

CHAPITRE I

*DÉFINITIONS ET CARACTÉRISTIQUES GÉNÉRALES
DES SYSTÈMES PROPULSIFS*

I.1- NOTION DE PROPULSION

Les moteurs propulsifs (ou à réaction) reposent sur le principe de la réaction découvert par *Héron d'Alexandrie* au premier siècle avant notre ère, et formulé par *Newton* au XVII^e siècle: à chaque action correspond une réaction d'égale intensité, mais dirigée dans la direction opposée. Les réacteurs ne sont donc que des dispositifs destinés à éjecter des gaz à grande vitesse, de manière à ce qu'il en résulte une "poussée" qui se transmet à l'avion et le force à se déplacer dans le sens inverse de la direction suivant laquelle elle est exercée. Le mécanisme de propulsion n'exige pas l'air ambiant comme milieu mais il implique la présence d'au moins deux corps. En effet, pour les véhicules terrestres la réaction (effet propulsif) est exercée par un appui fixe qui est le sol. Tandis que pour les véhicules spatiaux la réaction est due à un appui mobile qui est l'air ambiant et gaz éjectés dans le cas des avions, et uniquement les gaz éjectés dans le cas des fusées dans l'espace (vide).

La propulsion entraîne donc un transfert de quantité de mouvement entre les deux corps. Pour éclaircir ce point, on considère le cas d'un avion en vol horizontal et uniforme. La 2^{ème} loi de Newton nous donne:

$$\sum \mathbf{F}_{\text{ext}} = m \boldsymbol{\gamma} = \mathbf{0}$$

Ainsi, la composante horizontale de la force résultante appliquée sur l'avion est nulle. Aussi, il est clair que pour propulser l'avion on doit vaincre la traînée (résistance qu'oppose le mouvement d'un corps dans l'air). Un des moyens d'annuler l'effet de la traînée est de monter une hélice sur l'avion. La force produite par l'hélice est suffisante pour compenser l'effet de cette résistance et pousser l'avion en amont (fig.I.1).

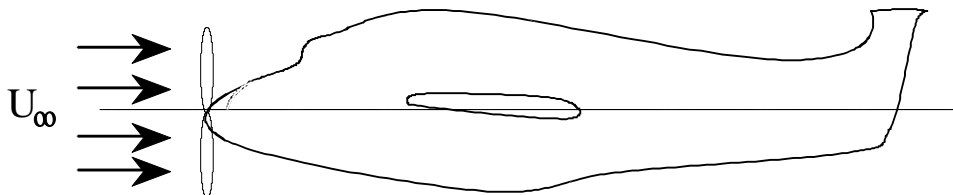


Figure I.1- Propulsion par hélice.

L'hélice peut développer la force précédente en attribuant une quantité de mouvement à l'air ambiant qui entoure le système. Par conséquent la condition d'uniformité du mouvement implique que les variations de la quantité de mouvement horizontales, dues à la poussée de l'hélice et aux forces de traînée, doivent être égales et opposées.

Donc bien que l'air soit perturbé par le passage de l'avion, sa quantité de mouvement est restée constante. Ceci est illustré par l'exemple de la figure (I.2) ci-dessous:

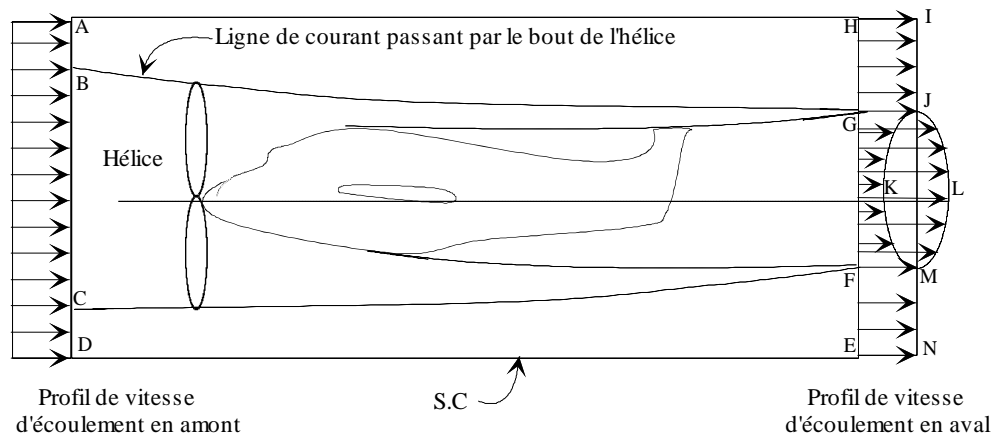


Figure 1.2- Illustration de la conservation de quantité de mouvement avant et après le passage de l'avion.

En considérant la surface de contrôle (S.C) le profil de la vitesse qui est uniforme en amont de l'écoulement devient déformé en aval à cause:

- du montage de l'hélice sur l'avion et sa communication au fluide une quantité de mouvement, d'où l'excès de la vitesse dans l'intervalle GF (schématisé par l'arc JLM);
- de la résistance de l'air (due à la forme de l'avion et les frottement sur la surface extérieure) qui provoque un déficit de vitesse dans un intervalle qui est approximativement égal à GF (schématisé par l'arc JKM).

Donc, à titre d'illustration, on voit que les deux déformations précédentes se compensent et la quantité de mouvement est conservée avant et après le passage de l'avion.

Nous allons maintenant définir les différents systèmes de propulsion:

1.2- DIFFÉRENTS TYPES DE MOTEURS À RÉACTION

1.2.1- MOTEUR À PISTON

Ces moteurs sont toujours utilisés dans les avions légers et dans le domaine des puissances relativement faibles (150 - 400 ch). Ils sont économiquement moins chers (coût de construction et consommation de carburant) et leur entretien est facile.

L'hélice est entraînée par un moteur à piston. Elle comporte, selon les cas, de 2 à 5 pales dont la section est identique à celle d'une aile d'avion. Lorsque le moteur tourne, il entraîne l'hélice qui "se visse dans l'air" et aspire une grande masse d'air à l'avant et le refoule vers l'arrière.

Dans ce type de moteurs, les quatre temps classiques - admission, compression, explosion, échappement - se déroulent l'un après l'autre en un même lieu, le cylindre, dont le volume et les orifices de communication varient au cours du cycle.

Ces moteurs sont plus puissants et plus légers que leurs analogues terrestres. Par conséquent, les épaisseurs des parois et les dimensions des pièces sont réduites et les matériaux de construction sont des alliages et d'autres métaux spéciaux.

I.2.2- MOTEUR FUSÉE

C'est le moteur le plus simple et le plus rapide (pour des vitesses > 1500 km/h). Les gaz de combustion sont éjectés à grande vitesse par la tuyère (fig.I.3). Son avantage est de pouvoir fonctionner indifféremment dans l'atmosphère et dans l'espace (vide), puisqu'il emporte avec lui le comburant et le carburant nécessaires à la génération des gaz.

Pour tous les autres types de moteurs à réaction, c'est l'air qui joue le rôle de comburant, ce qui permet de n'emporter que le carburant (du kérosène en général) à bord de l'engin.

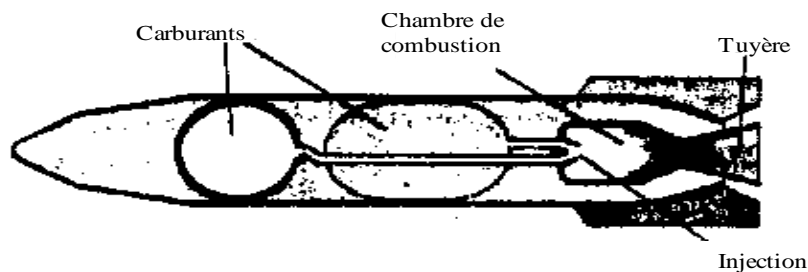


Figure I.3- Moteur fusée.

I.2.3- STATORÉACTEUR

Ce moteur (fig.I.4) ne peut fonctionner avec le système air + carburant qu'au-dessus de 1000 km/h (ce qui oblige d'adjoindre à l'avion un autre moteur pour atteindre la vitesse nécessaire au fonctionnement du statoréacteur). Le statoréacteur est plus léger que les autres moteurs puisqu'il est dépourvu du turbocompresseur. Aussi, l'effet des contraintes liées à la résistance thermique des aubes des turbines disparaît. Un tel type de moteur est particulièrement bien adapté aux vitesses hypersoniques, ou il concurrence (dans l'atmosphère) le moteur fusée, si une vitesse élevée lui garantit une pression d'air suffisante.

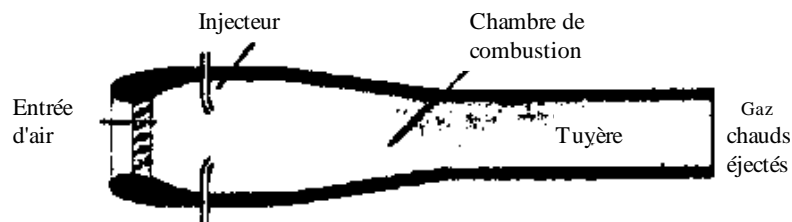


Figure I.4- Statoréacteur.

I.2.4- PULSORÉACTEUR

Lorsqu'on veut voler à des vitesses subsoniques avec un statoréacteur, la pression de l'air à l'arrivée de la chambre de combustion n'est plus suffisante. Aussi, les chercheurs ont

imaginé de fermer séquentiellement l'entrée d'air, pour n'admettre que des "bouffées", afin d'assurer, momentanément du moins, la pression nécessaire à la combustion du carburant. Ils avaient inventé le pulsoréacteur (fig.1.5). Toutefois ce dernier présente le même désavantage que le statoréacteur, à savoir qu'il ne peut fonctionner qu'à partir d'une certaine vitesse. Aussi, son rendement est faible, il présente des vibrations et son niveau de bruit est assez élevé.

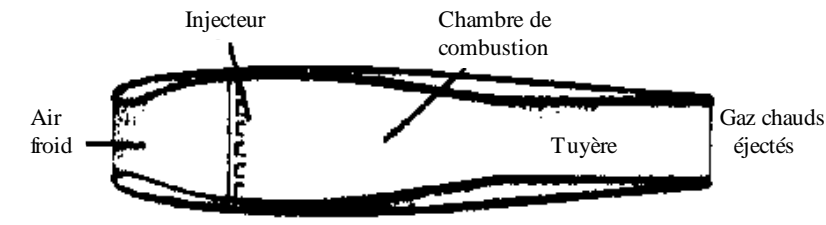


Figure 1.5- Pulsoréacteur.

1.2.5- TURBOMOTEUR PROPULSIF

L'ensemble comprend un compresseur, souvent du type axial, une chambre de combustion et une turbine, montée sur le même arbre que celui du compresseur, qui assure la détente des gaz brûlés. Ces derniers étant à haute température peuvent être utilisés pour reproduire la puissance d'une façon directe (tuyère) ou indirecte (hélice, autres systèmes mécaniques).

Ces types de moteurs peuvent produire une poussée suffisante pour le décollage des avions. Leur cycle thermodynamique est modifié, spécialement à haute altitude, à cause, d'une part, de l'air ambiant qui devient très froid; et d'autre part, de l'augmentation du rapport global de compression (la pression dynamique à l'entrée ne garde plus sa valeur terrestre).

Cette catégorie de moteurs se subdivise en deux parties: les turbomoteurs de propulsion terrestre et aéronautique.

1.2.6- TURBOMOTEUR DE PROPULSION TERRESTRE

Il comprend les mêmes éléments principaux (compresseur, chambre de combustion et turbine) et son rôle est d'entraîner les véhicules terrestres (voitures, bateaux); ainsi certaines modifications sont introduites pour satisfaire des spécifications particulières. Par exemple, dans le cas des voitures, le compresseur axial est remplacé par un compresseur centrifuge afin de réduire le volume du système propulsif (fig.I.6).

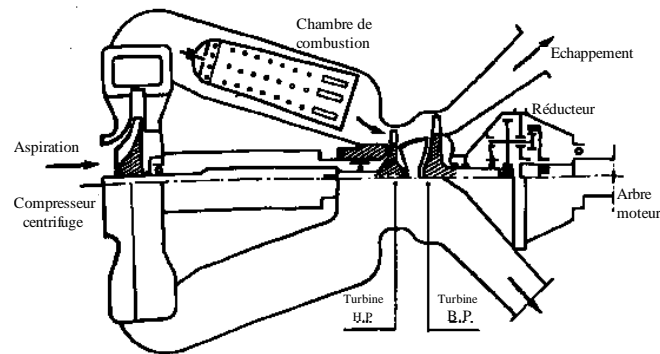


Figure I.6- Turbomoteur pour voiture.

I.2.7- TURBOMOTEUR DE PROPULSION AÉRONAUTIQUE

On trouve aussi les trois éléments principaux mentionnés ci-dessus et en plus une tuyère qui produit directement la poussée en détendant les gaz chauds. Il y a plusieurs versions de ces systèmes propulsifs, on distingue :

I.2.8- TURBORÉACTEUR

Pour résoudre le problème du statoréacteur (de même que le pulsoréacteur) les chercheurs ont imaginé d'autres types de moteurs capables de créer eux-mêmes une pression d'air suffisante, grâce à un compresseur animé par une turbine, elle-même actionnée par le flux de gaz brûlés éjectés par la tuyère. C'est le principe bien connu du turboréacteur (fig.I.7), valable pour des vitesses comprises entre 600 et 2200 km/h.

Après une détente partielle dans la turbine, les gaz éjectés achèvent de se détendre lors de leur éjection (et non échappement) par la tuyère, libérant ainsi l'énergie de pression qui détermine la poussée du moteur.

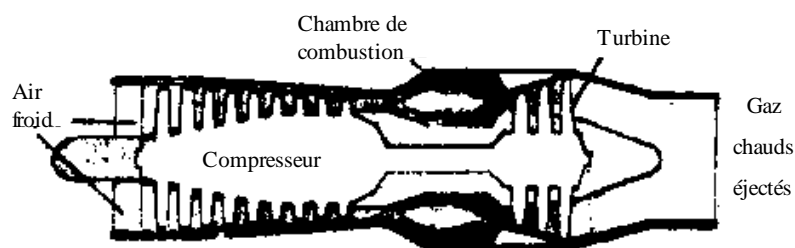


Figure I.7- Turboréacteur.

I.2.9- TURBORÉACTEUR À DOUBLE FLUX

C'est une variante du turboréacteur très répandue dans le monde. Dans ce cas le compresseur est scindé en deux éléments : l'élément haute pression, qui alimente la chambre de combustion, et l'élément basse pression, qui envoie de l'air se mélanger directement dans la

tuyère aux gaz de combustion (fig.I.8). L'élément basse pression ("corps froid", par opposition au "corps chaud" qui est le reste du réacteur) est un compresseur de grand diamètre, autrement dit une "soufflante" qui entoure le réacteur. Cette disposition augmente le rendement, lequel est d'autant meilleur que le "taux de dilution" (rapport quantité air froid / air chaud) est plus élevé, et ce jusqu'à un optimum.

Le double flux convient aux nombres de Mach de vol modérés (≈ 0.8) et permet à la fois une baisse de la consommation de carburant et une réduction du bruit.

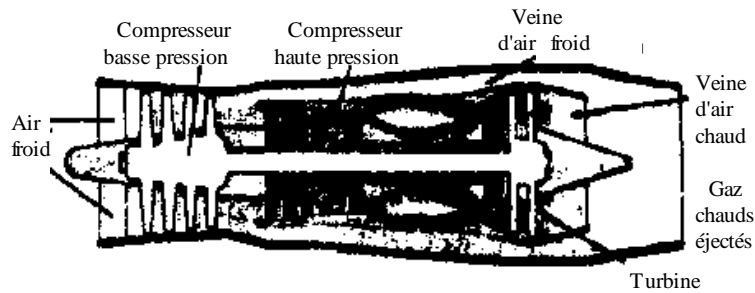


Figure I.8- Turboréacteur à double flux.

I.2.10- TURBORÉACTEUR À DOUBLE CORPS

Pour augmenter le taux de compression du compresseur, il est pratiquement impossible d'augmenter le nombre d'étages au-delà d'une douzaine (pour des raisons aérodynamiques, le taux de compression des derniers étages est faible). Ce moteur est alors constitué de deux compresseurs axiaux dans le prolongement l'un de l'autre mais tournant à des vitesses différentes. Chacun est entraîné par une turbine particulière, les deux turbines étant coaxiales (fig.I.9).

Une telle solution s'impose si l'on veut obtenir des rapports de compression élevés avec des rendements acceptables à tous les régimes.

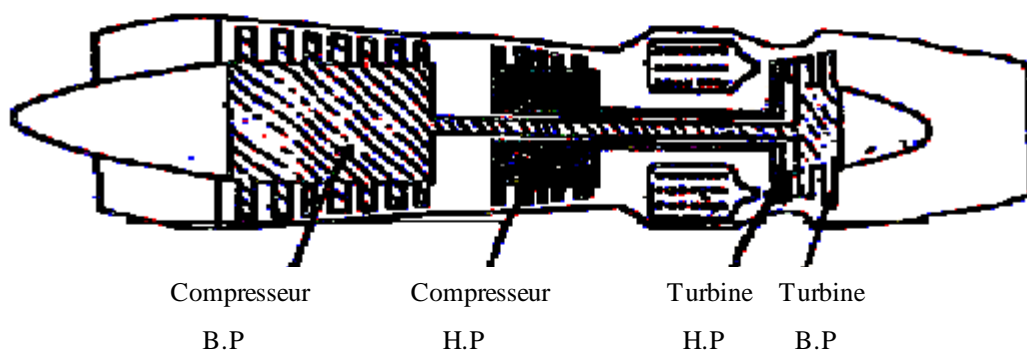


Figure I.9- Turboréacteur à double corps.

I.2.11- TURBORÉACTEUR À DOUBLE FLUX AVEC POST-COMBUSTION

Ce type de turboréacteur est généralement utilisé dans les avions militaires. On a cherché à obtenir une poussée supplémentaire, même pour une durée relativement courte, afin d'améliorer le décollage et permettre une accélération de l'avion pendant l'utilisation. Les gaz sortant de la turbine contiennent encore de l'oxygène, il est donc possible d'injecter à nouveau du combustible et de le faire brûler de façon à augmenter la vitesse d'éjection et par suite la poussée dans cette partie de la tuyère (fig.I.10). On peut atteindre de hautes températures (jusqu'à 1700°).

La post-combustion peut fournir de 30 à 40 % de la poussée totale avec une tuyère un peu plus allongée, mais au prix d'une consommation très élevée, pouvant atteindre 5 fois celle du réacteur sans réchauffe. Elle doit donc n'être utilisée que pendant un temps très court, ne dépassant pas quelques minutes.

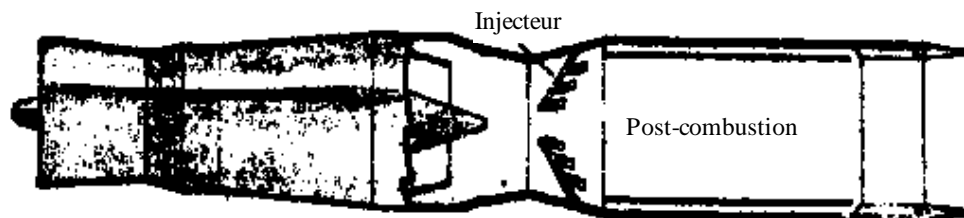


Figure I.10- Turboréacteur à double flux avec post-combustion (réchauffe).

I.2.12- TURBOPROPULSEUR

Jusqu'ici, dans tous les types de moteurs de propulsion aéronautiques cités, l'énergie de propulsion tenait essentiellement à la poussée fournie par les gaz éjectés. Mais on peut aussi récupérer la plus grande partie de l'énergie de la turbine pour actionner une hélice ou un rotor: c'est le cas du turbopropulseur (fig.I.11 et I.12), fonctionnant pour des vitesses de l'ordre de 480 à 640 km/h et des puissances dépassant les 500 ch.

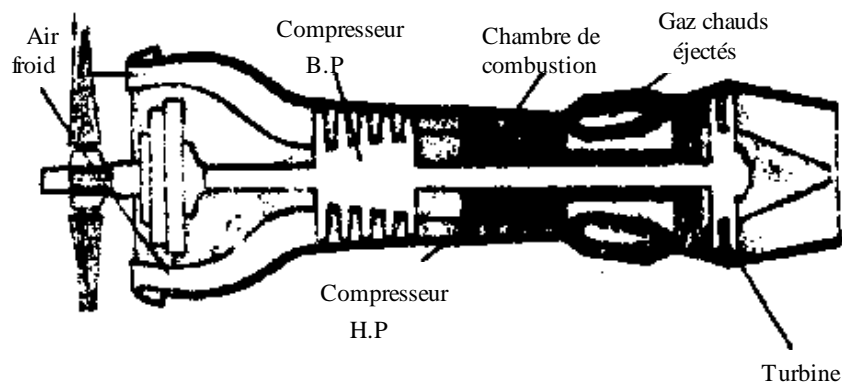


Figure I.11- Turbopropulseur.

Ainsi le turbopropulseur transforme l'énergie calorifique d'un combustible (généralement le kérosène) en majeure partie en énergie mécanique et la partie restante utilisable est transformée en énergie cinétique. L'énergie mécanique assure la rotation d'une hélice qui crée la traction, l'énergie cinétique restante est utilisée sous forme d'une poussée additionnelle. Dans ce cas, on dit que le turbopropulseur réunit (en quelque sorte) le mode de propulsion du moteur à piston et celui du moteur à réaction. L'hélice est dotée d'un réducteur de vitesse sur l'arbre du compresseur dont la vitesse surpasse plusieurs fois celle de l'hélice car cette dernière ne peut pas excéder une vitesse de rotation plus élevée. En effet, au dessus d'un nombre de Mach de vol de 0.5, le rendement de l'hélice s'effondre, car l'extrémité des pales dissipe l'énergie recue sous forme d'ondes de choc tous azimuts.

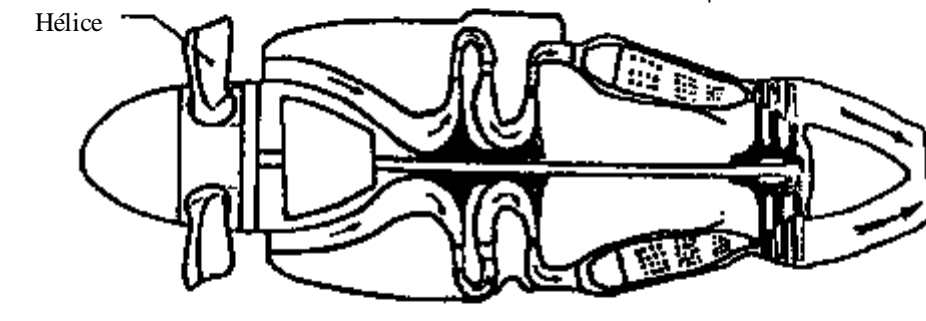


Figure I.12- Turbopropulseur avec compresseur centrifuge.