

Le Turboréacteur, Moteur des Avions à Réaction

**Description simplifiée,
principes de fonctionnement,
principales caractéristiques**

Jean-Claude Thevenin
AAAF- Juin 2004
3^{ème} Edition

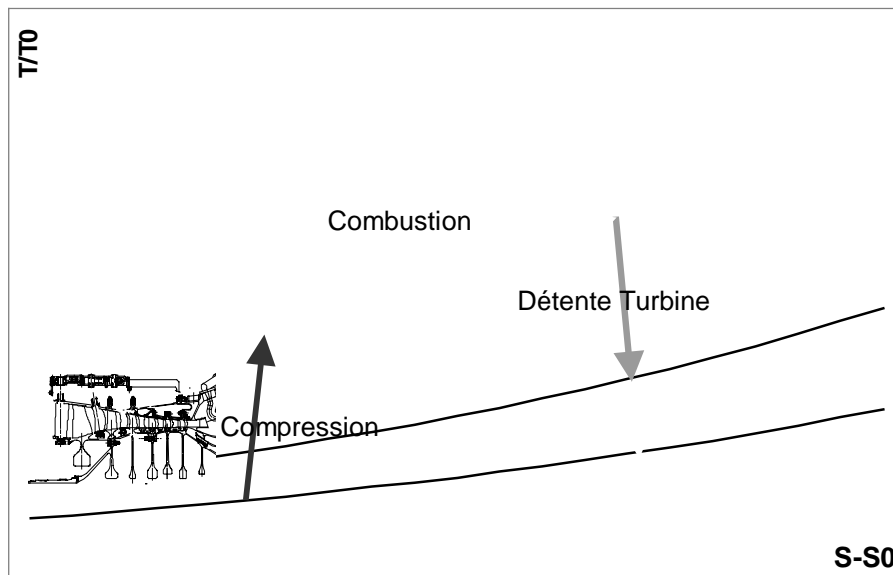


Table des matières

Préambule

Bref historique du turboréacteur

Chapitre I : Les principes de la propulsion par réaction

Chapitre II : Les différents types de propulseurs à réaction et leurs poussées

- 2.1 Le mode de classification
- 2.2 Les moteurs fusées
- 2.3 La famille des turboréacteurs
- 2.4 Le turboréacteur « mono-flux »
- 2.5 Le turboréacteur “double-flux séparés”
- 2.6 Le turboréacteur “double-flux mélangés”
- 2.7 Les autres types de propulseurs

Chapitre III : Le principe de fonctionnement du turboréacteur

3.0 Question préliminaire

3.1 Les cycles de turboréacteurs

- 3.1.1 Le cas du turboréacteur « mono-flux » et « simple-corps ».
- 3.1.2 Le principe de la réchauffe (ou Post-Combustion ou PC)
- 3.1.3 Cas du turboréacteur « mono-flux » mais « double-corps »
- 3.1.4 Cas du turboréacteur « double-flux, simple-corps »
- 3.1.4 Cas du turboréacteur « double-flux , à double, voire triple-corps ».

3.2 Les organes des turboréacteurs et leurs fonctions

- 3.2.1 L'admission :
- 3.2.2 La compression :
- 3.2.3 La chambre de combustion :
- 3.2.4 La détente dans la Turbine
- 3.2.5 La réchauffe (ou Post-combustion) ou PC
- 3.2.6 La détente dans la tuyère puis l'éjection
- 3.2.7 L'inversion de jets avec le système de « réverse »
- 3.2.8 Les paliers et enceintes

3.3 Le pilotage du turboréacteur

3.4 Le carburant

Chapitre IV : L'intégration du turboréacteur à l'avion

- 4.1 L'installation des turboréacteurs sur avion
- 4.2 La nacelle
- 4.3 Les prélèvements d'air et de puissance

Chapitre V : Les matériaux, la conception mécanique et la fabrication

- 5.1 Les enjeux du turboréacteur
- 5.2 Les matériaux d'un turboréacteur
- 5.3 La conception mécanique d'un turboréacteur
- 5.4 La fabrication et le contrôle qualité du turboréacteur

Chapitre VI : Quelques chiffres caractéristiques

- 6.1 Cas des turboréacteurs d'avions de transport civil subsoniques
- 6.2 Cas du moteur OLYMPUS 593 de Concorde
- 6.3 Cas des turboréacteurs d'avions de combat

Annexe 1 : La thermodynamique du turboréacteur

Annexe 2 : Les vitesses d'écoulement dans les aubages

Préambule

Début 2003, l'AAAF (Association Aéronautique et Astronautique de France) a entrepris de refondre son site Internet avec deux objectifs majeurs, à savoir: développer la communication avec et entre ses membres et s'ouvrir plus largement au monde des passionnés de l'aéronautique et de l'astronautique. Depuis quelques mois, les responsables du nouveau site web, dont je suis, reçoivent régulièrement des questions que de jeunes (et moins jeunes) internautes nous posent sur nos techniques, nos métiers, nos matériels, etc... Ces questions couvrent à peu près tous les domaines de l'aéronautique et de l'astronautique. Nous avons retenu ici celui de la propulsion des avions à réaction.

Le présent document vise à apporter des réponses à la plupart des questions concernant ce domaine en utilisant le minimum de formules mathématiques et ne faisant appel aux lois de la physique que le plus simplement possible. A cette fin, j'ai repris les idées pédagogiques du « petit livre orange » intitulé « Les turboréacteurs » que Serge Boudigues avait publié aux Editions Dunod en 1971 (édition épuisée) ainsi que celles des fascicules réalisés par le Département « Formation » et le Département « Veille et Connaissances » de la Snecma sur le même sujet.

Sur certains points, j'ai jugé utile d'apporter quelques compléments plus techniques mais dont la lecture est facultative; elles sont en italiques dans le texte. J'ai puisé nombre d'entre eux dans les cours professés à Sup'Aéro par Jean Decouflet. Si le lecteur souhaite des approfondissements en aérodynamique, je renvoie à d'autres publications dans le site web AAAF et, en particulier, sur les « didacticiels » de Jean Déleroy.

M'ont beaucoup aidé dans la rédaction de ce document, d'éminents ingénieurs de Snecma et membres, voire présidents de Commissions Techniques, de l'AAAF : Isabelle Dubois, Valérie Guénon, Claudine Planquet, Christophe Brisset, René Carrillo, Bernard Guillot, Robert Kervistin, Alain Lardellier, Alain Lasalmonie, Olivier Mahias, Guy-Louis Rideau, Alain Varizat et bien d'autres encore.

Les photos et schémas de moteurs existants sont tirés de la documentation de Snecma Moteurs, d'Hispano Suiza et d'autres sociétés du Groupe Snecma ainsi que celles de ses partenaires.

Bref historique du turboréacteur

Selon nos sources, le turboréacteur est né en Europe dans les années qui ont précédé la 2ème guerre mondiale. La liste des inventeurs de moteurs de ce type est plutôt longue et il est difficile de dire qui fut réellement le précurseur. En fait, la plupart des idées pour propulser des engins volants était dans l'air (à double titre !) depuis le milieu du XIXème siècle. Comme beaucoup de technologies qui font appel à de multiples disciplines, celle du turboréacteur d'aujourd'hui est le produit d'une longue succession d'inventions où chaque ingénieur et chaque technicien a apporté sa contribution, aussi modeste fut-elle.

Le principe consistant à créer un jet propulsif par compression puis chauffage de l'air a été breveté en 1908 par le français René Lorin. Dans ce cas, la compression était produite par un moteur à piston. En parallèle, a émergé le principe de la turbine à gaz qui transforme l'énergie des gaz de combustion en énergie de rotation (Suédois G. de Laval). L'association de ces 2 principes conduit dans les années 30, aux idées puis à la réalisation des premiers turbomoteurs. Ceux-ci entraînaient une hélice. Le turboréacteur n'était pas loin. En 1930, Maurice Roy décrit une « turbofusée » qui a tous les constituants de base du turboréacteur.

Les premiers turboréacteurs furent fabriqués un peu plus tard, lorsque les matériaux et les technologies le permirent. Ils apparurent presque simultanément, à partir de 1937, en Grande Bretagne (Franck Whittle), en Allemagne (Pabst von Ohain, Heinkel) et en France (Sensaud de Lavaud, René Anxionnaz, Rateau,).

D'abord d'usage militaire, les turboréacteurs furent rapidement utilisés pour la propulsion des avions civils. Le premier avion de transport civil à réaction à voler fut le Comet de De Havilland avec 4 moteurs DH Ghost (GB). Le 1^{er} vol commercial eut lieu entre Londres et Johannesburg, en mai 1952. Malgré les accidents qui frappèrent cet avion, accidents qui n'étaient pas dus aux moteurs, l'épopée des avions à réaction qui venait de commencer allait se poursuivre brillamment.

A partir des années soixante, le moteur à explosion et à hélice fut progressivement remplacé par ce nouveau moyen de propulsion qui a multiplié par plus de deux les vitesses de croisière, tout en permettant aux avions long-courriers d'aller de Paris à New York en vol direct, sans escale. Ce fut l'époque des premiers Boeing 707 et DC8 (à partir de 1958) équipés de JT3C, bruyants et gourmands en carburant, ou de JT3D un peu plus performants, de la Caravelle de Sud Aviation (à partir de 1959) avec moteurs RR Avon puis JT8D. A partir de 1970, entrèrent en service les avions propulsés par des moteurs à double flux et à grand taux de dilution, comme les Boeing 747 équipés de JT9D de Pratt&Whitney, qui marquèrent une avancée importante et décisive dans l'épopée de l'aviation civile à réaction.

Du côté militaire, les progrès furent sensationnels. Les enjeux étaient la vitesse maximale (c'est à qui dépasserait le premier la vitesse du son ou ses premiers multiples, en piqué, puis en vol horizontal ou en montée), l'altitude maximale, la capacité d'emport, la discrétion, l'accélération...et la maniabilité. Qui ne se souvient pas des figures dites du cobra exécutées par les avions Russes, MIG 29 et SUKHOI 27 aux salons du Bourget dans les années 90 !

Pour ne pas disparaître, les entreprises qui étudiaient et fabriquaient des moteurs à pistons avant la 2^{ème} guerre mondiale ont du se reconvertir rapidement à ce nouveau type de moteur qu'était le turboréacteur. Les autres ont périclité. Le développement extraordinaire de l'aviation à réaction commerciale a conduit à une forte expansion de cette industrie, mais aussi à une sélection impitoyable. Elle a donné lieu à de nombreux regroupements industriels. En France, par exemple, la société Gnôme et Rhone qui avait absorbé les Moteurs d'Aviation Lorraine, donna naissance à la Snecma en 1945. D'autres sociétés renommées telles que : Hispano-Suiza, TURBOMECA (1938) et MICROTURBO (1961) rejoignirent le Groupe Snecma un plus tard.

Entre les grands industriels restants, pour les principaux avionneurs : Boeing, Airbus...et les principaux motoristes : General Electric, Pratt&Withney, Rolls Royce, Snecma SA... la compétition est certes sévère, mais les coopérations croisées sont aussi très actives. Dans ces coopérations, la France et la Grande Bretagne, avec Concorde et ses moteurs Olympus 593, puis l'Europe, avec AIRBUS, la France et les USA avec les moteurs CFM 56 de CFMI (50% Snecma-50% GE) et bien d'autres encore sont exemplaires .

Pour ceux qui veulent en savoir plus sur l'histoire du turboréacteur en France, je recommande l'ouvrage de A.Bodemer et R.Laugier « L'ATAR et tous les autres moteurs à réaction Français », Edition L.D.REBER, 1996. Je recommande aussi la visite du musée des moteurs de Snecma, à Villaroche, près de Melun (Conservateur : Jacques Hauvette de Snecma Moteurs).

Chapitre I

Les principes de la propulsion par réaction

La propulsion des avions "à réaction" s'appuie, principalement, sur deux branches de la science physique :

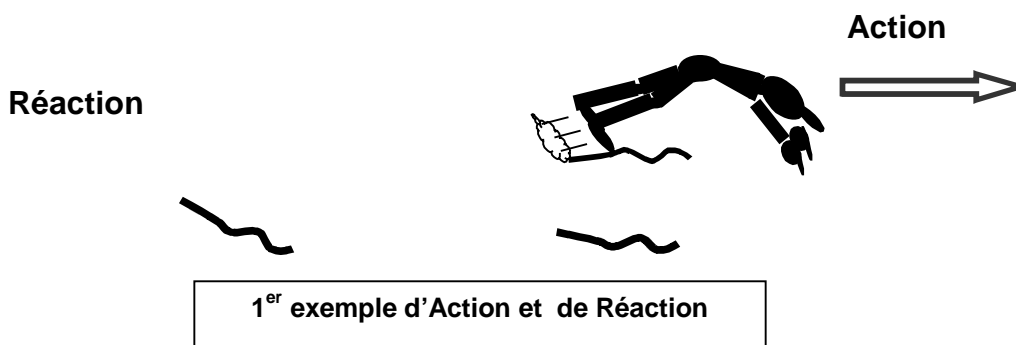
- 1°) la mécanique : avec le principe de "l'action et de la réaction",
- 2°) l'aérodynamique : avec les "jets propulsifs".

(nous verrons en annexe que la transformation d'énergie dans le turboréacteur s'appuie sur une troisième branche, la thermodynamique).

La réaction:

Elle est la conséquence d'une action. Par exemple, imaginez que vous êtes dans une barque sur l'eau d'un étang. Lorsque vous tirez sur les rames, vous exercez une « action » qui propulse la barque par « réaction ». Si vous plongez hors de la barque ou si vous sautez sur la berge, la barque va de se déplacer en sens contraire, par la réaction qui résulte de l'action que vous avez exercée en vous éjectant du bateau.

Il est à noter que cette action est quasi instantanée et qu'il en est de même pour la réaction. La barque subit une impulsion et sera freinée par le frottement de l'eau au bout de quelques secondes. On notera aussi qu'il existe un autre couple action-réaction, permanent celui-là, qui équilibre le poids de la barque par la poussée d'Archimède, l'empêchant ainsi de couler.



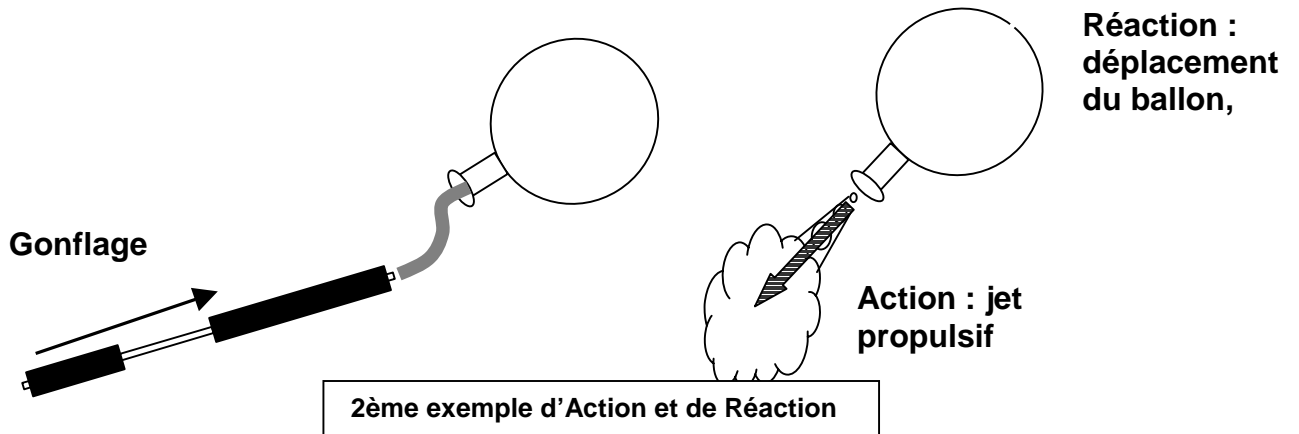
Le principe de l'action et de la réaction régit ainsi de nombreux phénomènes d'équilibre statique et de locomotion, dont la marche à pied, le déplacement en bicyclette, le déplacement en automobile ... et , bien sûr, celui en avion.

L'action et la réaction qui en résulte correspondent à des forces égales et de sens opposés.

La réaction par jet :

Si vous gonflez un ballon baudruche puis si vous le lâchez en laissant s'échapper l'air qu'il contient, le ballon va se déplacer dans l'espace jusqu'à ce que la réserve d'air sous pression se soit épuisée. L'air qui s'échappe de l'embouchure du ballon (à une vitesse V_j) crée une action; le ballon se déplace (à une vitesse V_b) par réaction.

Les deux figures ci-après illustrent cette expérience qui est à la portée de chacun.



Réaction : déplacement de la fusée ↗

Les fusées des feux d'artifice sont propulsées grâce à l'éjection des gaz sous pression qui résultent de la réaction chimique interne d'un mélange solide de « carburant » et de « comburant ». Les gaz qui s'échappent de la fusée (à une vitesse V_j) créent une action; la fusée se déplace (à une vitesse V_b) par réaction.

Action : jet propulsif

Les fusées modernes qui envoient des véhicules dans l'espace et qui mettent des satellites en orbite, par exemple ARIANE 4 ou 5, se propulsent de façon similaire. Les gaz du jet propulsif sont produits en général par la réaction chimique (ou combustion) de mélanges carburant-comburant très énergétiques, liquides ou solides. Ces carburants et comburants sont nommés « propergols ».

3ème exemple d'Action et de Réaction

Les "turboréacteurs" (qui seuls font l'objet du présent document) ainsi que les "statoréacteurs" et les "pulsoréacteurs", n'emportent pas avec eux les gaz de propulsion, mais seulement le carburant. Ils absorbent de l'air et le rejettent après l'avoir accéléré. Les propulseurs à hélice, procèdent de même, bien que les limites du volume d'air que les hélices accélèrent, ne soient difficiles à matérialiser.

Chapitre II

Les différents types de propulseurs à réaction et leurs poussées

2.1 Le mode de classification

On distingue couramment les différents types de propulseurs à réaction suivants :

- les moteurs fusées,
- les turboréacteurs,
- les statoréacteurs,
- les pulsoréacteurs
- les moteurs à hélices,

Ceux ci peuvent se regrouper en 2 grandes familles de propulseurs :

- A. Celle des moteurs fusées qui n'ont pas besoin de l'air ambiant pour fonctionner,
- B. Celle de tous les autres moteurs qui ont besoin de cet air.

2.2 Les moteurs fusées

Ils emportent en général avec eux une certaine quantité de mélange de propergols solides, liquides ou gazeux. Ils éjectent des gaz qui tirent leur énergie, donc leur vitesse, de la combustion interne de ces propergols ; par exemple, avec de l'hydrogène (carburant) et de l'oxygène (comburant) c'est de l'eau (vaporisée) qui est éjectée.

Certains moteurs fusées utilisent de la matière sous d'autres formes ; par exemple des ions dans le cas des moteurs plasmiques, voire des particules élémentaires telles que des électrons. Le problème est que plus la masse (M_j) des particules de matière éjectées est faible, plus forte devra être la vitesse d'éjection (V_j) pour fournir un même effet. Cet effet est la poussée (P):

$$P = M_j \cdot V_j^2$$

Plutôt que d'utiliser la notion de masse on utilisera la notion de débit-masse, c'est-à-dire la masse éjectée par seconde :

$$P = Q_j \cdot V_j$$

2.3 La famille des turboréacteurs

Nous avons déjà indiqué que les turboréacteurs, les statoréacteurs, les pulsoréacteurs, les moteurs à hélice ont besoin de l'air ambiant pour propulser un avion. Tout comme les moteurs à combustion des véhicules automobiles et des petits avions à hélice, on les nomme moteurs "aérobies".

Schématiquement, le turboréacteur absorbe de l'air par "une manche d'entrée d'air" ; le comprime, le chauffe puis l'éjecte à l'extérieur par l'intermédiaire d'une "tuyère". Pour fournir une poussée, cette vitesse d'éjection doit être supérieure à celle de l'admission. La poussée s'exprime, comme pour les fusées, dans le cas du turboréacteur le plus simple ("simple flux d'air") et s'il est à l'arrêt, par la formule :

$$P = Q_j \cdot V_j$$

Si l'avion, donc le moteur, est en vol, la poussée "nette" réellement utilisable est inférieure à celle que donne cette formule, car il faut lui déduire l'effet inverse à celui du jet, qui correspond à l'air absorbé par la manche d'entrée. Cet effet est le produit du débit absorbé par la vitesse à l'entrée d'air qui est à peu près égale à la vitesse d'avancement de l'avion. La poussée nette de ce turboréacteur s'exprime alors par la formule :

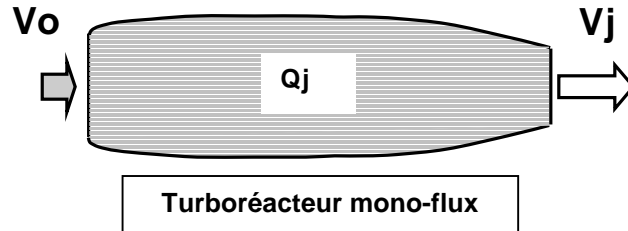
$$P = Q_j \cdot V_j - Q_o \cdot V_o$$

La différence entre le débit sortant (Q_j) et le débit entrant (Q_o) provient essentiellement du débit de carburant (en plus) et de l'air éventuellement prélevé dans le moteur pour la pressurisation de la cabine (en moins).

2.4 Le turboréacteur « mono-flux »

En première approche, dans le cas le plus simple d'un turboréacteur, celui du turboréacteur « mono-flux » (ou « simple flux ») on peut écrire que les deux débits Q_j et Q_o sont égaux ; dans ce cas la formule de la poussée nette sera :

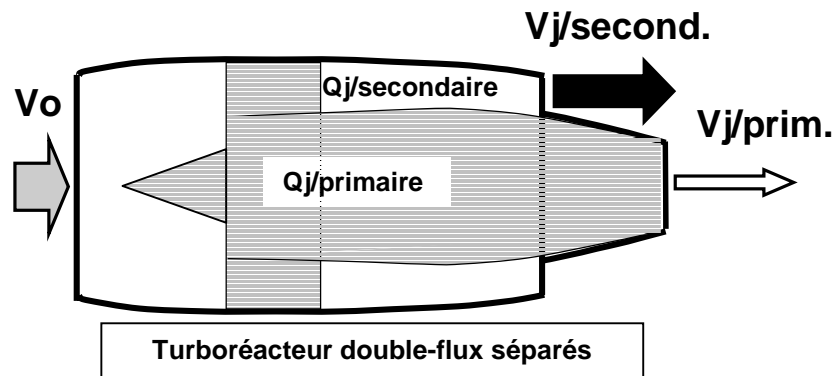
$$P_{net} = Q_j \cdot (V_j - V_o)$$



2.5 Le turboréacteur « double-flux séparés »

Dans le cas où le turboréacteur comporte deux flux d'air séparés ("flux primaire" et "flux secondaire") comme, par exemple, pour les turboréacteurs "double flux" des avions civils, il faudra calculer la poussée séparément pour chacun des flux et ajouter les résultats, soit:

$$P_{nette} = Q_{primaire} \cdot (V_{j/primaire} - V_o) + Q_{secondaire} \cdot (V_{j/secondaire} - V_o)$$

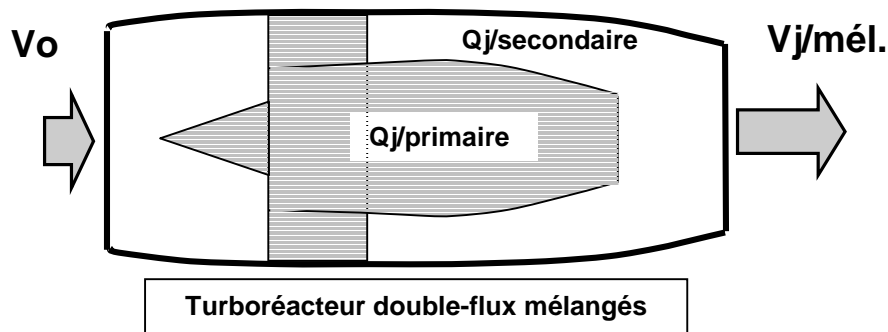


2.6 Le turboréacteur « double-flux mélangés »

Si les deux flux sont mélangés avant d'être éjectés, au lieu de calculer la poussée pour chacun des flux séparément, on la calculera en prenant le produit du débit total par la vitesse d'éjection unique du flux mélangé (en la diminuant de la vitesse d'avancement V_o dans le cas d'une poussée nette).

On a alors la formule :

$$P_{net} = (Q_{j/p} + Q_{j/s}) \cdot (V_{mél} - V_o)$$



2.6 Les autres types de propulseurs

Les statoréacteurs sont basés sur le même principe de fonctionnement que les turboréacteurs, avec les 3 phases « compression-combustion-détente » mais avec une différence fondamentale : ils ne comporte pas de pièces mobiles. Il n'y a donc pas de compresseur ni de turbine. La compression est assurée par la seule manche d'entrée, à condition que le statoréacteur soit en mouvement. Un statoréacteur se présente comme un gros tuyau occupé en son centre par la chambre de combustion.



Statoréacteur

Ce type de propulseur ne peut donc pas démarrer au point fixe. Il faut l'amener à une certaine vitesse d'avancement (environ 200 km/h) pour qu'il puisse commencer à fonctionner. En revanche, il est très bien adapté aux très grandes vitesses, quoique gourmand en carburant. Des solutions mixtes turbo-stato sont étudiées afin de pouvoir couvrir de très larges domaines de vol, du décollage à plus de trois fois la vitesse du son. Les principales difficultés, aux grandes vitesses, sont de stabiliser la combustion et de trouver des systèmes matériaux tenant à très hautes températures. Aux dernières nouvelles, l'avion sans pilote NASA X-43A a atteint Mach 7 en mars 2004 avec un tel type de propulseur !

Les pulsoréacteurs évitent cet inconvénient de ne pouvoir démarrer seul, en alternant une phase d'admission, une phase de combustion et une phase d'éjection. Cette alternance est en général animée par des volets mobiles ouvrant puis fermant l'arrivée d'air. On peut aussi utiliser le principe de la résonance acoustique dans le tuyau (qui constitue l'essentiel de la structure du pulsoréacteur), comme c'était le cas de l'Escopette de Snecma, il y a près de cinquante ans.

Ces propulseurs ne sont pratiquement pas utilisés sauf sur certains engins. Ils présentent l'inconvénient majeur d'être très bruyants (en plus d'être gourmands).



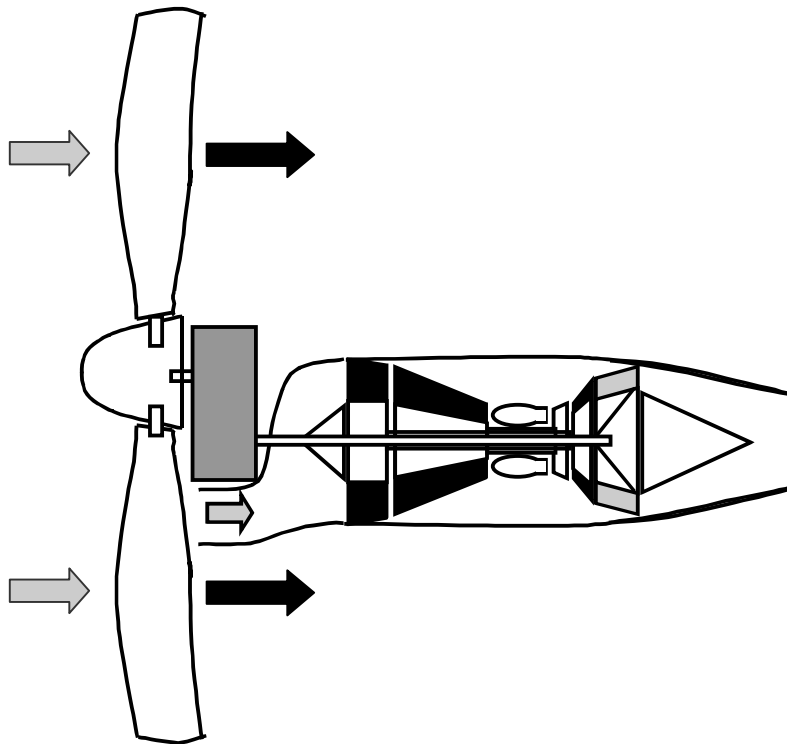
Pulsoréacteur, phases : 1) admission, 2) combustion/éjection

Les moteurs à hélice, et tout particulièrement les « turbopropulseurs » qui utilisent les mêmes « générateurs de gaz » que les turbo réacteurs, peuvent être considérés, soit comme le cas limite des turbo réacteurs à très grands taux de dilution, mais sans carénage de la « soufflante », soit comme de petites « ailes tournantes ». Dans le premier cas, on considère que la soufflante accélère modérément une grande quantité d'air créant une réaction vers l'avant. Dans le deuxième cas, on considère que la résultante des efforts aérodynamiques exercés par l'air sur les pales crée une force de traction dans l'axe moteur.

Sur un turbopropulseur, les pales de l'hélice sont entraînées par plusieurs étages de turbine. Pour obtenir des vitesses en bout de pale qui ne soient pas trop élevées, il peut être nécessaire d'utiliser un réducteur de vitesse de rotation, ce dernier étant en général constitué d'un boîtier d'engrenages monté sur l'arbre d'entraînement turbine-hélice: voir le schéma ci-dessous. C'est le cas des 4 moteurs TP400 du futur transporteur militaire Européen l'A400M.

Du fait du prélèvement d'énergie important pour faire tourner l'hélice, la poussée du jet qui s'échappe de la tuyère est très faible, la vitesse d'éjection étant elle même très faible.

Tous ces moteurs sont bien adaptés aux avions ayant des vitesses de vol modérées. Ils présentent l'avantage d'être peu gourmands en carburant.



Turbopropulseur

Chapitre III

Le principe de fonctionnement du turboréacteur

3.0 Question préliminaire

Nous avons vu que pour que le propulseur pousse, il faut que la vitesse d'éjection soit supérieure à la vitesse d'admission (cette dernière vitesse correspondant à peu près la vitesse de vol) : Comment l'obtenir ?

Comme on l'a vu pour le cas du ballon baudruche, c'est la compression de l'air qui permet de créer la vitesse d'éjection. Dans le turboréacteur, il faudra donc comprimer suffisamment l'air aspiré. Cette opération se fait au moyen du ou des « compresseurs » et, dans le cas de turboréacteurs à double flux, pour le flux secondaire, au moyen de « soufflantes ».

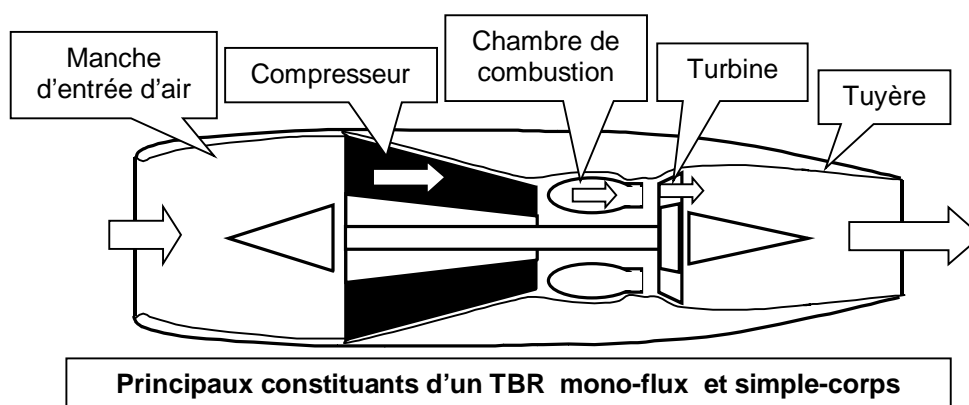
3.1 Les cycles de turboréacteurs

3.1.1 Le cas du turboréacteur « mono-flux » et « simple-corps »

C'est le cas le plus simple.

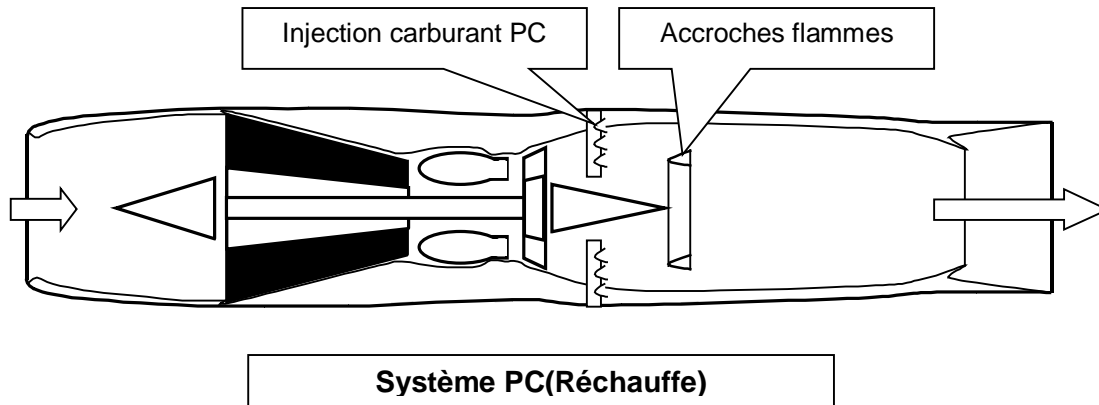
Un compresseur assure la compression de l'air . Mais pour cela, il faut le faire tourner. Sur notre turboréacteur, il est couplé à une « turbine » . Cette dernière est elle même entraînée par les gaz chauds qui sortent d'une « chambre de combustion » . Dans cette chambre, l'énergie est fournie par la combustion de kérosène avec l'oxygène de l'air disponible dans l'air absorbé (et comprimé).

Une fois prélevée l'énergie nécessaire à l'entraînement du compresseur, il reste encore suffisamment d'énergie provenant de la combustion, donc de pression, pour fournir l'énergie de propulsion requise. La poussée est finalement obtenue au travers d'une « tuyère » destinée à accélérer les gaz sortant de la turbine et dont la section d'éjection est réglée de telle sorte que la poussée soit optimale. Cette section peut être définie une fois pour toutes ou ajustable en vol.



3.1.2 Le principe de la réchauffe (ou Post-Combustion ou PC)

Il est à noter que dans certains cas, on peut être amené à accroître la poussée en chauffant à nouveau l'air avant de l'éjecter, dans une partie désignée « canal PC » située entre la turbine et la tuyère. Pour cela on utilise un « système de réchauffe » ou « post-combustion » ou encore « PC », dans lequel on injecte du carburant qui est brûlé avec ce qui reste d'oxygène dans les gaz sortant de la chambre de combustion puis de la turbine. Voir schéma ci-dessous :



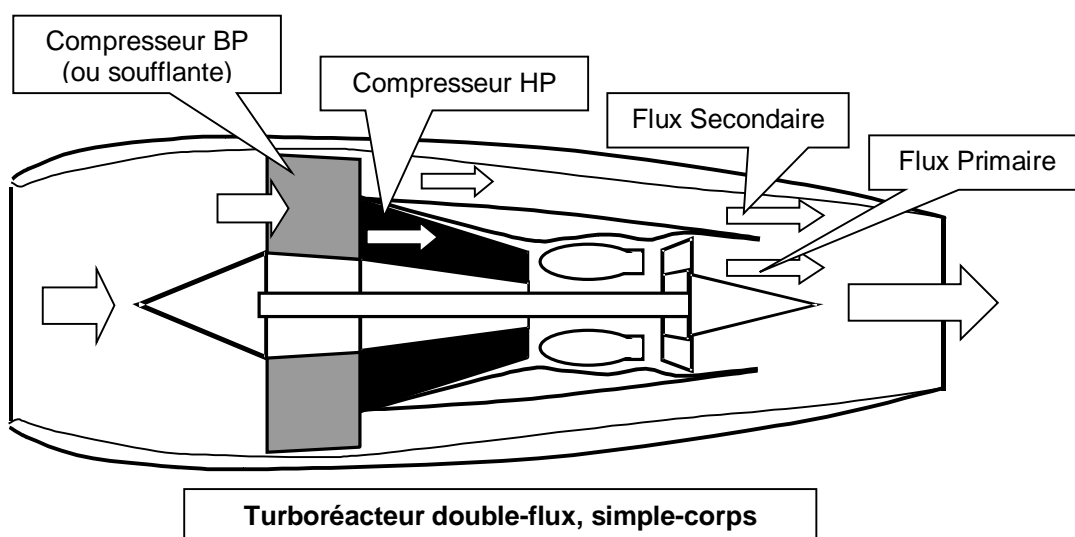
3.1.3 Cas du turboréacteur « mono-flux » mais « double-corps »

Pour des raisons de performances il peut être nécessaire de séparer le compresseur en deux, chacun tournant à une vitesse appropriée. Dans ce cas il faudra deux turbines, une pour chaque compresseur, l'entraînement de chaque couple compresseur-turbine se faisant par un arbre d'entraînement, celui du 1^{er} compresseur passant à l'intérieur de celui du 2^{ème}.

3.1.4 Cas du turboréacteur « double-flux, simple-corps »

Dans un turboréacteur à simple flux les gaz éjectés le sont en général à des vitesses très élevées. La poussée est également très élevée mais, en contrepartie, on perd une grande partie de l'énergie « cinétique » du jet dont les particules d'air et de gaz brûlés qui sortent du moteur à grandes vitesses vont se disperser dans l'air ambiant.

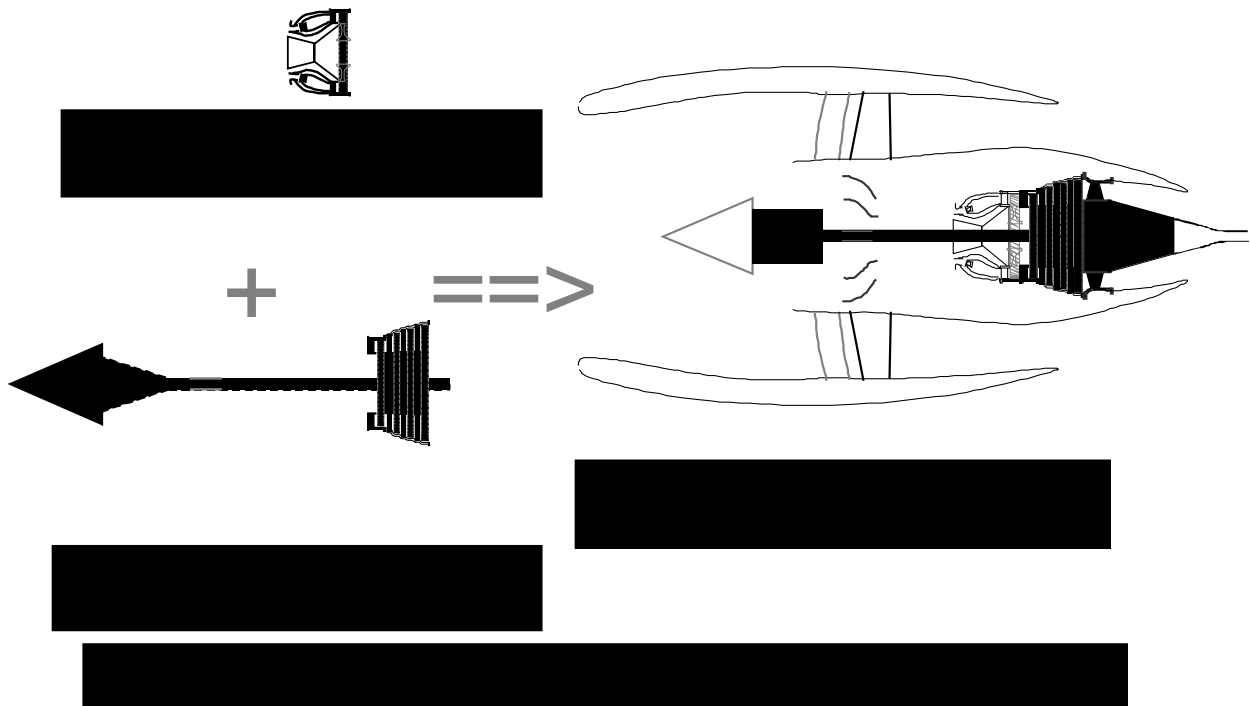
Si l'on veut utiliser au mieux pour la propulsion l'énergie disponible dans le moteur, la solution consiste à en prélever une partie pour faire fonctionner un ou plusieurs étages supplémentaires de turbine qui elle même entrainera un compresseur basse-pression. Ce dernier créera donc une poussée supplémentaire en accélérant un flux d'air secondaire (qui ne passera pas par la chambre de combustion) à une vitesse modérée, mais avec un débit significatif. Le schéma ci-dessous en illustre ce principe.



Tout comme les turboréacteurs mono-flux, ces derniers peuvent être équipés d'une réchauffe.

3.1.4 Cas du turboréacteur « double-flux , à double, voire triple-corps ».

Le raisonnement est semblable à celui du cas précédent ; mais il est poussé beaucoup plus loin. Dans ce type de moteur, on cherche à obtenir du flux secondaire un maximum de poussée avec des vitesses d'éjection pas trop élevées. Le compresseur basse-pression du cas précédent devient une « soufflante » de grand diamètre, diamètre très supérieur à celui du compresseur de base. Si cette soufflante devait être entraînée par la turbine de base, au même régime de rotation (en tours par minute) les vitesses aérodynamiques que l'on rencontrerait au rayon extérieur de la soufflante seraient trop élevées pour obtenir un fonctionnement efficace. La solution consiste donc à entraîner cette soufflante par une turbine différente de la première et tournant plus lentement. Ceci est illustré sur le schéma ci-dessous, dans le cas d'un double-corps.



Les turboréacteurs qui propulsent les avions de transports civils subsoniques modernes sont presque tous du type double-corps, double-flux.

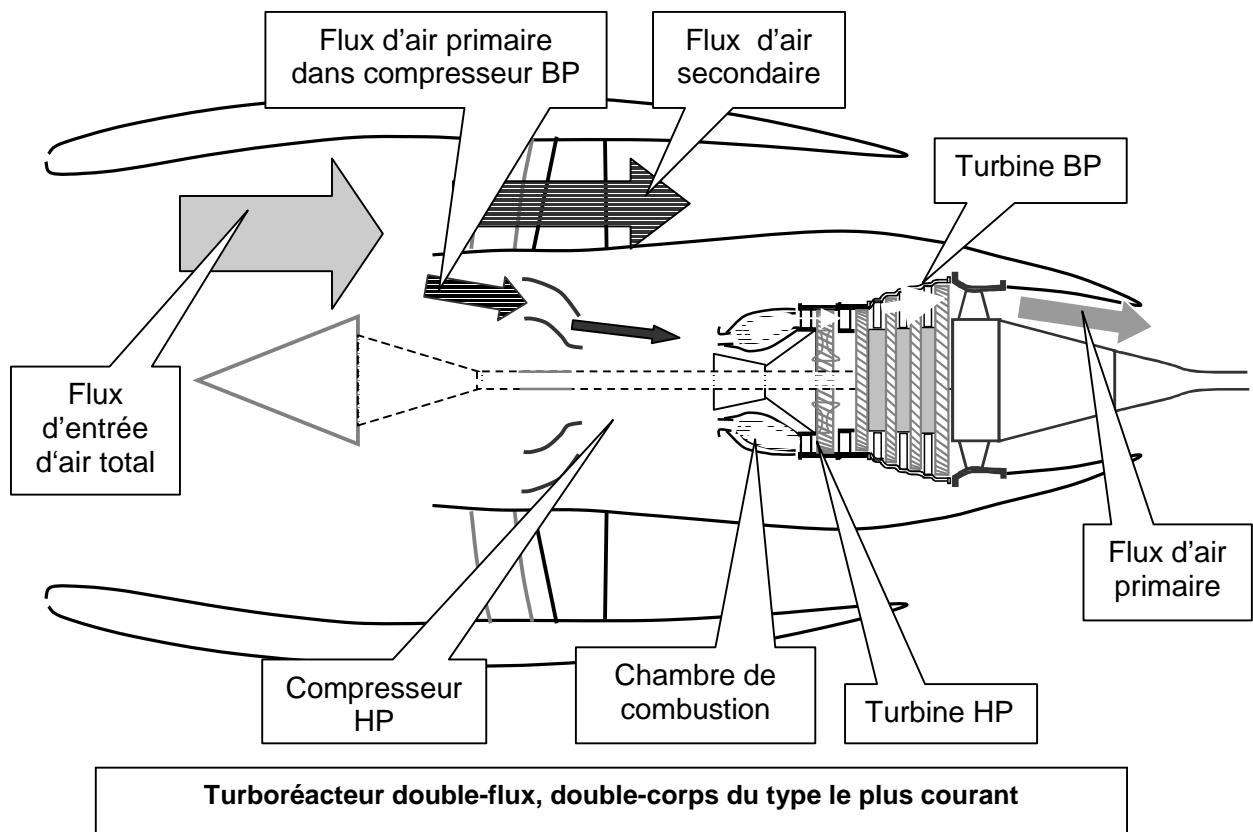
La soufflante reçoit la totalité de l'air qui pénètre dans le moteur. Une grande partie de cet air va constituer le flux secondaire, l'autre partie va constituer le flux primaire. Ce dernier passe par un compresseur BP (basse pression) solidaire de la soufflante, par un compresseur HP (haute pression), par la chambre de combustion, par la turbine HP (haute pression) et, pour finir, par la turbine basse pression (BP) avant d'être éjecté.

Le flux secondaire est éjecté par une tuyère secondaire, le flux primaire par une tuyère primaire, sauf dans le cas où les deux flux sont mélangés. Dans ce dernier cas, les deux flux sont éjectés par une tuyère commune

Ces différents organes seront présentés plus en détail dans les § suivants.

Le rapport entre le débit d'air du flux secondaire et celui du flux primaire se nomme le « rapport de dilution » désigné par la lettre « λ » ($\lambda = Q_s/Q_p$). C'est un paramètre important. En général λ est supérieur à 5 et peut atteindre, voire dépasser, la valeur de 10.

Le dessin ci-dessous donne une image d'un turboréacteur de ce type (cas des flux séparés).



Ainsi suivant le cycle « admission-compression-combustion-détente (partielle) dans la turbine-détente (finale) dans la tuyère-éjection », que nous allons détailler ci-après, notre turboréacteur va fournir une poussée appropriée grâce à l'énergie apportée par la combustion du carburant.

3.2 Les organes des turboréacteurs et leurs fonctions

3.2.1 L'admission

Elle se fait au travers d'une « manche d'entrée d'air » qui doit alimenter la soufflante ou les compresseurs en air, à des vitesses convenables (environ la moitié de la célérité du son locale) et de façon homogène .

Sur les moteurs d'avions subsoniques il s'agit d'un conduit assez simple. A l'arrêt et aux faibles vitesses, l'air y est accéléré ; aux grandes vitesses, il est au contraire légèrement ralenti.

Sur les moteurs d'avions supersoniques les choses se compliquent. La vitesse de l'air devant l'entrée peut dépasser largement la vitesse du son (on a couramment un nombre de Mach voisin de 2). Il faudra donc le ralentir fortement pour assurer un fonctionnement correct des compresseurs tout en minimisant les pertes engendrées par les ondes de choc et les décollement aérodynamiques qui apparaissent aux vitesses supersoniques. Ces manches deviennent alors des organes plus complexes, avec des formes appropriées et, le cas échéant, des parties réglables. On notera que le fait de ralentir fortement l'air aspiré conduit à augmenter sa pression et donc à participer déjà à la phase de compression du cycle. Pour plus de détail se reporter à la présentation de Gérard Laruelle consultable sur le site internet de l'AAAF.

3.2.2 La compression

Les compresseurs sont en général de deux types :

- les compresseurs axiaux et les soufflantes,
- les compresseurs centrifuges.

Il y a également une solution mixte : le compresseur « axio-centrifuge ».

A. Principe de fonctionnement d'un compresseur axial

Un compresseur axial résulte d'un empilage d'« étages » composés chacun d'un « aubage mobile » et d'un « aubage fixe ».

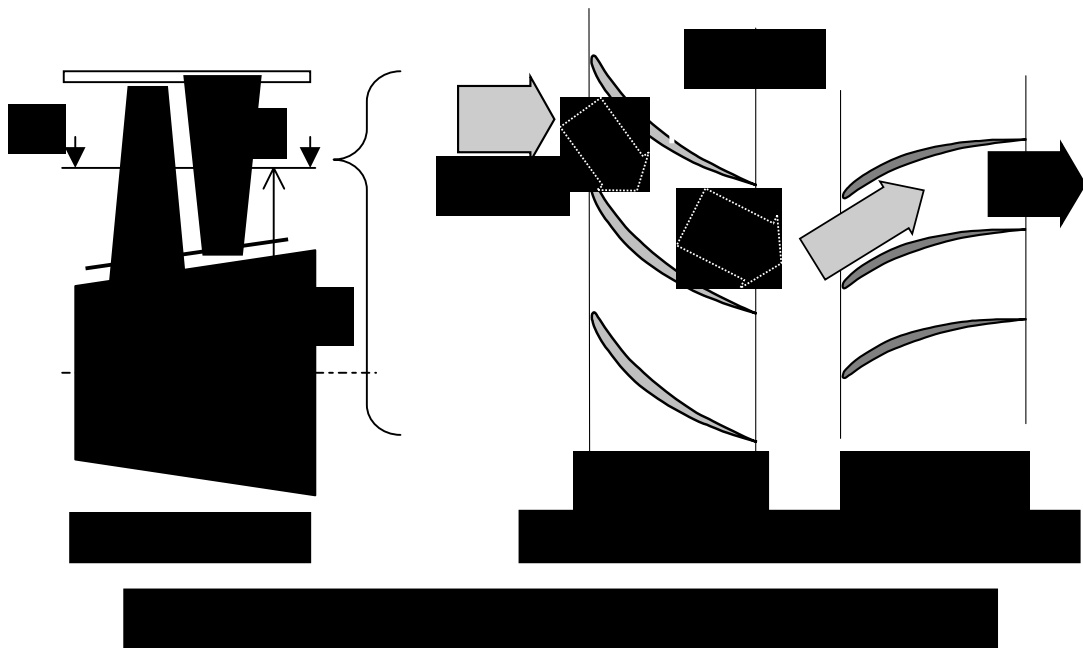
Considérons d'abord un tel étage de compresseur. L'aubage mobile (ou roue) est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des « aubes » qui ressemblent à des petites ailes (ailettes). Il tourne devant l'aubage fixe, circulaire, (ou grille fixe) qui est également constitué d'aubes, fixes, celles-ci.

La compression de l'air s'y passe en 2 phases ;

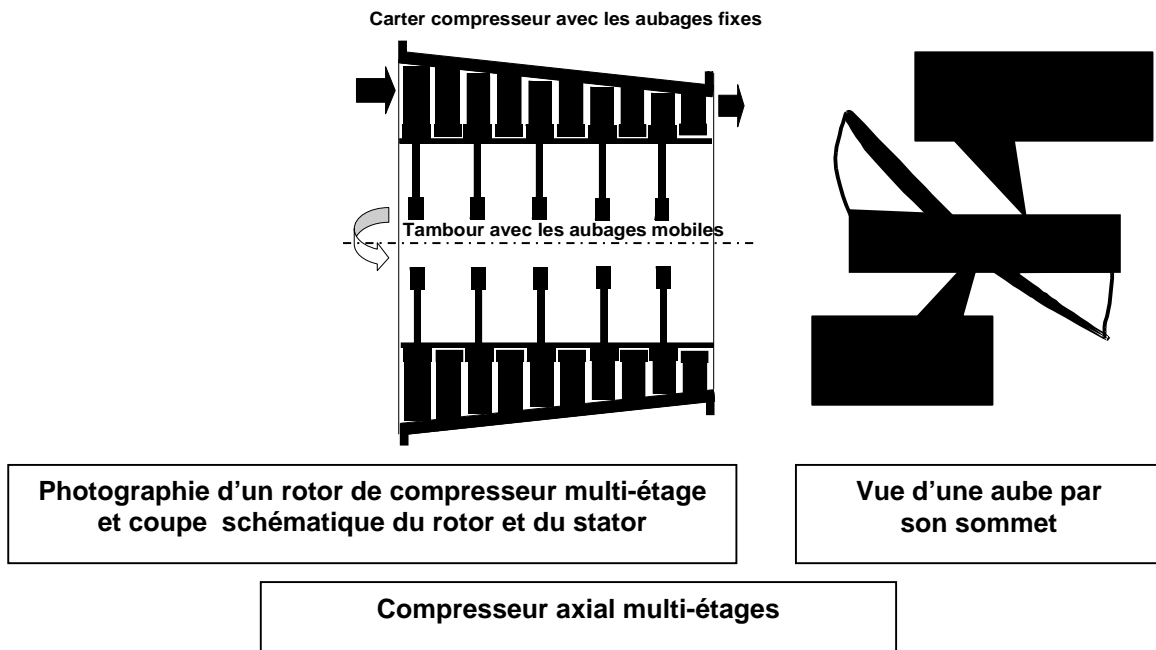
- Premièrement, l'aubage mobile, procure une accélération aux particules d'air, en les déviant par rapport à l'axe du moteur ;
- Deuxièmement, l'aubage fixe qui le suit, ralentit ces particules et transforme une partie de leur vitesse en pression. Cet aubage s'appelle aussi « redresseur » car il ramène l'écoulement de l'air, accéléré par l'aubage mobile, dans l'axe du moteur.

Sur le plan aérodynamique, les performances d'un étage de compresseur sont caractérisées par 3 grandeurs : son débit d'air (Q), son taux de compression ou rapport de pression (P/P) et son rendement (η), la commande étant assurée par la vitesse de rotation. En fait les instruments de mesures du moteur suivent plutôt le régime de rotation (N en tr/mn) ; mais ce qui compte sur le plan aérodynamique ce sont les vitesses mécaniques ($U = N \cdot \text{Rayon} / 120\pi$, en m/s) et surtout les vitesses d'écoulement devant et dans les aubages.

On notera que la vitesse des particules d'air relative à l'aubage mobile et la vitesse mécanique se combinent en chaque point de cet aubage mobile pour donner la vitesse absolue (ou réelle). Cela se fait en additionnant les vecteurs vitesses correspondants : voir annexe 2.



Un compresseur complet possède toute une succession d'étages, dont l'allongement des aubes, c'est à dire leur hauteur rapportée au diamètre de la roue ou de l'aubage, est de plus en plus faible au fur et à mesure qu'on progresse dans le compresseur.



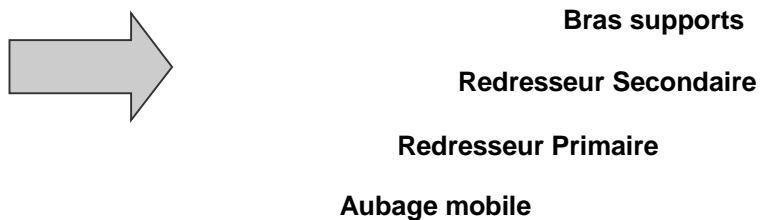
Les derniers étages de compresseurs ont ainsi une section de passage très faible puisque l'air est de plus en plus comprimé et donc occupe un volume de plus en plus restreint.

De l'entrée à la sortie du compresseur, le débit d'air (en masse) est bien sûr constant (aux prélèvements près). Le rapport de pression total est le produit du rapport de pression de chaque étage.

B. Principe de fonctionnement d'une soufflante

Le principe de fonctionnement d'une soufflante actuelle (voir ci-contre l'image d'une soufflante CFM56 de CFMI) est le même que celui d'un étage de compresseur axial. Les seules particularités tiennent :

- à la dimension des aubes, surtout les aubes mobiles, qui ont un grand allongement, leur hauteur représentant plus de la moitié du rayon de la soufflante,
- au fait que le flux d'air se sépare en deux flux à la sortie de l'aubage mobile : flux primaire et flux secondaire, avec un redresseur distinct pour chacun d'eux,
- au fait que la soufflante est une source de bruit importante, que l'on réduit en choisissant des nombres d'aubes adéquats et de grands écartements entre l'aubage mobile et ses redresseurs.



Exemple d'une soufflante (CFM56)

En général, dans l'état de nos connaissances actuelles, pour fournir le bon rapport de pression (autour de 1,5-1,6) avec des rendements optimums et en utilisant au mieux l'entraînement fourni par la turbine, la soufflante doit tourner à une vitesse mécanique à la périphérie de l'ordre de 400 m/s, les vitesses au pied des aubes ne devant pas être trop inférieures à 200 m/s. Cela signifie que les vitesses aérodynamiques vues par l'aubage mobile sont supersoniques sur une hauteur d'aube importante et que la soufflante devient une source de bruit prédominante. Différentes solutions pour réduire ce bruit, autres que les deux cités ci-dessus, ont été explorées. La plus simple en théorie est de réduire les vitesses : ainsi une réduction de vitesse aérodynamique vue par l'aubage mobile, de 20%, peut réduire le bruit de 5dB. Il y a alors deux difficultés : la première est de conserver la même poussée, donc le même rapport de pression, avec ces vitesses réduites ; la deuxième est de pouvoir faire tourner la turbine qui entraîne la soufflante à des vitesses suffisantes.

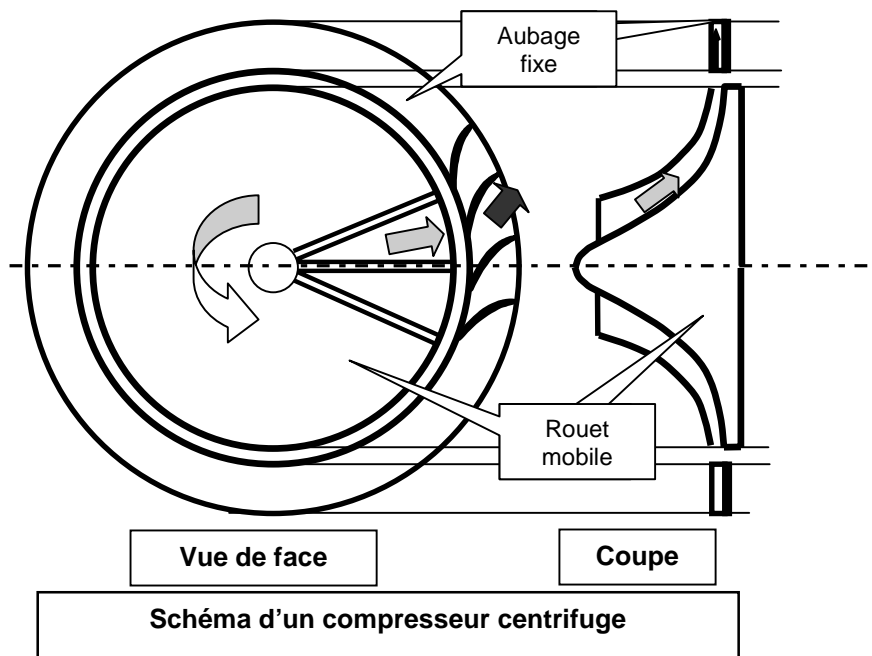
Pour traiter la première contrainte, on peut : soit accroître la charge des aubes (c'est à dire les forces qu'ils exercent sur l'air), soit augmenter le débit d'air aspiré par la soufflante (augmentation du rapport de dilution). Pour la deuxième contrainte, on arrive vite en butée des possibilités sauf à utiliser pour la soufflante un « réducteur de régime » (système à engrenage) ou l'entraînement par un turbine indépendante (turbine libre).

Une troisième voie a également été explorée : il s'agit de celle de la « soufflante contra-rotative ». Au lieu d'avoir un aubage mobile suivi d'un aubage fixe, on utilise deux aubages mobiles consécutifs, tournant en sens inverse l'un de l'autre. Chaque aubage apportant la moitié de la puissance requise pour donner la poussée, il peut tourner à une vitesse presque moitié de celle d'une soufflante classique. La difficulté est toutefois d'obtenir le moyen de faire tourner des aubages à deux vitesses de rotation opposées (par un système d'engrenages ou avec deux arbres d'entraînement différents, par exemple...) sans complexifier ni alourdir le moteur.

C. Principe de fonctionnement d'un compresseur centrifuge

Dans un compresseur centrifuge, un « rouet » composé de palettes radiales (voir dessin ci-contre) aspire l'air axialement et le refoule radialement après l'avoir accéléré et comprimé, grâce à l'effet de la force centrifuge. Cet air est ensuite redressé dans un aubage fixe qui transforme une partie de sa vitesse en pression. Un collecteur récupère finalement cet air comprimé pour l'amener dans l'axe de la chambre de combustion.

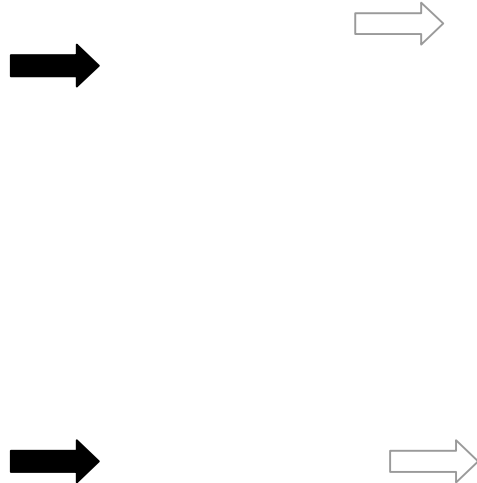
Un tel compresseur présente l'avantage de fournir un taux de compression, en un étage, supérieur à celui d'un compresseur axial en 5 étages. En contre-partie, son encombrement radial est important et conduit à des maîtres couples rédhibitoires en matière de poussée.



En revanche, son utilisation est très intéressante pour les moteurs d'hélicoptères dont le but est beaucoup moins de pousser que de faire tourner leurs pales.

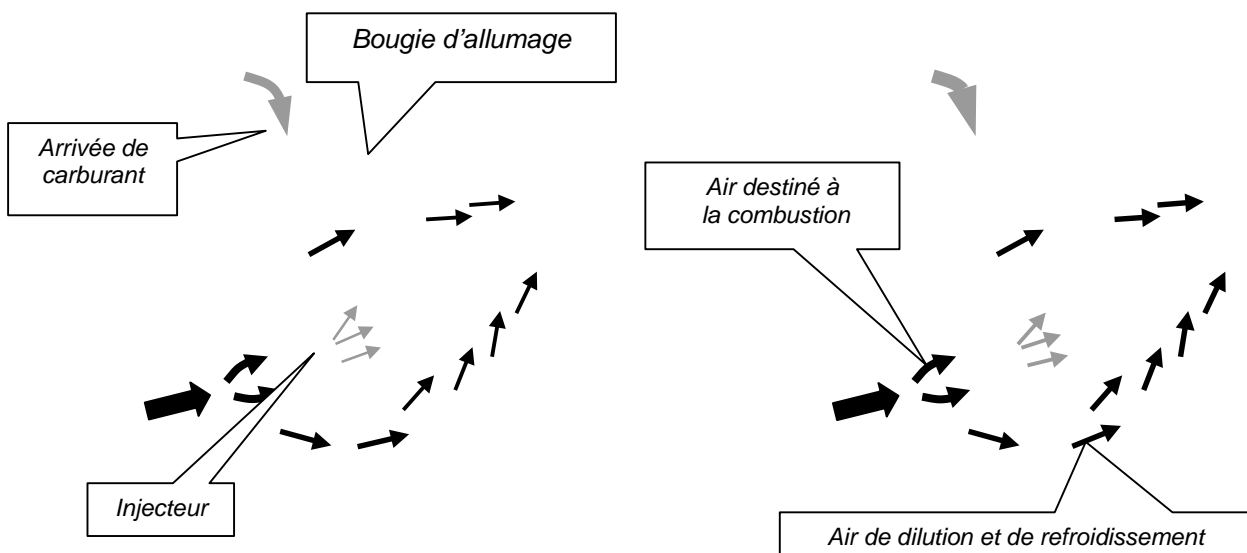
3.2.3 La chambre de combustion

La chambre de combustion est destinée à chauffer l'air qui sort du dernier étage de compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la ou les turbines et à donner suffisamment de poussée à la tuyère. Cette apport de chaleur se fait par la combustion de l'oxygène de l'air avec un carburant, du kérosène (hydrocarbure) en l'occurrence. Elle doit être la plus complète possible et la répartition des températures dans les gaz la plus homogène possible.



Coupe d'un foyer de chambre de combustion et vue d'un injecteur (à droite)

Une chambre de combustion est constituée d'un « tube à flamme » ou « foyer » en forme de tore (généralement) . Celui-ci est enfermé dans un « carter de chambre », également de forme torique, le tout situé dans l'axe du moteur, entre le compresseur (HP) et la turbine (HP). Les schémas ci-dessus et ci-dessous en donnent une illustration.



Coupe schématique d'une chambre de combustion
A gauche : allumage ; A droite : plein gaz

L'air pénètre en amont du carter de chambre ; une grande partie (environ 50%) passe par la « tête » du foyer pour alimenter les systèmes d'injection, une autre partie la contourne. L'air de contournement sert à la fois au refroidissement des parois, à diluer et à bien mélanger l'écoulement dans le foyer, comme on peut le voir sur les schémas ci-dessus.

Les « injecteurs » au nombre d'une vingtaine, ou plus, régulièrement répartis en tête de foyer, sont destinés à fournir un débit de carburant suffisamment pulvérisé pour obtenir un mélange avec l'air optimal. Il en existe de différents types, à savoir :

- injecteur mécanique (pulvérisation fournie par la pression du carburant),
- injecteur aérodynamique (pulvérisation par entraînement du carburant au moyen de l'air qui pénètre dans le foyer),
- injecteur aéro-mécanique (alliant les 2 principes précédents).

Au démarrage, le compresseur HP est mis en rotation grâce à une source de puissance extérieure, par l'intermédiaire d'une prise de mouvement sur l'arbre HP. La pompe à carburant est entraînée simultanément, par la même source. Le mélange de l'air aspiré par le compresseur et du carburant injecté par la pompe est allumé par une bougie (schéma ci-dessus, à gauche). Les gaz qu'ils produisent vont commencer à entraîner la turbine. Au bout de quelques secondes, lorsqu'un régime de rotation suffisant est atteint, le moteur peut fonctionner de façon autonome et monter en puissance (on dit que le moteur « s'enroule »).

Nous avons vu qu'une chambre de combustion doit chauffer l'air de façon homogène, sans pic de température. Elle doit également fonctionner de façon stable, sans extinction intempestive, et être capable de ré-allumage en vol. Pour satisfaire la qualité de notre environnement, elle doit fournir le minimum d'émissions polluantes.

Les résidus d'une combustion complète kérosène-oxygène sont le gaz carbonique (CO₂) et l'eau (H₂O). Bien que peu désirables pour cause d'effet de serre, ils sont théoriquement inévitables. Les oxydes d'azote (NO_x), dangereux pour la santé, sont produits pas l'oxydation de l'azote de l'air dans les zones de pressions et de températures élevées qui règnent dans le foyer.. Les monoxydes de carbone (CO) et les restes d'hydrocarbures imbrûlés sont également dangereux et peuvent être fortement réduits par une meilleure qualité de la combustion, tout comme les fumées (Carbone : C). Ces actions vont de pair avec l'amélioration du rendement de combustion . Ceci a toutefois des limites théoriques liées au principe de Carnot (voir annexe) . Dans un foyer courant moderne, on ne peut utiliser réellement que de l'ordre de 35% de l'énergie calorifique du kérosène.

Différents types de chambre de combustion existent ou sont étudiés pour agir sur certains de ces émissions indésirables. Pour réduire les NO_x, citons les chambre conçues pour limiter le temps de séjour des gaz brûlés dans les zones de hautes pressions et hautes températures. Citons aussi, les chambre dites à « double-tête », adaptées pour les régimes de fonctionnement du moteur « ralenti » et « plein gaz », avec deux rangées d'injecteurs, l'une fonctionnant en permanence, l'autre uniquement à puissance maximale, au décollage.

Dans le cas des turboréacteurs équipés de compresseurs centrifuges, du fait de leurs grands diamètres de sortie, il peut être avantageux d'utiliser des chambres de combustion dites « à la retourne ». Une telle chambre prélève l'air comprimé à la périphérie du compresseur et le renvoie par un coude sur la turbine qui se trouve juste en dessous.

Une question pourrait nous être posée : « comment se fait-il que l'air chauffé dans la chambre ne cherche pas aussi à s'échapper vers l'avant, c'est à dire vers le compresseur ? » . Une réponse est que la « perméabilité » à l'air des derniers aubages de compresseur est moindre que celle des premiers aubages de turbines, l'air comprimé puis chauffé et dilaté est donc conduit naturellement vers l'aval. Une autre réponse est que, dès le démarrage du moteur, le fonctionnement est amorcé avec ce sens de l'écoulement.

Cette situation a cependant ses limites. Si le compresseur cherche à comprimer plus que ce que peut avaler la turbine, il se produit des retours pulsés de gaz chauds vers l'avant. Cela entraîne des phénomènes de pompage sur le compresseur avec décrochage de l'écoulement sur les aubes. Le « système de régulation » dont on parlera plus loin doit éviter de se trouver dans de telles situations.

Les principaux paramètres qui caractérisent le fonctionnement d'un foyer sont : le débit d'air entrant, le débit de carburant, la pression d'entrée, les température entrée d'air et de sortie des gaz, la commande étant assurée par le débit de carburant. Nous verrons plus loin que l'écart entre les températures locales et la température moyenne, en sortie de chambre de combustion (« profil de température »), joue un rôle très important vis à vie de la tenue mécanique des aubes des premiers étages de turbine.

3.2.4 La détente dans la Turbine

A. Examinons le cas le plus courant, celui des turbines axiales.

Rappelons que la turbine HP est destinée à faire tourner le compresseur HP, la ou les turbines BP étant destinés à faire tourner le compresseur BP et la soufflante (quand il y en a une).

Un étage de turbine est constitué d'un aubage fixe « distributeur » suivi d'un aubage mobile ou roue mobile.

Le distributeur accélère l'écoulement en le déviant. La roue mobile tourne, un peu comme une vigoureuse éolienne, sous l'effet de cet écoulement. A la sortie de la turbine, l'air se sera détendu en contre-partie de l'énergie qu'il aura communiqué à cette turbine .

On notera que les déviations de l'écoulement et les variations de pression sont beaucoup plus importantes dans un étage de turbine que dans un étage de compresseur. C'est ainsi qu'un seul étage de turbine HP (ou 2) peut entraîner près (ou plus) d'une dizaine d'étages de compresseur HP.

En revanche, les turbines et surtout les turbines HP, sont soumises à un environnement beaucoup plus sévère que les compresseurs. Les températures des gaz à poussée maximale, à l'entrée de la turbine HP, sont supérieures à celles que peuvent normalement supporter les matériaux métalliques les plus « réfractaires ». Les écarts entre températures maximales et admissibles peuvent atteindre localement 900°C pour un distributeur et 500°C pour un aubage mobile.

Il est donc indispensable de protéger la surface des pièces par des « barrières thermiques » et de les refroidir « par une circulation » et une « sudation » d'air frais, sous pression, prélevé dans le compresseur HP. Le schéma ci-dessous illustre la complexité d'une aube ainsi refroidie.



Les performances d'un étage de turbine sont globalement caractérisées par 5 grandeurs : son débit d'air (Q), son taux de détente (P/P), la température moyenne à l'entrée du distributeur (T), son rendement (η), et la vitesse de rotation (N en tr/mn)(ou les vitesses mécaniques ou aérodynamiques (en m/s)).

On notera que le « profil de température » à la sortie de la chambre de combustion est un facteur important de la tenue thermo-mécanique des aubages. En effet, si ce profil présente des pics de températures très élevées en certains points, les aubes qui y seront soumises peuvent être détruites.

B. Un autre type de turbine, la turbine « centripète », est à la turbine axiale ce que le compresseur centrifuge est au compresseur axial. Elle est très peu utilisée.

3.2.5 La réchauffe (ou Post-combustion) ou PC

Elle est destinée à accroître la poussée par augmentation de la vitesse d'éjection. Ceci est obtenu en chauffant à nouveau l'air avant de l'éjecter, dans une partie désignée « canal PC » située entre la turbine et la tuyère. Pour cela on injecte du carburant par des injecteurs situés à l'entrée du canal. Ce carburant est brûlé avec ce qui reste d'oxygène dans le flux primaire (qui est déjà passé par la chambre de combustion) et, le cas échéant, avec l'oxygène de l'air du flux secondaire. Des « accroches-flammes » positionnés en aval des injecteurs permettent de maintenir la combustion dans la partie centrale du canal : Voir le schéma page 11.

3.2.6 La détente dans la tuyère puis l'éjection

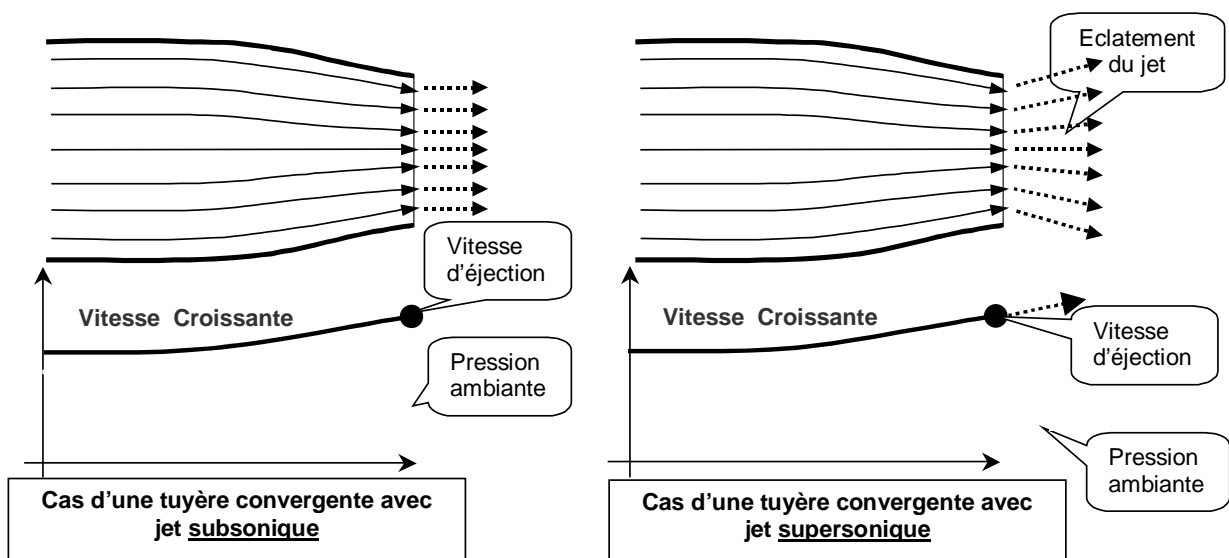
Dans le cas le plus simple (turboréacteur simple-flux subsonique), la tuyère ressemble à un gros tuyau qui accélère l'air en sortie de turbine et l'amène à la vitesse d'éjection optimale. La section d'éjection est calculée à cet effet et est fixée une fois pour toutes.

Si ce moteur possède une réchauffe, la tuyère est à section variable pour s'adapter à diverses conditions de fonctionnement. C'est le cas du fonctionnement à « sec » (sans PC) et du fonctionnement avec PC. La variation de section se fait en général en fermant plus ou moins partiellement une série de volets montés à la périphérie de la tuyère : voir figure page suivante.

Dans un turboréacteur double-flux séparés, chaque flux dispose de sa tuyère, toujours à section fixe.

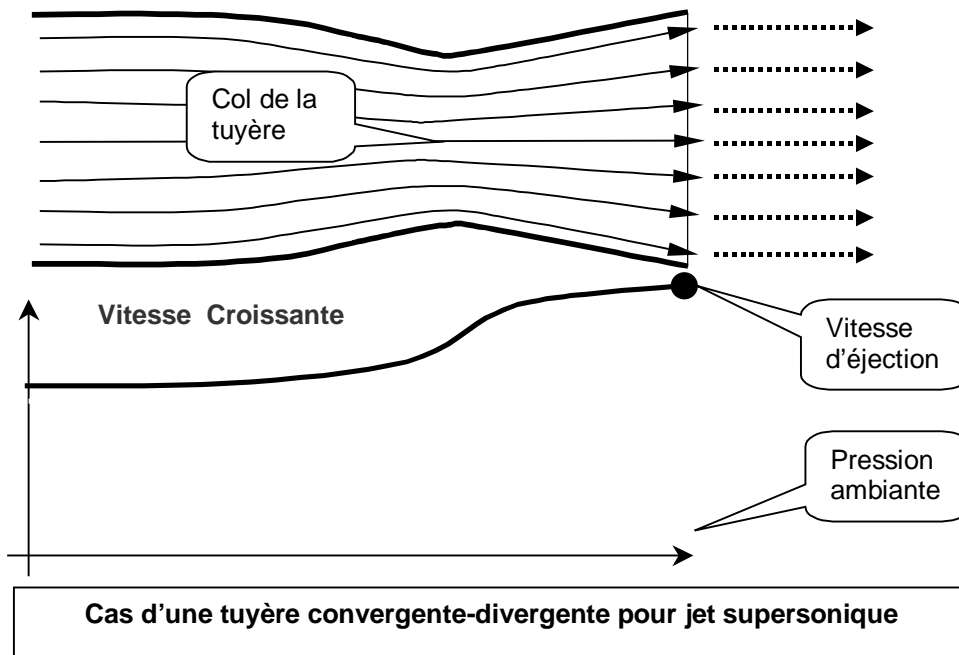
On notera qu'une tuyère peut être orientable pour dévier le jet afin d'obtenir une plus grande maniabilité, dans le cas des avions de combat.

Lorsque les pressions et les températures en sortie du dernier étage de turbine sont telles que le jet est subsonique (cas des moteurs civils double-flux et cas des moteurs militaires ou de transport supersonique à régime réduit), nous avons indiqué qu'une tuyère simplement convergente permet d'accélérer l'écoulement avant de l'éjecter. A l'éjection, la pression statique dans l'écoulement est égale à la pression ambiante : voir 1ère figure ci-dessous.



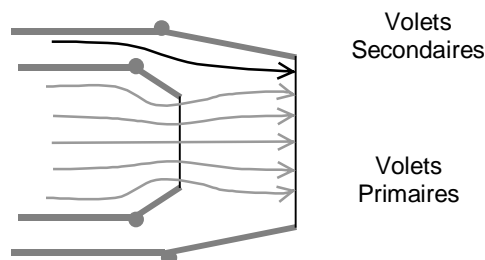
Si l'écoulement est supersonique, la pression statique en sortie peut-être supérieure à la pression ambiante. Le jet qui doit continuer à se détendre pour arriver à l'équilibre des pressions, va « éclater » et va conduire à des pertes de poussée notables : voir 2ème figure ci-dessus. L'utilisation d'une tuyère « convergente-divergente » permet alors de détendre complètement les gaz avant leur éjection et d'obtenir le maximum de poussée : voir figure de gauche ci-dessous.

En contre-partie, l'écoulement passe par une vitesse sonique au niveau du col de la tuyère, ce qui conduit à limiter le débit qui la traverse, quelque soit la pression amont. Ce débit ne peut augmenter que si l'on augmente la température de l'écoulement (cas de la réchauffe, par exemple).



Les tuyères des moteurs subsoniques qui ont des sections d'éjection fixes sont en général de conception simple. Le plus souvent elles font partie de la nacelle (voir chapitre 4).

Les tuyères des moteurs supersoniques, souvent à section variable, sont beaucoup plus complexes. Une des difficultés réside dans le fait de pouvoir faire varier les sections. L'image ci-dessous, en donne un exemple. La variation de section de sortie du flux primaire et de celle du flux total est obtenue par l'ouverture plus ou moins grande de « volets » primaires et secondaires dont les axes de rotation sont fixés à la périphérie des tuyères. Cette ouverture est obtenue par l'action de « vérins ».



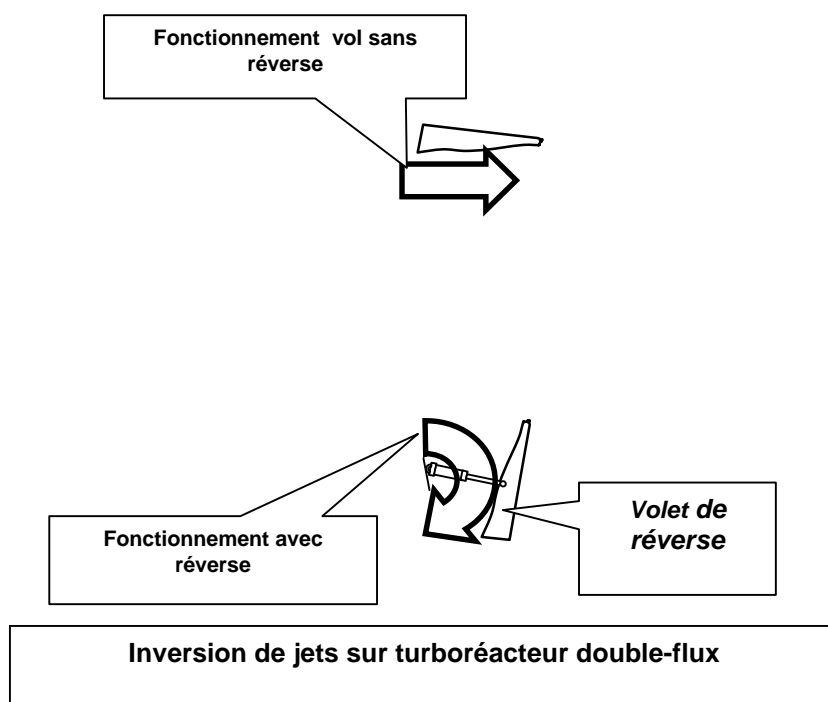
Exemple de tuyère de moteur militaire

3.2.7 L'inversion de jets avec le système de « réverse »

Pour freiner l'avion à l'atterrissage, on utilise fréquemment des systèmes de « réverse » qui renvoient une grande partie du débit d'air du moteur vers l'avant grâce à des plaques solides rétractables (« volets de réverse »). Ceci crée une action dirigée vers l'avant et donc une réaction dirigée vers l'arrière

Sur les turboréacteurs d'avions civils subsoniques, ces volets de reverse viennent dévier le flux secondaire, comme le montre le schéma ci-contre. Elles sont en général intégrées dans la paroi de la tuyère.

Sur le moteur Olympus 593 de Concorde, la réverse dévie la totalité du flux au niveau de la tuyère d'éjection .



3.2.8 Les paliers et enceintes

Les arbres qui relient compresseur et turbine doivent pouvoir tourner à très grandes vitesses. Leur tenue mécanique est fondamentale.

Même à grandes vitesses, ils doivent pouvoir rester rigoureusement rectilignes, parfaitement dans l'axe moteur. Ils doivent pouvoir supporter des efforts de plusieurs tonnes ainsi qu'un minimum de balourds accidentels.

Des « paliers », constitués de roulements à billes ou à rouleaux, soutiennent ces arbres en s'appuyant sur les structures fixes du turboréacteur. Selon le nombre de corps : simple-corps, double-corps ou triple-corps, ils sont respectivement au nombre de 3, 4 (ou 5) et 8(ou 9). Dans le cas des moteurs à corps multiples, il y a plusieurs paliers inter-arbres.

Pour éviter le déplacement vers l'avant ou vers l'arrière des ensembles mobiles, le palier amont est un palier de butée, monté sur roulement à billes. En fait, le déplacement longitudinal des arbres, et donc celui des corps, est contrôlé dans des « enceintes » pressurisées. Celles ci contiennent des pistons, solidaires des arbres, sur lesquels s'exercent des efforts de pression appropriés et variables selon les cas de vol.

Afin de contribuer au bon rendement du moteur et donc à sa moindre consommation de carburant, les paliers et roulements doivent produire un minimum de pertes par frottement. Ils sont lubrifiés par de l'huile, voire par du kérosène. Cette huile doit être refroidie par le carburant et renouvelée pour compenser les fuites. Sur un turboréacteur de la classe de poussée de 10 000 daN, la consommation d'huile est de l'ordre de 0,2 à 0,3 litres pour 1 000 km. Chaque moteur est ainsi équipé d'un système de lubrification entraîné par la même prise de mouvement que la pompe à carburant. La solution consistant à utiliser des roulements non lubrifiés est encore au stade de la recherche.

On notera que, sur les moteurs de combat qui sont soumis à de fortes accélérations dans différentes directions (« facteurs de charges ») et à des vols sur le dos, la lubrification est une opération plus délicate que sur les autres types de moteurs.

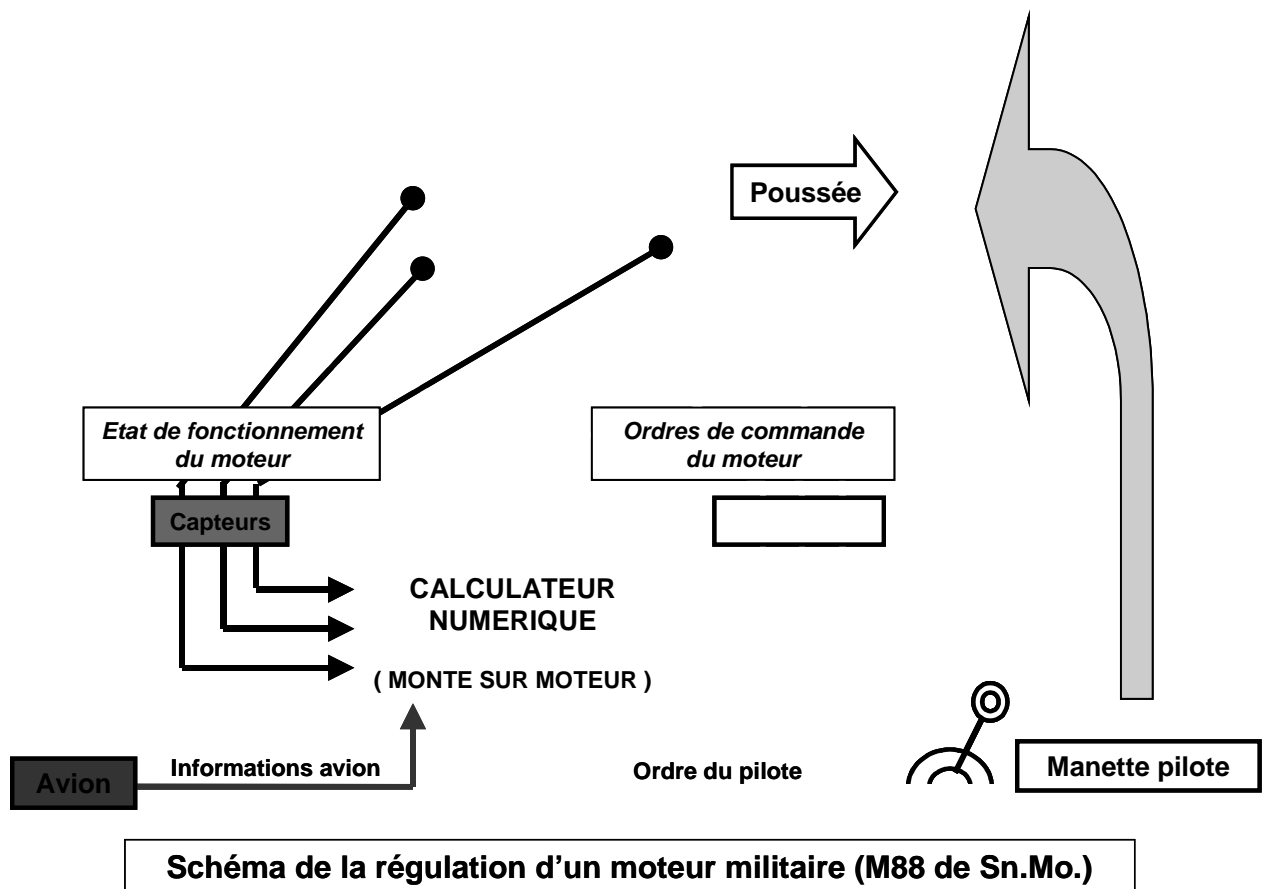
Un paramètre caractéristique des roulements et des arbres est le « $N \cdot D_m$ », (Régime de rotation (en tr/mn) multiplié par un diamètre moyen du roulement ou de l'arbre (en mm). Ce paramètre peut atteindre des valeurs de 3 millions sur les moteurs en service.

Sur les moteurs civils et tout particulièrement sur les turboréacteurs double-flux à grand rapport de dilution, l'ingestion accidentelle de corps étrangers, celle d'une oie (par exemple), peut avoir des conséquences graves pour le moteur. En effet, cette ingestion peut occasionner des pertes d'aubes de soufflante et entraîner un balourd de l'ensemble mobile trop important pour pouvoir être supporté par les structures fixes. Sur certains moteurs modernes, le déclenchement d'un système de « découpleur » permet alors de désolidariser le palier amont du reste de la structure. L'ensemble mobile sujet au balourd peut alors orbiter sur un axe qui lui même tournera autour de l'axe moteur. Cet ensemble sera finalement freiné par frottement sur le carter de soufflante, évitant ainsi tout risque d'éclatement du moteur.

3. 3 Le pilotage du turboréacteur

Comme pour un moteur d'automobile la puissance, donc la poussée d'un turboréacteur, croît avec la quantité de carburant utilisé.

En agissant sur la manette des gaz, le pilote fixe un objectif de poussée. Un système de régulation équipé d'un calculateur électronique règle le débit de carburant fourni par une pompe entraînée par le moteur. Pour donner le bon débit, il mesure quelques paramètres clés tels que les régimes de rotation, les pressions et températures en différents points, etc.... Il doit éviter que le moteur n'entre en survitesse ou dans des domaines de températures trop élevées ou encore dans des domaines de dysfonctionnement aérodynamique (décrochages, pompage du compresseur, etc...). Ce réglage est également fonction du domaine de vol (pression et température extérieures, vitesse de vol).



Pour assurer un fonctionnement moteur totalement efficace, il peut être nécessaire de faire en sorte que le système de régulation agisse sur d'autres organes variables. C'est le cas, par exemple, de l'angle de calage des aubes de certains redresseurs du compresseur HP, des vannes de décharge (d'air) au niveau du compresseur BP, etc... Dans les moteurs militaires elle peut agir également sur la section (ou les sections de tuyère), par exemple en écartant plus ou moins les volets de tuyère.

Sur les moteurs les plus modernes, le calculateur du système de régulation peut détecter des risques de pannes, les défaillances de certains organes et compenser les pannes de certains capteurs, etc....

3.4 Le carburant

Nota : Ce sujet est également traité, avec la combustion, dans le § 3.2.3.

Le carburant couramment utilisé par les turboréacteurs est le kérosène. C'est un mélange complexe d'hydrocarbures (à base d'atomes de carbone et d'hydrogène), mélange dont la composition est susceptible de varier selon l'origine du pétrole.

Son pouvoir calorifique est de l'ordre de 10 000 kilocalories par kg , pour un densité qui est de l'ordre de 80% de celle de l'eau. Les autres hydrocarbures courants ont des pouvoirs calorifiques voisins, décroissant légèrement quand leur densité croît. Ainsi le butane a un pouvoir calorifique de 11 000 kilocalories par kg ; le méthane, le plus simple des hydrocarbures, a un pouvoir calorifique de 12 000 kilocalories par kg. À l'extrémité de la série, l'hydrogène a un pouvoir calorifique près de 3 fois plus élevé.

Tous ces carburants ont également à peu près la même températures de fin de combustion soit environ 2300°C , en supposant que tout l'oxygène de l'air (rappelons que la proportion d'oxygène dans l'air est d'environ de 23,2 %) et que tout le carburant soient brûlés. Dans ce cas, on dit que le mélange de combustion carburant-oxygène a une richesse égale à 1 ou qu'il est « stœchiométrique ». Dans la réalité, le mélange courant a une richesse inférieure et voisine de la valeur 1.

Une richesse supérieure à 1, correspondant à un « mélange riche », produirait des suies et des imbrûlés et un peu moins de calories qu'à la richesse de 1. Une richesse trop inférieure à 1, correspondant à un « mélange pauvre », n'apporterait pas suffisamment de calories, avec une température en fin de combustion qui baisserait vite avec la richesse.

Comme nous l'avons écrit précédemment, seule une partie de l'oxygène de l'air venant du compresseur est brûlée dans la chambre de combustion. Les gaz qui résultent de la combustion sont ensuite mélangés avec l'autre partie de l'air qui a contourné et refroidi le tube à flamme, pour donner un mélange chaud et homogène à l'entrée du distributeur de turbine.

L'utilisation d'autres carburants que le kérosène est à l'étude depuis plusieurs décennies. L'hydrogène, en particulier, offre presque 3 fois plus de calories que le kérosène par kilogramme de carburant. La principale difficulté que présenterait l'usage ce dernier est son volume de stockage et la nécessité d'avoir à le liquéfier. A noter que l'hydrogène est déjà utilisé sur les fusées, par exemple sur les moteurs d'ARIANE 4 et 5.

On peut aussi envisager d'utiliser d'autres sources de calories que la combustion air-carburant...mais là on entre presque dans le domaine de la science-fiction !

NOTA sur l'ensemble de ce chapitre : pour ceux qui souhaiteraient voir une présentation animée du fonctionnement des turboréacteurs, je recommande la visite du site Web de Snecma Moteurs « [sneema-moteurs .com](http://sneema-moteurs.com) ».

Chapitre IV

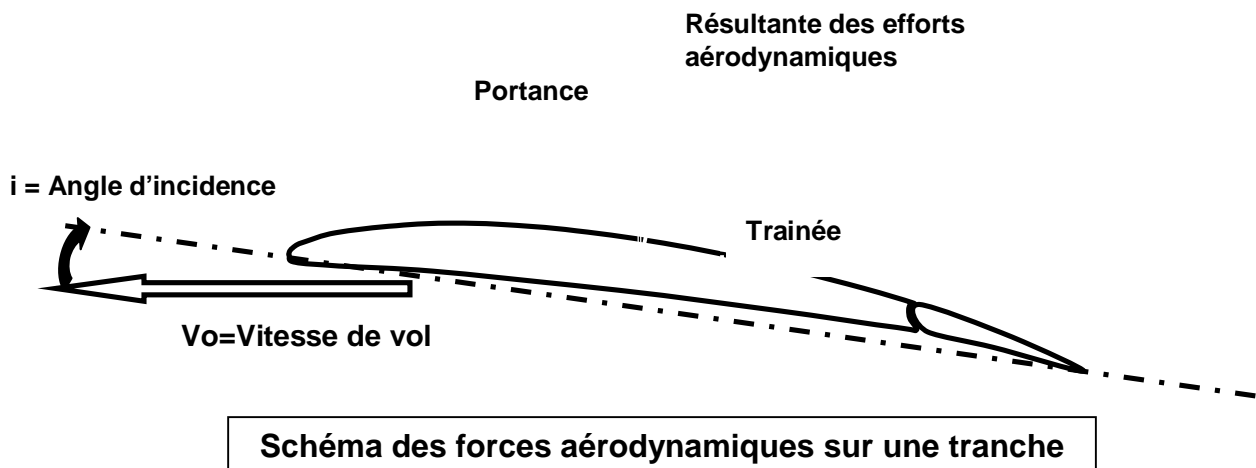
L'intégration du turboréacteur à l'avion

4.1 L'installation des turboréacteurs sur avion

Si un avion vole c'est grâce à la « portance », c'est à dire à la réaction dirigée de bas en haut que lui procurent les forces aérodynamiques exercées sur ses surfaces et surtout sur ses ailes, ces forces contrebalançant le poids de l'avion... Mais ceci n'est pas gratuit !

En effet, ces efforts aérodynamiques se traduisent toujours par une « traînée ». Cette traînée provient pour partie de la nature même de la portance aérodynamique, c'est la « traînée induite », à la quelle s'ajoute les pertes dues au frottement de l'air sur toutes les surfaces de l'avion. A noter que sur un avion supersonique, on aura en plus les pertes dues aux ondes de chocs.

Le schéma ci-dessous montre comment s'organisent ces forces représentées par des flèches. rouges.



Quelques précisions sur les notions de portance et de traînée :

La portance et la traînée d'un objet volant, respectivement perpendiculaire et parallèle à la vitesse de vol, sont proportionnelles :

- à la densité de l'air (ρ , plus l'air est dense mieux il porte, mais plus il freine),
- à une surface caractéristique de l'objet (pour la portance des ailes, c'est leur surface S),
- à un coefficient de portance ou de traînée (C_z ou C_x),
- à la moitié du carré de la vitesse de vol (V).

On pourra donc écrire :

$$\rightarrow \text{Portance} = \rho * S * C_z * V^2 / 2$$

$$\rightarrow \text{Trainée} = \rho * S * C_x * V^2 / 2$$

Le coefficient de portance aérodynamique augmente quand l' « angle d'incidence » (angle que font les ailes par rapport à la vitesse de l'avion) augmente... jusqu'au moment où l'aile « décroche » ; la portance chute alors brusquement. Le coefficient de traînée, quant à lui, augmente toujours et de plus en plus, avec l'incidence.

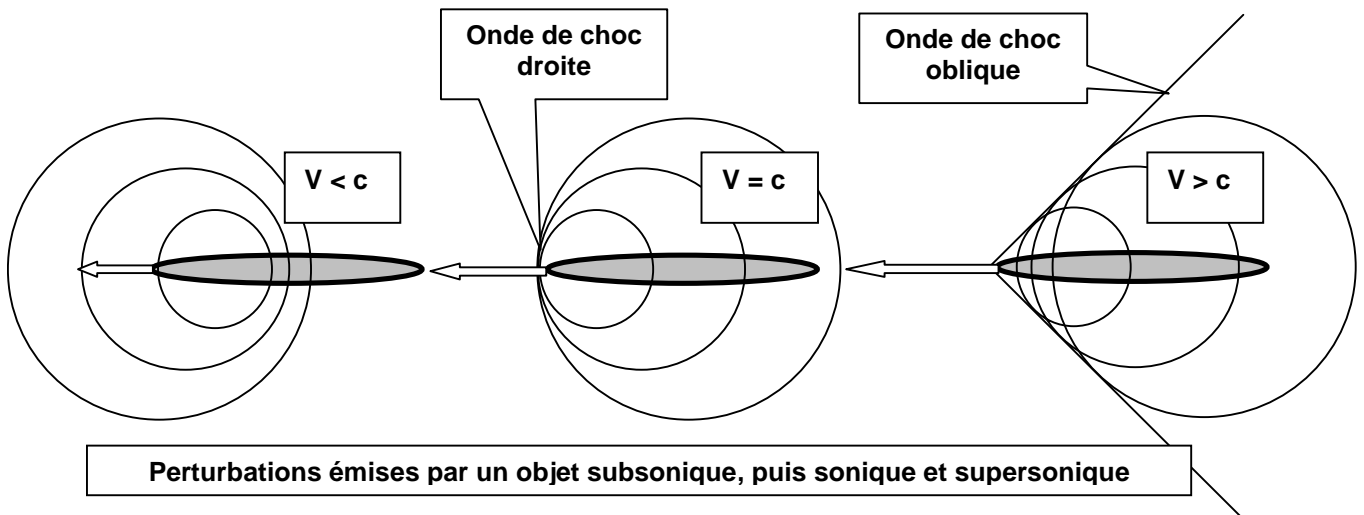
On appelle « finesse (aérodynamique) » d'un avion, le rapport C_z/C_x . Plus la finesse est grande et meilleures sont les capacités planantes de l'avion. L'idéal, qui n'est pas de notre monde, serait d'avoir une finesse infinie ce qui signifierait que le coefficient de traînée est nul et que l'on peut voler sans dépenser beaucoup d'énergie ! En fait, pour un avion de transport civil long courrier moderne, du type A340, cette finesse est voisine de 20 ; pour un avion de combat elle est inférieure à 5 alors que pour un planeur elle est de l'ordre de 50.

Les performances d'une aile dépendent aussi d'autres paramètres tels que son « allongement » et la forme de son « profil ». La résolution des équations des écoulements aérodynamiques avec l'apport de l'informatique ont permis d'approcher les performances maximales de ces ailes. Les « volets » mobiles insérés dans l'aile jouent un rôle important sur la portance et la traînée. En particulier ils contribuent à augmenter la portance de l'aile aux vitesses peu élevées. Les aérofreins eux, augmentent la traînée.

Ajoutons que lorsque l'avion vole à des vitesses de plus en plus élevées, des « ondes de chocs » apparaissent, d'abord localement jusqu'à concerner tout l'avion. Elles correspondent à l'accumulation sur un cône, des perturbations de type acoustique que tout objet volant communique au milieu ambiant, mais qui ne peuvent, par nature, se propager plus vite que le son.

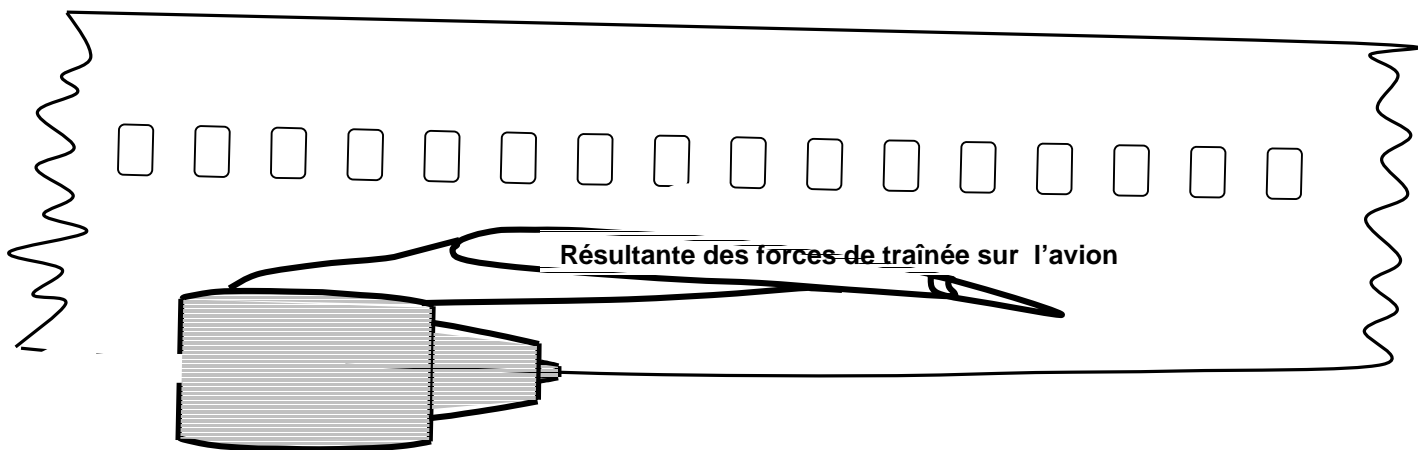
Ces ondes de choc viennent perturber la qualité des écoulements et la validité des équations propres aux régimes subsoniques. Lorsque la vitesse de vol est supersonique c'est tout l'avion qui est soumis à l'effet de ces ondes de choc. Mais cela aussi peut se résoudre mathématiquement.

Pour en savoir plus, je vous recommande de consulter les documents élaborés par Jean Delery, Président de la Commission Aérodynamique de l'AAAF. Ces documents sont également présentés dans le site Web de l'AAAF, section « jeunes ».



En résumé, pour que l'avion vole, il faut lui fournir:

- a) une (force de) portance qui contrebalance son poids ... et
- b) une (force de) poussée qui s'oppose aux forces de traînée, elles mêmes conséquences de la portance. Cette poussée devra être supérieure aux forces de traînée pour accélérer l'avion et pour lui faire prendre de l'altitude.



Réaction provenant de la poussée des moteurs

Poussée des moteurs et Traînée de l'avion

Les moteurs doivent être installés sur l'avion de telle sorte qu'ils lui fassent bénéficier d'un maximum de poussée, tout en perturbant au minimum la portance des ailes. De plus, leurs fixations doivent être totalement fiables tout en réduisant au maximum le transfert de vibrations (et de bruit) dans la cabine des passagers (cas des avions civils).

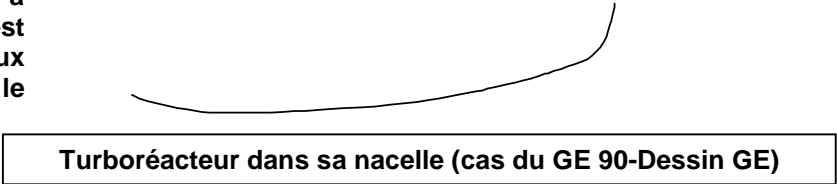
Sur un avion de transport civil subsonique, les turbo-réacteurs sont généralement installés sous les ailes ou le long du fuselage, à l'arrière de l'avion. On nomme « ensemble propulsif », l'ensemble formé par le turbo-réacteur associé à sa manche d'entrée d'air, ses tuyères et le carénage extérieur .

Sur les avions militaires et tout particulièrement sur les avions supersoniques, les moteurs sont très souvent noyés dans la structure afin de minimiser les traînées dues aux ondes de choc.

Sur Concorde , ils étaient installés par paire contre « l'intrados » (surface inférieure des ailes, l' « extrados » étant la surface supérieure).

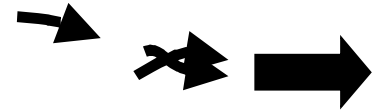
4.2 La nacelle

Dans le cas le plus fréquent, celui d'un turbo-réacteur à double-flux d'avion de transport civil subsonique, la nacelle est constituée de la manche d'entrée d'air, des tuyères d'éjection primaire et secondaire et du capotage extérieur. Les parois intérieures de la manche d'entrée sont presque toujours revêtues de traitements acoustiques destinés à réduire le bruit de soufflante. Il en est souvent de même du conduit du flux secondaire. Dans le conduit primaire le traitement est plutôt destiné à la réduction du bruit de turbines.



Turbo-réacteur dans sa nacelle (cas du GE 90-Dessin GE)

Dans le cas d'un moteur à flux mélangés, le conduit d'éjection de la nacelle peut être équipé d'un « mélangeur » qui a pour but d'améliorer le mélange des flux primaire et secondaire avant leur éjection, ceci afin d'optimiser la poussée globale.



Les inverseurs de jet que nous avons cités précédemment font également partie de la nacelle (voir § 3.2.7).

Schéma d'un mélangeur

Finalement, la qualité de la conception aérodynamique de la nacelle conditionne la bonne utilisation des performances du système propulsif. L'optimisation de l'installation du moteur sur l'avion est également essentielle pour tirer le meilleur parti de la poussée. Elle nécessite des calculs itératifs complets avec l'avionneur.

Dans les lignes qui précèdent nous avons surtout traité du cas des avions de transports civils, en général subsoniques. Revenons sur le cas des avions militaires. S'ils sont supersoniques, la présence du ou des moteur(s) ne doit pas trop augmenter la traînée. Nous avons vu que les moteurs militaires sont du type simple-flux, ou double-flux avec un très faible taux de dilution (débit d'air secondaire/débit d'air primaire). Ils ont, à même poussée, un maître couple (ou un diamètre extérieur) très inférieur à celui des moteurs civils. Ceci facilite leur installation sur avion. Le ou les moteur(s) sont en général très intégrés à la cellule. La configuration de la prise d'air, d'une part, et celle de la tuyère (voir § 3.2.6), d'autre part, jouent un rôle important sur l'optimisation des performances.

4.3 Les prélèvements d'air et de puissance

Toute l'énergie des turboréacteurs est-elle utilisée pour la poussée et donc pour le vol d'un avion?

Non : une partie de l'air du compresseur HP (ou du compresseur unique) est prélevée dans les derniers étages, là où la pression est la plus élevée, pour refroidir les parties chaudes du moteur. Dans ces parties chaudes il y a les aubages de turbines HP. Ceux-ci sont, comme nous l'avons vu, soumis à des températures très élevées. Aussi, bien qu'utilisant des matériaux « réfractaires », ils ne résisteraient pas longtemps à ces températures, températures élevées combinées à des efforts mécaniques importants (chiffrés en tonnes), s'ils n'étaient refroidis.

Mais ça ne s'arrête pas là ! De l'air est également prélevé pour alimenter la pressurisation de la cabine de l'avion (dans le cas des avions civils).

De plus, le moteur et l'avion ayant besoin de courant électrique, celui-ci est fourni par un générateur électrique qui est entraîné par l'arbre HP du moteur au moyen d'un jeu d'engrenages coniques. Cette énergie électrique est également parfois fournie par un moteur auxiliaire, sorte de petit turboréacteur, placé en général dans la queue de l'avion et dont la poussée est réduite au minimum afin d'utiliser au mieux son énergie pour entraîner un alternateur.

Au total, une vingtaine, voire plus, de % du débit d'air HP et quelques % de la puissance mécanique totale sont prélevés pour ces diverses servitudes. Ces valeurs sont toutefois très variables d'un type de moteur à un autre et d'un régime de fonctionnement à un autre. Il est à noter que l'air prélevé n'est pas entièrement perdu pour la poussée, une partie étant réintroduite dans le jet, mais avec des pertes de pression.

Chapitre V

Les matériaux, la conception mécanique et la fabrication des turboréacteurs

5.1 Les enjeux du turboréacteur

Pour passer des concepts décrits dans les chapitres précédents à la réalisation physique d'un turboréacteur il va falloir franchir plusieurs étapes, à savoir :

- le choix des différents matériaux,
- le dessin et le calcul mécanique de chacune des pièces qui le constitue,
- la fabrication de ces pièces ,
- l'assemblage de ces pièces pour réaliser les différents modules (compresseurs, chambre de combustion, turbines, etc...),
- le montage des modules pour constituer le moteur complet,
- le contrôle qualité des fabrications et du montage,
- les essais au banc pour vérifier que les performances requises seront bien obtenues.

Il faudra que le produit fini, c'est à dire le moteur, répondent aux spécifications contractuelles. Celles ci ont été définies de telle sorte qu'il soit :

- Efficace ; Un turboréacteur doit être capable de propulser l'avion qu'il équipe avec une charge marchande (ou d'emport) et le rayon d'action (distance franchissable) requis. Pour cela il doit fournir une gamme de poussée maximale pour un poids et une consommation minimale ;
- Très opérationnel, c'est à dire capable de fonctionner efficacement dans un vaste domaine de températures, de pressions ambiantes et de vitesses de vol. Ainsi, les moteurs des avions civils doivent être opérationnels jusqu'à plus 10.000 m d'altitude, ceux des avions militaires jusqu'à 20.000 m et plus. À ces altitudes les pressions ambiantes sont fortement réduites , respectivement : 1/4 de la pression atmosphérique et moins du 1/20ème à 20.000m ;
- Totalement fiable. Il doit être capable de fonctionner avec un taux de pannes inférieur à 1°/°, pendant plusieurs milliers d'heures sans révision, alors que ces pièces sont soumises à des contraintes importantes associées, pour les parties chaudes, à des températures très élevées (plus de 2000°C pour les plus chaudes). Ces contraintes sont d'autant plus pénalisantes que l'on cherche à alléger au maximum les turboréacteurs ce qui conduit à exercer les efforts sur moins de matière solide.
- Pour répondre aux besoins de protection de l'environnement, un turboréacteur, surtout civil, doit émettre le moins de polluants possible (oxydes de carbone, oxydes d'azote, fumées, hydrocarbures...). Il doit également faire le moins de bruit possible, tout particulièrement au voisinage des aéroports. Quant au bang sonique, il ne doit toucher aucune zone habitée. Des normes internationales ou locales fixent les niveaux des émissions polluantes et de bruit à ne pas dépasser.
- Enfin, son coût de production et d'exploitation (incluant l'entretien) devra être optimisé afin qu'il soit compétitif pour l'utilisateur et rentable pour le fabricant.

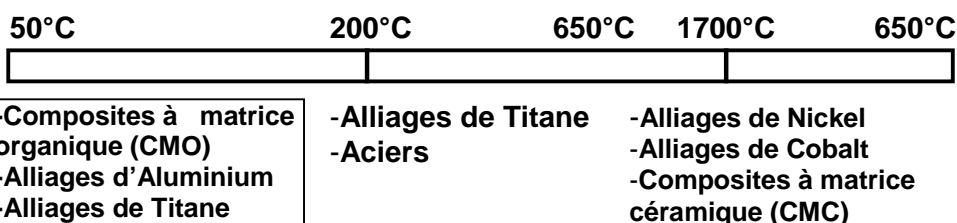
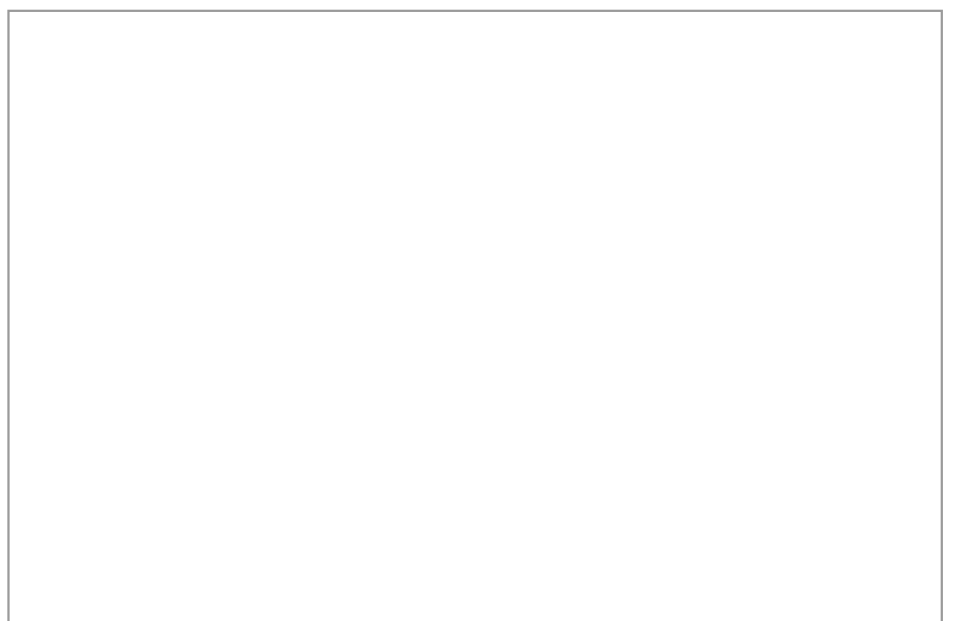
5.2 Les matériaux d'un turboréacteur

La nécessité d'obtenir le maximum de poussée et de résistance mécanique pour un minimum de masse (et un minimum de consommation de carburant) conduit à effectuer un choix judicieux des matériaux et un calcul poussé des structures fixes et mobiles du turboréacteur.

Le schéma ci-dessous donne une idée du choix des matériaux que l'on fait en commençant par les parties les plus froides du moteur et en passant par celles qui sont les plus chaudes.

Dans les parties froides, on choisit des matériaux tels que le titane ou bien des matériaux « composites à matrice organique » (CMO). Ces derniers sont constitués de fibres très résistantes, par exemple en carbone, qui sont noyées dans une matrice. Cette dernière fait office de liant répartissant les contraintes dans la pièce.

Dans les parties moyennement chaudes, on choisit des matériaux à base d'acier et de titane. L'utilisation de matériaux composites constitués, par exemple, de fibres en carbure de silicium noyées dans une matrice d'alliage de titane pourrait permettre, à l'avenir, de réaliser des pièces alliant résistance mécanique et légèreté (cas des anneaux aubagés monoblocs : « ANAM », pour les roues de compresseur).



Le choix des matériaux dans un turboréacteur (Ex. : CFM56 de CFMI)

Dans les parties encore plus chaudes , nous entrons dans le domaine des matériaux à base d'alliages de nickel et de cobalt. Les matériaux « composites à matrice céramique » (C M C) sont encore au début de leur carrière (pour les chambres de combustion, les volets de tuyères d'avions militaires, les mélangeurs d'avions civils...) mais leur avenir semble prometteur. Ils sont constitués de fibres très résistantes, par exemple du carbure de silicium, qui sont noyées dans une matrice, en général de même nature.

Sur les aubes de turbines HP, et particulièrement sur celles qui sont les plus proches de la sortie de chambre de combustion, les températures sont tellement élevées que même les matériaux métalliques les plus réfractaires ne sauraient résister longtemps. Les températures de parois des pièces peuvent atteindre 2000°C. La solution consiste alors à utiliser des systèmes de refroidissement par air. Cet air, relativement plus frais (environ 500°C), prélevé sur le compresseur HP, circule de diverses manières à l'intérieur des aubes et est émis en paroi, pour assurer un « pompage des calories ». Ces systèmes de refroidissement sont avantageusement combinés à l'utilisation de « barrières thermiques » sur les parois des aubes et également sur les parois de chambres de combustion. Ces barrières thermiques jouent le rôle de retardateur vis-à-vis du flux thermique provenant de l'air chaud et du rayonnement de la chambre.

5.3 La conception mécanique d'un turboréacteur

La conception mécanique des divers constituants d'un turboréacteur et leur assemblage est aussi importante que le choix des matériaux. Elle y est d'ailleurs étroitement liée.

Les outils de conception, c'est à dire les méthodes de calcul et les outils de dessin qui font très largement appel à l'informatique, doivent être très perfectionnés afin de permettre une utilisation optimale des matériaux avec des contraintes extrêmes. Celles ci comprennent des effets de traction, de compression, des effets thermiques, vibratoires et des phénomènes de fatigue. Les méthodes de calcul mécanique des turboréacteurs doivent prendre en compte tous ces aspects.

Le dessin des pièces d'un turboréacteur est une opération de grande précision et souvent complexe. Les formes doivent être déterminées afin d'utiliser au mieux un minimum de matière (métallique ou composite) tout en tenant compte des possibilités de fabrication, d'assemblage et de réparation. Celles ci devront être éprouvées et choisies parmi les plus économiques. C'est ainsi que l'on réalise de plus en plus des roues aubagées mobiles (aubes + disques) monoblocs où les aubes sont taillées dans le même bloc de métal que le disque qui les portent (DAM). On cherche à aller encore plus loin en remplaçant le disque volumineux par un simple anneau (ANAM). C'est possible mais à condition d'alléger les aubes et de renforcer l'anneau par l'utilisation de matériau « composite à matrice métallique » (CMM), comme indiqué dans le § 1.

Les contraintes ne sont pas seulement d'origine interne. Les moteurs doivent pouvoir résister à l'ingestion de corps étrangers et en particulier d'oiseaux de grande taille. Les aubes de soufflantes qui sont les premières touchées, sont conçues pour ne pas être détruites ou, du moins, pour ne pas entraîner la destruction du reste du moteur lors d'impacts importants.

Dans les parties chaudes, la force centrifuge des roues mobiles combinée à de fortes températures crée des contraintes très importantes et qui, de plus, sont « cycliques ». En effet, l'alternance de phases de démarrage, ralenti, plein gaz, vol de croisière, etc... entraîne des phénomènes de fatigue qui au bout de plusieurs milliers de cycles peuvent conduire à des ruptures de pièces. C'est ainsi qu'en tordant et détordant un morceau de fil de fer on arrive à le rompre sans l'usage de pince coupante. Sur les avions civils court-courrier, un cycle correspond à peu près à une heure de vol. Sur les avions long-courrier, ce sera environ 10 fois plus. Ainsi pour un grand nombre de pièces, ce sera plus le nombre de cycles que le nombre d'heures de vol qui conditionnera leur durée de vie.

5.4 La fabrication et le contrôle qualité du turboréacteur

La fabrication d'un turboréacteur est une affaire délicate. La précision recherchée est une précision horlogère. Pour de nombreuses pièces elle est de l'ordre de du 100ème de millimètre.

Tout commence par le production de liasses de plan désignées « liasses de série », qui décrivent toutes les pièces du turboréacteur. Ces liasses sont ensuite traitées par des services spécialisés pour définir les « gammes de fabrication ».

La fabrication proprement dite débute par des « bruts » traités en forge ou en fonderie. Les forges martèlent les pièces à partir de lingots d'alliages de titane, de fer ou de nickel, jusqu'à leur donner une forme proche de la forme finale. C'est le cas des aubes de fan ou de compresseur. L'utilisation de poudres compactées permet de réaliser des disques d'aubages très résistants en super-alliages de nickel, par « forgeage isotherme ».

En fonderie sont réalisées les aubes de turbines et certains carters. Les aubes de turbines destinées à fonctionner à très hautes températures font l'objet de procédés tout à fait particuliers (« solidification dirigée ») qui leur donnent des structures « mono-cristallines ». Ces structures leur confèrent des résistances améliorées aux températures extrêmes.

Pour les amener à la bonne dimension, ces pièces font l'objet d'usinage par enlèvement de matière. Cet usinage peut être effectué de façon conventionnelle ou à grande vitesse, à l'aide d'outils solides, de rayons laser ou autres.

Pour assembler des pièces fixes, voire mobiles, on fait appel à toutes les formes de soudage et de brasage. Bien sûr certaines pièces de dimensions importantes sont assemblées de façon mécanique, à l'aide de boulons, ou, pour les aubes sur les disques, par des attaches « males(aubes)-femelles(disques) » de formes spécifiques.

Les aubes mobiles de soufflantes et les volets de tuyères peuvent être réalisés par le formage de tôles d'alliage de titane ou de fer puis leur brasage par « diffusion », avec des renforts internes (cas des aubes de soufflantes réalisées par le procédé SPFDB). Les rotors de compresseurs sont souvent réalisés d'un seul tenant, aubes et disques, par usinage tridimensionnel. Ce sont des DAM (Disques Aubagés Monoblocs).

Pour les pièces en matériaux composites la fabrication s'imbrique dans la réalisation même du matériau. Pour les CMO (matrice organique), il faudra draper les fibres ou les tissus puis injecter la résine qui constitue la matrice organique, s'ils n'en sont pas déjà imprégnés. Il sont ensuite polymérisés ou durcis dans des fours. Pour les CMC (matrice céramique), l'imprégnation de résine est remplacée par des dépôts lents de céramiques dans des fours sous vide partiel. Dans les CMM, la matrice métallique est introduite par dépôt en phase vapeur ou par infiltration en voie liquide.

Certaines pièces comme les disques font, en fin de fabrication, l'objet de traitements. Il s'agit souvent de traitements thermiques, qui améliorent encore leurs propriétés mécaniques. Il peut s'agir aussi de traitement chimique ou par plasma, etc... Les barrières thermiques sur les aubes de turbines HP sont déposées de façon similaire.

Les machines utilisées sont le plus souvent des machines à commande numérique. Des programmes informatiques liés aux plans des pièces, commandent les différentes opérations d'usinage ou autre. Elles sont pilotées par des opérateurs qui interviennent tout particulièrement au moment de la préparation des pièces et des programmes ou en cas d'incident.

Il ne faut pas oublier que sur les turboréacteurs, il y a également des équipements électronique et informatiques pour lesquelles les méthodes de fabrication sont celles propres à ces techniques avec toutefois un souci aigu de la fiabilité.

Les pièces d'un turboréacteur sont assemblées par module « démontables » : compresseur HP, turbine HP, chambre de combustion, soufflante, compresseur BP, turbine BP, avec leurs arbres de transmission, bloc hydromécanique, etc...

On notera que les ensembles mobiles font l'objet d'une attention toute particulière. En raison des vitesses de rotation très élevées, tout déséquilibre ou balourd pourra être fatal au moteur. Pour les équilibrer de façon parfaite, les constituants, tels que les aubes, sont répartis en tenant compte de leur masse exacte.

Tous ces modules sont ensuite assemblés entre eux dans le montage final.

Forgeage, pressage

Fonderie

Usinage Grande Vitesse

**Soudage par friction
inertielle**

Soudage laser

Formage-brasage:SPF DB

Projection thermique

Quelques exemples de moyens de fabrication à Snecma Moteurs

Chacune des étapes que nous venons de citer fait l'objet d'opérations de « contrôle qualité », très performantes.

Il s'agira bien sûr de contrôler les dimensions des pièces mais également la bonne santé de la matière utilisée et la présence ou non de défauts résultant des opérations de fabrication. C'est ainsi qu'il est extrêmement important de pouvoir détecter la présence d'anomalies dans la structure de l'alliage ou du composite ou la présence de micro-fissures qui, à la longue, conduiront à la rupture des pièces.

**Contrôle dimensionnel
d'un aubage**

Beaucoup de ces opérations de contrôle qualité sont automatisées, mais le rôle de l'homme y reste fondamental. Elles font appel à de nombreuses techniques tant mécaniques, qu'optiques, qu'acoustiques, que chimiques, qu'électroniques, etc...largement assistées par ordinateur.

Une notion importante dans la fabrications des turboréacteur est celle de "série", c'est à dire du nombre de pièces de même type que l'on devra fabriquer. Dans l'industrie automobile on pourra être amené à fabriquer des centaines de milliers de moteurs identiques. Dans l'aéronautique, au contraire, on fabrique rarement plus de 10 000 moteurs identiques à raison de moins de 1 000 par an.

Il est une deuxième notion qui fait la différence avec l'industrie automobile ; il s'agit de la notion de durée. La durée de vie moyenne d'une automobile est de cinq à dix ans, celle d'un moteur d'avion est de vingt ans et plus. Mais cette différence dans la durée ne s'arrête pas là. Pour concevoir un moteur il faut plusieurs années et pour réaliser un moteur de série il faut près d'un an.

Avant d'être mise en service commercial, une nouvelle version d'un turboréacteur doit faire l'objet de nombreux essais, au point fixe et en vol, qui conduiront à la certification par des autorités nationales ou internationales. Le moteur ne pourra être autorisé à voler qu'après l'attribution d'un bon de vol. Pour un moteur militaire on parlera de qualification.

Par la suite, avant d'être livré, chaque moteur fabriqué devra être essayé dans un banc d'essais au sol afin de vérifier que ses performances sont bien conformes à celles du moteur certifié ou qualifié.

Chapitre VI

Quelques chiffres caractéristiques

6.1 Cas des turboréacteurs d'avions de transport civil subsoniques

La gamme de poussées des turboréacteurs:

Elle s'exprime en daN ou déca-Newton. Un daN est l'effort qu'il faut fournir pour soulever une masse de 1,02 kg à la surface de la terre.

La gamme de poussée des turboréacteur est très vaste ; la poussée maximale (au point fixe, au sol) va de ~160 daN pour le plus petit, le TRS18 de Microturbo, à ~40 000 daN pour le plus gros, le GE90-115B de GE.

Dans la gamme des moteurs équipant les avions de transports civils « mono-couloir » tels que les A320, les Boeing 737..., le plus puissant de la famille la plus célèbre, celle des CFM56 de CFMI (filiale 50/50 de Snecma Moteurs et de GE), a une poussée maximale de 15 100 daN.

Leur puissance:

Ce n'est pas une grandeur très utilisée (les motoristes et avionneurs préfèrent la poussée). Pour le plus gros des moteurs cités ci-dessus, elle est de l'ordre de 80 MégaWatt. Ceci représente environ 110 000 CV, 1000 fois plus qu'une automobile de tourisme de classe moyenne !

Leur masse :

Toujours pour le plus gros des turboréacteurs, cette masse est de l'ordre de 7 500 Kg, soit environ 50 fois plus élevée que celle du moteur d'une automobile moyenne.

Rapporté à sa masse, un turboréacteur est à peu près 20 fois plus puissant que celui d'une automobile.

Le débit d'air absorbé :

Pour le GE 90, il est de plus de 1500 kg par seconde soit plus de 1 100 000 litres par seconde. Ceci correspond à peu près à la respiration instantanée de 1 million d'êtres humains.

Ce moteur ne brûle toutefois que le 1/20 de l'oxygène qu'il absorbe, et il ne fonctionne pas en permanence, et encore moins au régime maximal.

La consommation en carburant :

Elle dépend avant tout de la poussée du moteur. Pour comparer les performances de moteurs entre eux, on utilise la notion de « consommation spécifique » qui s'exprime en Kg par daN de poussée et par heure. Pour les moteurs de dernière génération, elle varie assez peu d'un moteur à l'autre, soit autour de 0,55 en vol de croisière.

Pour le GE 90, en croisière toujours, la consommation effective de carburant est de plus de 3000 kg/h soit près de 4000 litres par heure. Cela représente environ 400 litres au 100km, soit environ 80 fois plus qu'une automobile économique.

Il ne faut toutefois pas perdre de vue que la consommation au décollage et en montée est beaucoup plus importante qu'en croisière. Finalement, sur un vol complet de ~10 000 km, un B777 qu'équipent 2 GE 90 consommera en moyenne de l'ordre de 1800 litres au 100km, pour environ 400 passagers avec leurs bagages, soit environ 5 litres aux 100 km par passager ; c'est à dire un peu moins qu'une voiture moyenne.

Pour 4 passagers, l'avantage peut revenir à l'automobile, mais celle-ci aura une vitesse moyenne dix fois plus faible. Sur les grandes distances c'est certainement l'avion à réaction qui l'emporte !

La fiabilité :

J'ai déjà cité cette notion fondamentale pour les moteurs d'avions. Elle conditionne la sécurité des personnes et des biens. C'est une notion statistique qui s'apprécie d'abord pour les divers constituants puis, globalement, au niveau du moteur. A ce niveau on utilise couramment le « taux d'arrêt moteur en vol » (IFSD : In Flight Shut Down).

La plupart des moteurs se situe à moins d'un arrêt pour 500 000 heures de vol, ou encore moins d'un arrêt pour 400 millions de km.

Pour en donner une représentation plus imagée, on pourrait dire qu'un turboréacteur moderne doit pouvoir faire plus de 2 allers et retours Terre- planète Mars (lorsqu'elle est à sa plus grande distance de la Terre), et ceci sans panne. Ce n'est bien entendu qu'une image, puisque comme vous le savez, un turboréacteur et un avion, ne peuvent pas voler dans le vide !

Le bruit :

A courte distance, un avion est manifestement bruyant. Ses moteurs sont une des sources de bruit principales, mais les ailes avec leurs volets et les trains d'atterrissage sont loin d'avoir une contribution négligeable dans certaines conditions de vol.

L'impact de l'aviation sur les nuisances sonores doit être toutefois relativisé. Globalement, les avions ne constituent pas la plus grande source de gêne acoustique. Dans l'Union Européenne, on estime qu'environ 40% de la population est exposée au bruit du trafic routier, 20% étant exposée à des niveaux excédant 65 dB(A). Moins de 10% de cette population est gênée par le bruit des avions. Ce chiffre est quand même beaucoup trop important, d'autant plus que la sensation de gêne est accrue par la répétition à longueur de journée de bruits intermittents de niveaux élevés. Ces bruits, qui sont souvent de fréquences très basses, sont mal atténués par l'effet de distance et par les murs des maisons modernes.

Des progrès très importants ont été accomplis depuis le début de l'ère des turboréacteurs civils, c'est à dire il y a plus de 50 ans. Des réductions supérieures à 10dB ont été constatées aussi bien au décollage, qu'au survol et à l'approche (atterrissage).

Une autre façon de mesurer la gêne consiste à déterminer la surface des zones autour des aéroports dans lesquelles les habitants sont soumis à des niveaux de bruit supérieurs à 85 dB (par exemple). Depuis une cinquantaine d'année, ces surfaces ont été divisées par plus de 7, tout cela malgré l'augmentation très importante du trafic aérien.

Les recherches qui sont menées actuellement et qui vont encore se poursuivre, devraient permettre d'obtenir des réductions de bruit du même ordre de grandeur dans les vingt ans à venir.

La pollution atmosphérique :

Dans les chapitres précédents, j'ai consacré quelques lignes aux émissions qui résultent de la combustion du kérosène dans les turboréacteurs. Ce problème d'émissions polluantes est important. Il est pris à bras le corps par les scientifiques et les industriels.

Il faut là aussi relativiser l'ampleur du rôle des avions.

Actuellement, la situation est la suivante :

- L'impact global de l'aviation sur ce problème crucial d'environnement est relativement faible.
- Le transport aérien participe à moins de 5% aux émissions polluantes au voisinage des zones habitées.
- Le gaz carbonique (CO₂) émis par le transport aérien ne contribue que pour 2 % à l'effet de serre autour du globe terrestre.
- L'impact des oxydes d'azote (NO_x) est non mesurable.
- L'effet des traînées de condensation (vapeur d'eau transformée en eau liquide et en glace) est sensible mais reste à préciser.
- Les spécialistes estiment que l'éruption majeure d'un volcan, comme il s'en produit tous les 2 ou 3 ans, génère autant d'émissions que toute la flotte des avions en service dans le monde pendant une année.

Mais ce « peu » en matière de pollution, c'est encore trop ! Il ne faut pas baisser la garde. Les recherches menées doivent conduire et conduiront à des progrès très importants. Au cours des 50 dernières années, les émissions ont été globalement réduites de 50% (chiffre bien entendu variable suivant les espèces de « polluant »: oxydes de carbone, oxydes d'azote, etc...), grâce aux nouvelles technologies et grâce à une réduction de plus de 50% des consommations spécifiques. D'ici le milieu de ce siècle, ces émissions devraient être réduites à nouveau d'autant.

6.2 Cas du moteur OLYMPUS 593 de Concorde

Poussée maximale: 16 900 daN au point fixe au sol avec réchauffe, 14 300 sans réchauffe, 44 460 à Mach 2 à 16 130 m d'altitude.

Consommation spécifique de carburant: 0,9 au point fixe au sol sans réchauffe, 1,21 à Mach 2, à 16 130 m d'altitude. C'est plus de 2 fois plus que pour un avion subsonique, mais pour une vitesse 2 à 2,5 fois plus élevée .

Bruit: C'est un des gros handicaps de l'avion supersonique. Il y a le bruit des moteurs dont les jets sont très rapides (leur bruit varie à, environ, la puissance 8 de leur vitesse) ; mais il y a aussi les ondes de choc de l'avion qui le suivent comme un vaste sillage dès qu'il vole à vitesse supersonique.

Emissions polluantes: la situation est comparable à celle des avions subsoniques à deux aspects près : ils consomment plus et volent plus haut...mais ils sont beaucoup moins nombreux.

Si un nouvel avion supersonique civil devait voir le jour, son bruit et ses émissions conditionneraient son avenir commercial.

6.3 Cas des turboréacteurs d'avions de combat

La gamme de poussées est moins large que pour les moteurs d'avions civils subsoniques. Un des moteurs les plus puissant, le F119 de Pratt & Whitney destiné au JSF(Joint Strike Fighter) a une poussée de 9 800 daN au point fixe au sol, sans réchauffe et de 15 600 daN avec réchauffe.

Le M88 de Snecma Moteurs qui équipe le Rafale a des poussées qui, dans les mêmes conditions, sont respectivement de 5 000 et 7 500 daN.

Les autres paramètres de ces moteurs varient beaucoup selon les conditions de vol.

D'un moteur à l'autre les consommations spécifiques varient de plus de 2 à moins de 0,6 par daN et par heure selon qu'on utilise ou non la réchauffe.

Annexe 1

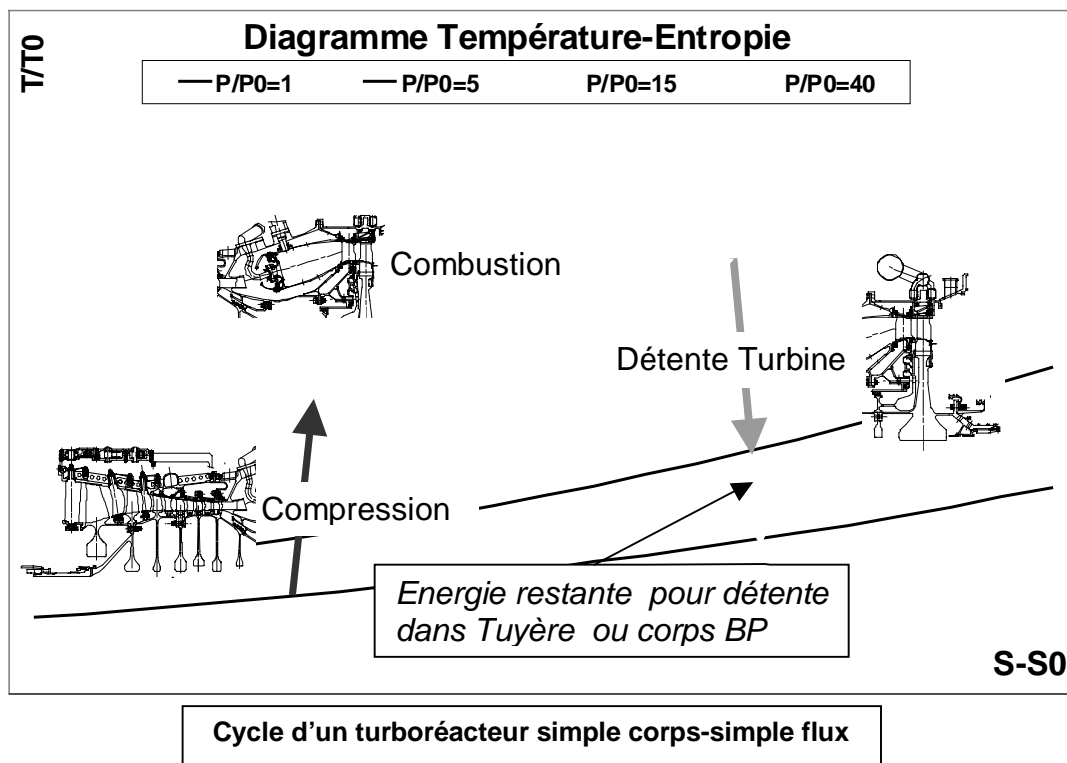
La thermodynamique du Turboréacteur

Jusqu'à présent je n'ai évoqué des sciences physiques que les branches de la mécanique et de l'aérodynamique. Il est une autre branche de la physique qui explique le fonctionnement interne du turboréacteur : il s'agit de la « thermodynamique ». Elle s'intéresse à la transformation en mouvement et en poussée de l'énergie calorifique apportée dans le moteur.

Comme pour tous les moteurs, le fonctionnement du turboréacteur peut être représenté en termes de « cycle ». Comme le moteur à explosion des automobiles, ce cycle comporte une phase de compression, puis une phase de combustion et une phase de détente dans laquelle on récupère de l'énergie pour la locomotion. Toutefois, à la différence du moteur à explosion dont ces phases se produisent dans le même lieu (le cylindre) et de façon successive dans le temps, le turboréacteur les enchaîne en continu mais dans des organes différents : le compresseur, puis la chambre de combustion puis la détente dans la turbine et dans la tuyère.

Cette représentation se fait de façon pratique dans un diagramme « Température-Entropie », comportant la température en ordonnée et « l'entropie » en abscisse (voir schéma ci-après). La température (T) est caractéristique de l'énergie reçue ou fournie, l'entropie (S) dont on ne mesure que les variations, est caractéristique de la chaleur reçue et des pertes, transformées en chaleur. Souvent, au lieu d'utiliser la température, on préfère utiliser « l'enthalpie » (H) qui est directement égale à l'énergie ($H = C_p \cdot T$, avec C_p =chaleur spécifique à pression constante valant ~ 1000 en système d'unité standard MKSA).

La température en question est une température « absolue », exprimée en degrés « Kelvin ($^{\circ}K$) » et qui est égale à la température classique, exprimée en degrés « Celsius », à laquelle on ajoute 273° . La température de 0° absolu est une valeur asymptotique, jamais atteinte.



L'entropie est une notion un peu plus abstraite. C'est une « fonction d'état » d'un système dont on ne manipule que la variation. La variation d'entropie instantanée, si elle est « réversible », est égale à la quantité de chaleur reçue ou fournie (dQ_s), divisée par la température de la source (T_s) soit $dS = dQ_s/T_s$. Si elle n'est pas réversible, elle est supérieure à cette quantité, l'écart correspondant aux pertes.

Dans la nature, tous les phénomènes réels connus voient toujours leur entropie croître. Ainsi, on ne récupère jamais plus d'énergie qu'on n'en transforme. Le rapport entre les deux (énergie transformée / énergie fournie) est le rendement de la transformation, toujours inférieur à 1.

Une représentation graphique du cycle d'un turboréacteur simple corps-simple flux est fournie sur le diagramme « température-entropie » ci-dessous.

La compression (flèche bleue ↗), incluant l'admission d'air fait passer d'une pression ambiante (« isobare » $P/P_0=1$) à une autre, de pression plus élevée mais aussi de température plus élevée (ici, $P/P_0=40$).

La combustion (flèche rouge →) se fait à pression constante le long de cette isobare. La température augmente d'une quantité correspondant à l'énergie calorifique apportée par cette combustion. Cette énergie est aussi liée à la variation d'entropie, en abscisse.

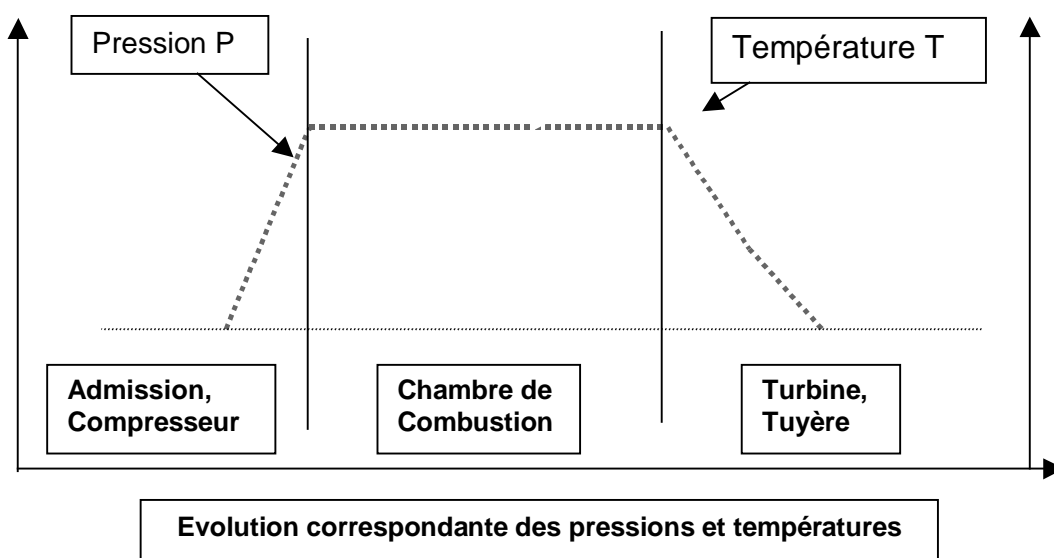
La détente dans la turbine (flèche verte ↘) qui doit fournir l'énergie de compression amène le fluide à une pression intermédiaire (ici, $P/P_0=5$). La variation de température entre l'entrée et la sortie de turbine est égale, au pertes de transmission près, à celle de la compression.

Comme l'isobare sur laquelle aboutit cette détente a une pression supérieure à celle de la pression de départ, il reste de l'énergie pour une détente dans la tuyère (flèche fuschia ↘) qui donnera la poussée.

Sur un turboréacteur double-flux, double-corps, une grande partie de cette énergie pourra être utilisée pour entraîner la soufflante, via une turbine BP.

On notera que si les compressions et détente se faisaient sans perte, ce qui n'a jamais lieu dans la réalité, les portions de courbes les représentant dans le diagramme T-S seraient verticales. L'écart par rapport à la verticale, c'est à dire l'augmentation d'entropie, correspond à ces pertes.

L'évolution des pressions et températures (« statiques », c-a-d comme mesurées par un observateur lié à l'écoulement) rencontrée dans ce type de cycle, avec les trois phases : compression, combustion et détente, est schématisée sur le graphique ci-dessous.

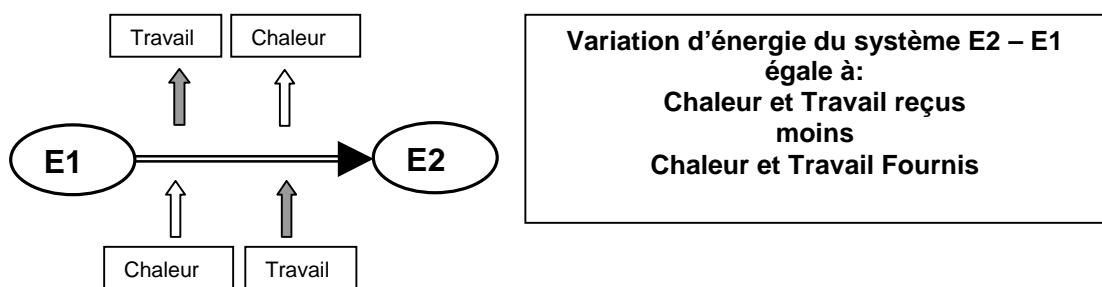


Le fonctionnement du turboréacteur obéit aux différents principes de la thermodynamique qui sont rappelés ci-après :

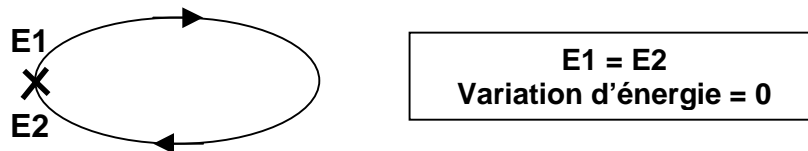
Premier principe : C'est le principe de la « conservation de l'énergie ». Considérons un système qui effectue un cycle fermé, c'est à dire qui revient à son état initial après avoir échangé des travaux et de la chaleur avec l'extérieur, sa masse de fluide restant constante (il conserve les mêmes atomes). Le premier principe dit que la somme de ces quantités de travail et de chaleur échangées est nulle, les quantités reçues étant de signe opposé aux quantités données.

Si le cycle n'est pas fermé la somme des échanges de travail et de chaleur ne dépend que de l'état final et de l'état initial, c'est à dire du point de départ et du point d'arrivée quelque soit le chemin suivi pour y arriver. Cette somme s'appelle l'énergie du système.

Les deux cas sont illustrés ci-dessous, à savoir : cycle ouvert et cycle fermé.



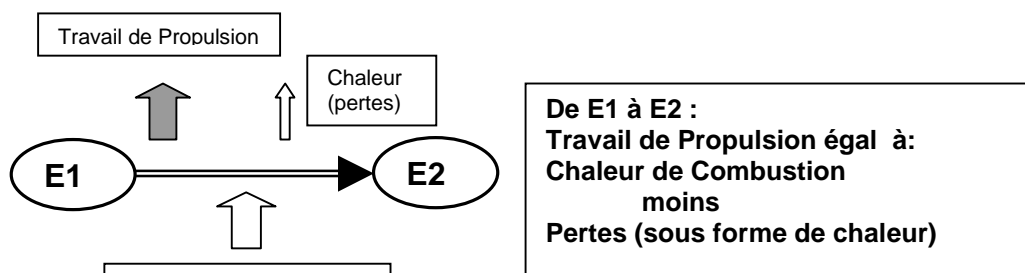
Premier principe : Cycle ouvert



Premier principe : Cycle fermé

Deuxième principe : une machine qui évolue dans un cycle et qui n'échange de la chaleur qu'avec une seule source extérieure ne peut pas fournir de travail. Elle ne peut être qu'un frein.

Le corollaire de ce principe est que pour fournir du travail, cette machine doit absorber de la chaleur mais aussi en restituer une partie. Ainsi le turboréacteur brûle du carburant pour sa propulsion mais rejette aussi des gaz chauds.



Deuxième principe

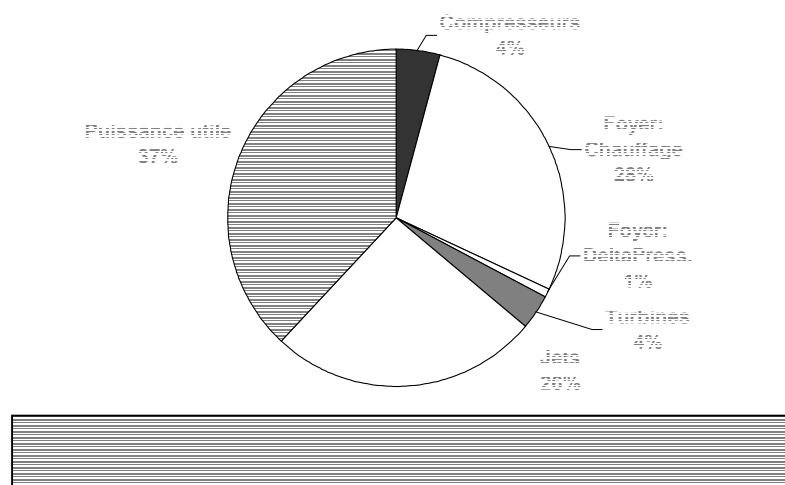
En fait, ces schémas sont surtout représentatifs du fonctionnement d'un moteur à explosion pour lequel on peut considérer qu'on agit sur des volumes d'air physiquement délimités par chaque cylindre. Sur un turboréacteur, le fonctionnement est quasi continu, mais on peut imaginer une masse d'air, par exemple sur une seconde, qui entre avec l'énergie E1 et ressort avec l'énergie E2. Elle reçoit au passage une certaine quantité de chaleur et du travail de compression et fournit du travail de détente et de propulsion avec des pertes (en partie, sous forme de chaleur).

Dans le premier diagramme « T/T0, S-S0 » ci-dessus, les phases de compression et de détente se font en principe sans échange de chaleur, donc à variation d'entropie nulle. Dans une situation idéale, les segments de courbes qui les représentent devraient donc être verticaux. Mais en réalité, il se produit des pertes sous forme de frottements et de chaleur donc, à chaque fois, une petite augmentation d'entropie, ce qui conduit aux formes de courbes représentées. On dit que les transformations en question sont « adiabatiques - non réversibles » ou « polytropiques ». Ceci est cohérent avec le 2^{ème} principe : en effet, le travail de propulsion s'accompagne de chaleur reçue (combustion) et de chaleur fournie (pertes). Le cas idéal correspondrait à des transformations « adiabatiques-réversibles ». On les nomme transformations « isentropiques » (variation d'entropie nulle).

On notera que le cycle de transformation perd également des calories dans l'apport de chaleur dans le foyer et dans l'éjection d'un jet chaud. De plus, si l'on considère, non pas le bilan thermodynamique du cycle de transformation, mais le bilan global qui est le bilan thermopropulsif, nous devons prendre en compte la perte d'énergie cinétique dans le jet. Si le rendement thermodynamique est donc toujours inférieur à 1, le rendement thermopropulsif qui est le produit du précédent par le rendement propulsif, sera encore plus faible. Comme nous l'avons vu au chapitre 2, il le sera d'autant moins que la vitesse de jet sera élevée, pour une vitesse de vol donnée. Pour un double-flux moderne, le rendement propulsif est de l'ordre de 0,8. Le rendement thermodynamique dépend du rapport de pression et des températures. Ce dernier étant en général inférieur à 0,4, le rendement théorique global excèdera difficilement 0,3 à 0,35 ! D'où les idées futuristes de cycles avec échangeurs pour essayer d'améliorer ces rendements...

Le graphe ci-dessous donne un exemple de l'origine des pertes thermodynamiques théoriques dans un turboréacteur. A ces pertes s'ajoutent, bien sûr, celle de l'énergie résiduelle du jet et celles provenant de tous les prélèvements d'air et de puissance dont nous avons parlé dans les chapitres précédents qui enlèvent encore au moins une dizaine de % au rendement global.

Les graphes de la page suivante donnent des ordres de grandeur des 3 types de rendements (rendement Thermo-Propulsif = rendement Thermique * rendement Propulsif) :



Rendements de différents types de moteurs d'avions à turbines

Annexe 2

Les vitesses d'écoulement dans les aubages

Les vitesses d'écoulement d'air dans les aubages peuvent se représenter par des vecteurs . Dans les aubes mobiles, ils se combinent de telle sorte que :

- la vitesse dans un repère « absolue liée au moteur » est égale à :
- la vitesse relative à l'aubage..... à laquelle on ajoute :
- la vitesse d'entraînement mécanique (vitesse de rotation).

Les schémas ci-dessous montrent comment se déterminent, en première approche, les vitesses sur une coupe d'étage de compresseur, d'une part, et sur une coupe d'étage de turbine, d'autre part.

Pour le compresseur : on voit bien l'accélération de vitesses (avec déviation) à la sortie de l'aubage mobile et le ralentissement dans le redresseur.

Pour la turbine : on voit bien l'accélération de vitesses (avec déviation) à la sortie de l'aubage fixe et le ralentissement dans l'aubage mobile .

