de polluants (NOx) ;
- les chambres annulaires (cf. turbine aérodérivée de la figure 2.1.4 et figure 2.1.6) : la chambre comporte une seule enceinte, annulaire, le carburant étant injecté en de nombreux points. On peut ainsi obtenir une flamme plus courte et un meilleur rendement de combustion.

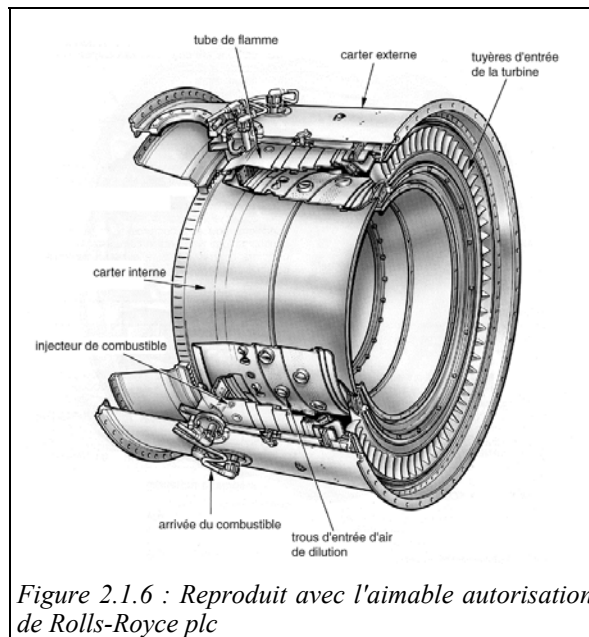
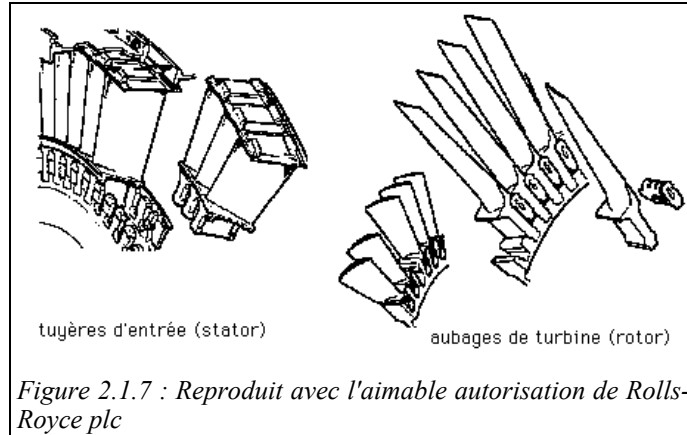


Figure 2.1.6 : Reproduit avec l'aimable autorisation de Rolls-Royce plc

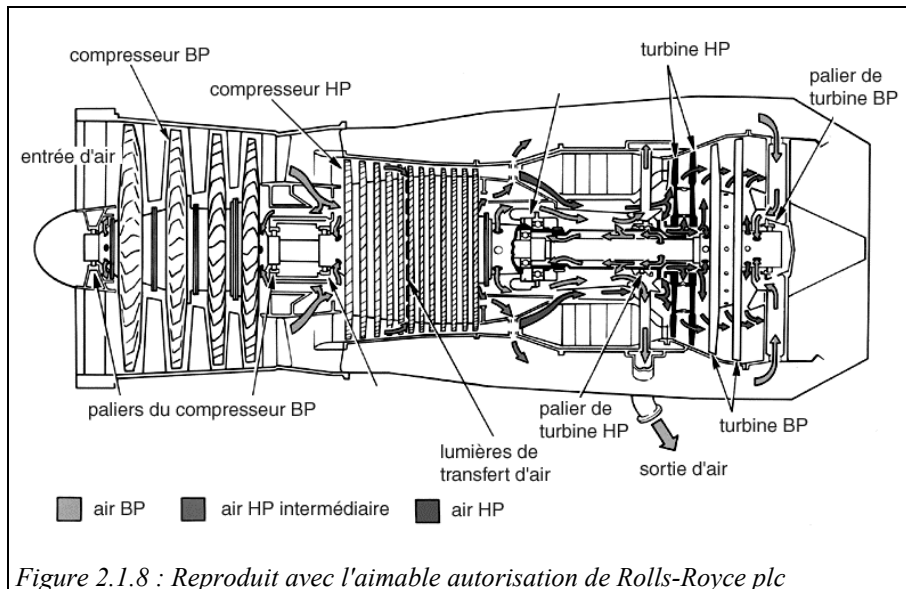
Les efforts des constructeurs portent essentiellement aujourd'hui sur la réduction des émissions de polluants, en particulier des oxydes d'azote.

2.1.3.2 Premiers étages de détente

Dans les turbines à gaz à cycle ouvert, la contrainte technologique majeure concerne la température maximale que peuvent supporter tant les éléments de la chambre de combustion que le premier étage de la turbine, qui sont soumis au flux des gaz d'échappement. Les pièces les



plus exposées sont en particulier les aubages du rotor (figure 2.1.7), qui sont très difficiles à refroidir et particulièrement sensibles à l'abrasion.



Il importe donc d'utiliser un combustible très propre (absence de particules et de composants chimiques susceptibles de former des acides), et de limiter la température en fonction des caractéristiques mécaniques des aubages.

Le problème est d'autant plus difficile à résoudre que les formes des tuyères fixes et des aubages mobiles des turbines sont très complexes, surtout dans les modèles de petite taille dérivés de l'aviation.

Pour effectuer le refroidissement, on prélève de l'air à différents niveaux du compresseur, en fonction de la pression désirée, pour le réinjecter dans la turbine (figures 2.1.8 et 2.1.9).

Cet air parcourt ensuite l'intérieur des aubages, à travers un jeu de chicanes judicieusement conçu, pour être ensuite évacué avec les gaz d'échappement, soit au niveau du bord de fuite, soit en ménageant une certaine porosité à travers la paroi. On a représenté figure 2.1.10 trois types de configurations retenues pour renforcer le refroidissement : les aubes à cavité (1) et à canaux (2), à convection forcée, et les aubes poreuses (3), à refroidissement par transpiration.

Les figures 2.1.11 et 2.1.12 montrent une autre technique, faisant appel à un réseau de canalisations plus complexes, les aubes multiperforées. Dans les turbines à gaz aérodérivées de dernière génération les plus performantes, le refroidissement des aubages est effectué non plus par circulation d'air, mais par vaporisation d'eau, ce qui permet de bénéficier des coefficients d'échange thermique élevés en régime diphasique.

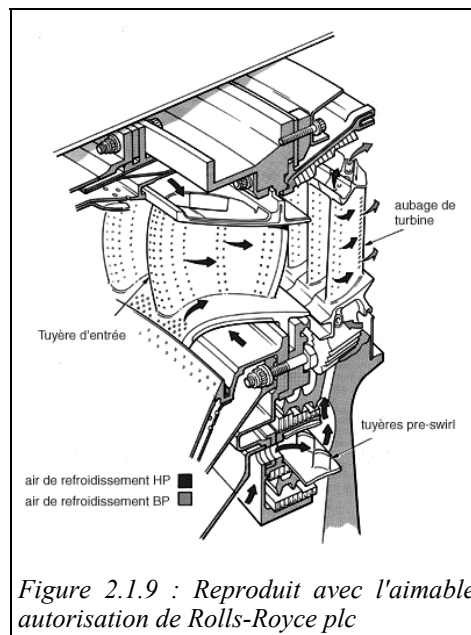


Figure 2.1.9 : Reproduit avec l'aimable autorisation de Rolls-Royce plc

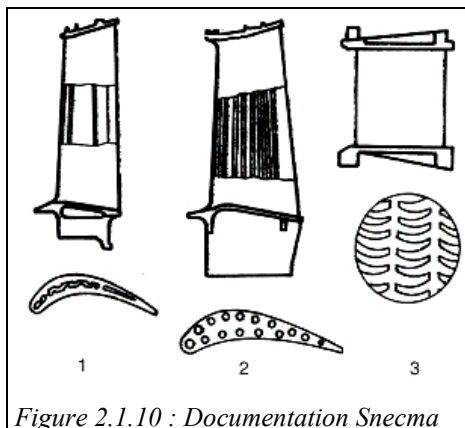


Figure 2.1.10 : Documentation Snecma

Les modèles analytiques et numériques qui seront présentés dans la suite de ce chapitre ne tiennent pas spécifiquement compte du refroidissement des aubages dans les calculs des turbines à gaz. Le lecteur intéressé trouvera dans la thèse de H. Abdallah référencée en fin de chapitre des explications sur la manière de le faire.

2.1.4 CYCLES DE BASE

Comme nous l'avons vu (cf. figure 2.1.1), une turbine à gaz comprend trois composants : un compresseur, une chambre de combustion et une turbine.

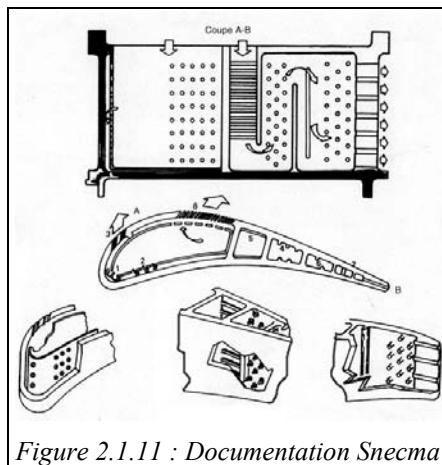


Figure 2.1.11 : Documentation Snecma