9 - LES INSTRUMENTS DE BORD :

Rôle des instruments de bord :

Les instruments sont chargés de renseigner l'équipage de conduite sur les valeurs des paramètres indispensables au pilotage et à la sécurité des vols.

Bien que chaque avion possède un tableau de bord qui lui soit propre, on retrouve certaines constantes et groupe d'instruments imposés par la réglementation.

On définit trois grandes familles d'instruments :

- les instruments de conduite, position de l'avion dans son espace.
- les instruments moteur, surveillance, contrôle , conduite et réglages moteur(s)
- les instruments de navigation et de radio communication,

Anémomètre | Horizon artificiel | Altimètre

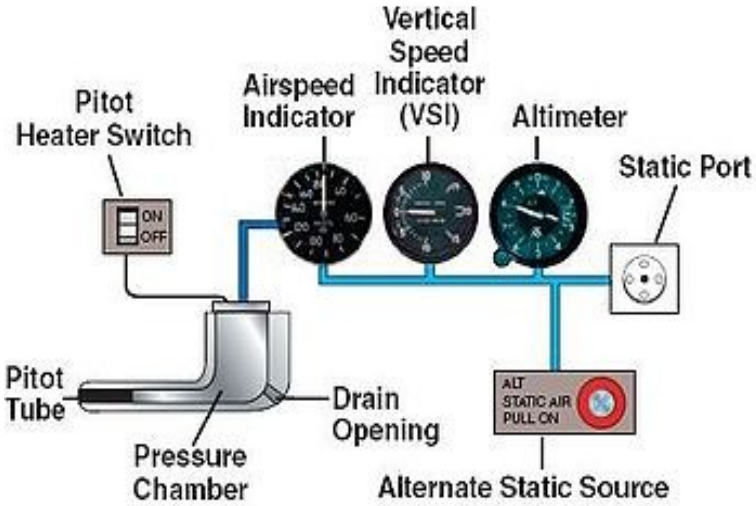
Indicateur de virage | Variomètre

Autre avion autre tableau de bord :

9.1 - INSTRUMENTS ANEMOBAROMETRIQUES :

Un système pitot-statique est un système d'instruments de mesure de la pression, qui est le plus souvent utilisé en aéronautique afin de déterminer la vitesse, l'altitude et le taux de montée ou de descente d'un aéronef en vol. Un tel système comprend habituellement un tube de pitot, une ou plusieurs prise statique, ainsi que les instruments qui leur sont reliés, tel l'**anémomètre**, l'**altimètre** et le **variomètre**. Le système pitot-statique sert à mesurer les éléments dont dépendent les forces qui agissent sur un aéronef, comme la densité, la pression et la viscosité du fluide dans lequel évolue ledit aéronef. Les systèmes d'avionique avancé, comme l'ordinateur de données de vol (Air Data Computer) et l'enregistreur de données de vol (Flight Data Recorder) sont également reliés au système pitot-statique.

Une obstruction, partielle ou complète, du tube de Pitot (entre autres par de la glace), de la prise statique ou toute fuite dans le système, engendre une modification du fonctionnement des instruments, qui indiquent alors une fausse lecture, ce qui est extrêmement dangereux étant donné que ces instruments sont nécessaires au vol, et essentiels au vol aux instruments.



9.2 - L'ANÉMOMÈTRE :(ou Badin)

9.2.1 - Histoire :

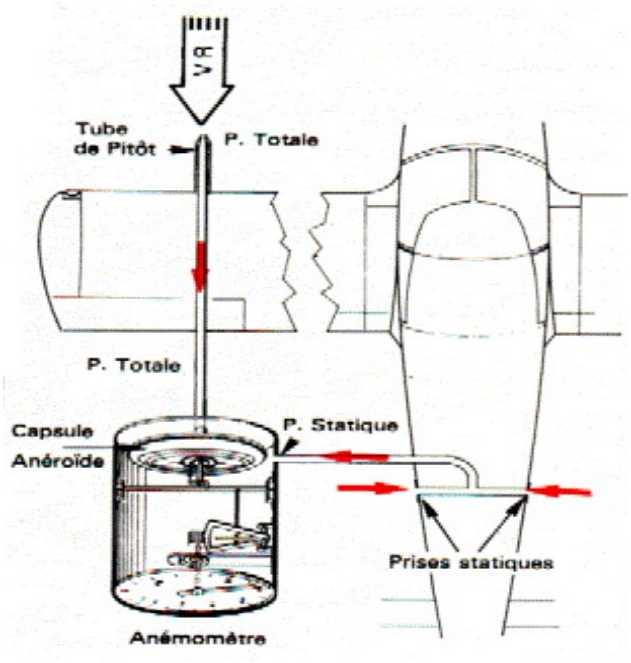
Le tube de Pitot doit son nom au physicien français Henri Pitot (1695-1771) qui fut le premier en 1732 à proposer une "machine pour mesurer la vitesse des eaux courantes et le sillage des vaisseaux". Le concept est repris et amélioré par Henry Darcy puis par Ludwig Prandtl qui pense à utiliser le tube dans une canalisation pour mesurer les vitesses locales d'écoulement des fluides. En aéronautique il est, du point de vue technologique, le successeur du système Etévé.

Raoul Badin (1879-1963) est l'inventeur en 1911 de l'instrument de mesure qui porte son nom, le « badin », permettant de mesurer la vitesse d'un avion par rapport à l'air dans lequel il évolue et de faire du pilotage sans visibilité (PSV) de manière contrôlée. Cet instrument est devenu obligatoire dès 1923 à bord des avions de transport civils.

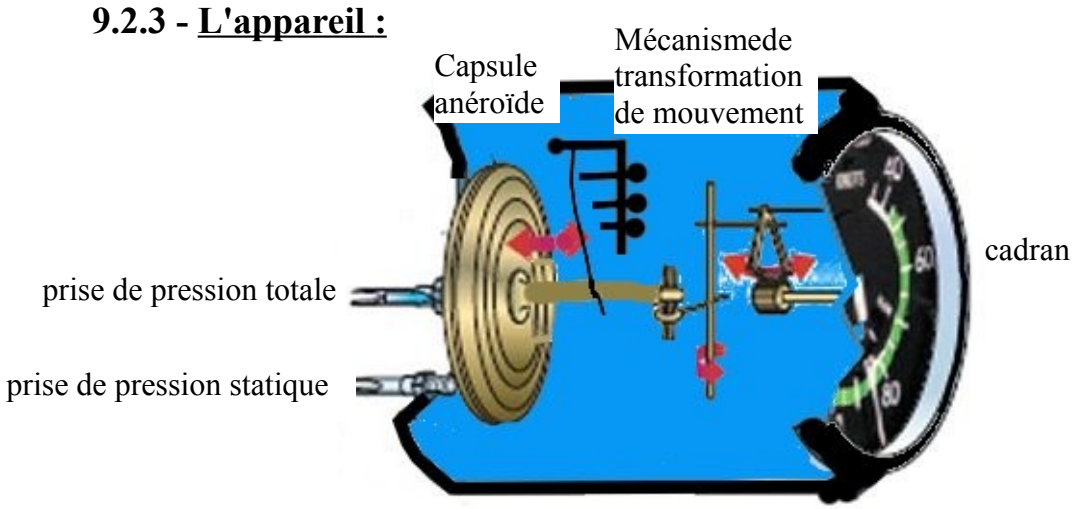
9.2.2 - Généralités :

La connaissance de la vitesse est indispensable au pilote pour gérer au mieux son **pilotage** car les forces aérodynamiques qui caractérisent le vol sont en relation directe avec **la vitesse**.
De plus, le pilote doit connaître sa vitesse pour assurer sa **navigation** : en effet la distance parcourue est proportionnelle à la vitesse tenue.**(D = V. t)**

Il mesure un écart entre **la pression totale** de l'air en avant de l'avion (tube de pitot ou antenne anémométrique) et **la pression statique** mesurée sur les prises de pression statique. Une capsule anéroïde vidée d'air se déforme plus ou moins en fonction de cet écart, et un dispositif mécanique relié à cette capsule fait tourner l'aiguille indicatrice.



9.2.3 - L'appareil :



9.2.4 - Rôle :

La différence entre ces pressions donne la vitesse air de laquelle on peut déduire la vitesse sol, ces deux paramètres étant des informations primordiales pour le pilote qui en a besoin pour calculer son déplacement dans l'espace (navigation) et la consommation de son véhicule. Ceci résulte du théorème Bernoulli, en négligeant le terme z pour avoir une relation directe entre la vitesse et la pression dynamique $P_s - P_s$ qui se mesure avec un capteur de pression ou un simple manomètre.

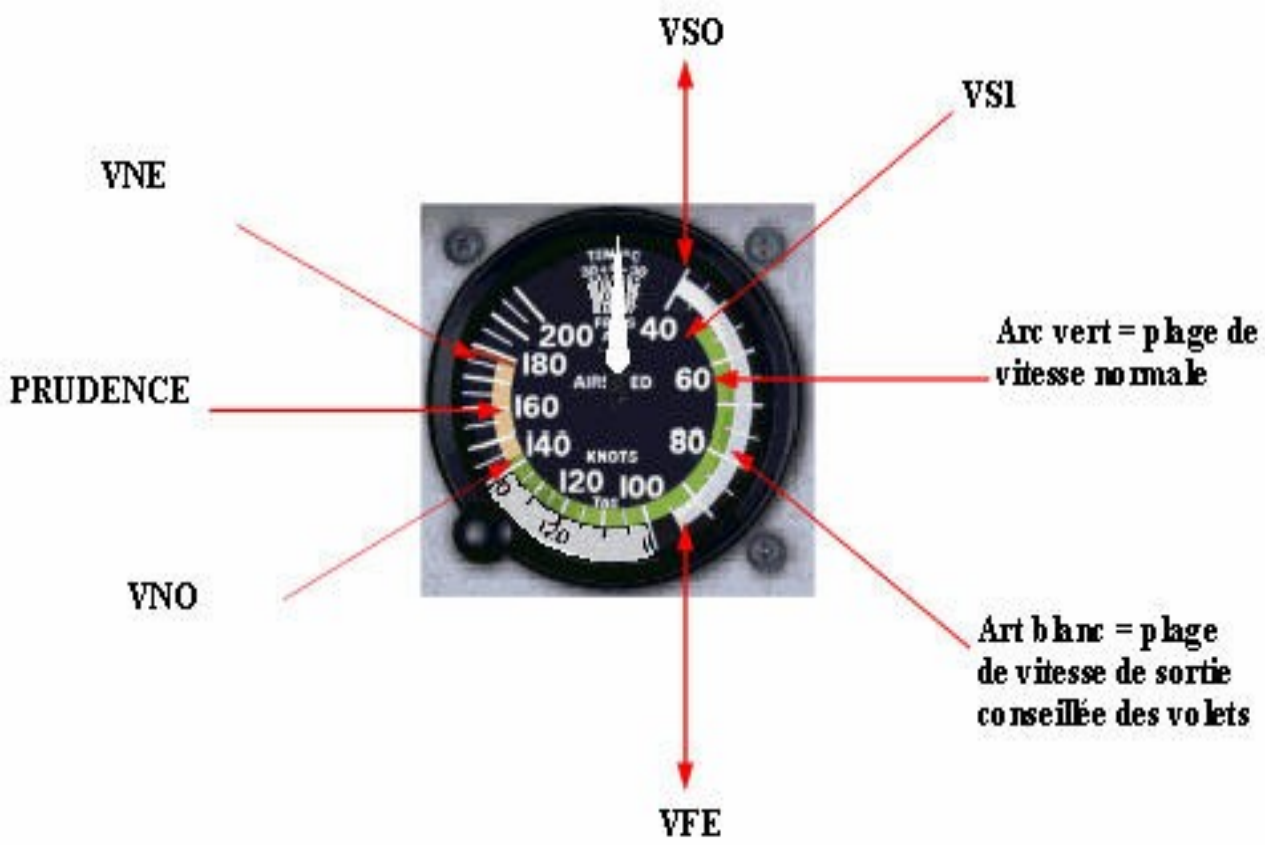
$$\boxed{\frac{1}{2}\rho V^2 + P_s = 0 + P_t}, \text{ d'où } \boxed{V = \sqrt{\frac{2(P_t - P_s)}{\rho}}}$$

dans laquelle :

V : vitesse du déplacement (ou du vent) [m/s]
P_s : Pression ambiante (statique) mesurée orthogonalement [Pa]
P_t : Pression totale (dynamique + statique) mesurée tangentiellement [Pa]
ρ : Masse volumique du fluide [kg/m^3]

Il indique aux erreurs prés, **la vitesse du vent relatif, c'est à dire la vitesse de déplacement de l'avion par rapport à la masse d'air.**
On appelle « **VI** » , la vitesse indiquée en **Kt (noeud)** ou éventuellement en **Km/h**. (1 Kt = 1,852 Km/h) On appelle « **Vv** », la vitesse vraie de l'aéronef : **Vv = Vi + erreurs**. La vitesse propre « **Vp** » est la composante horizontale de la vitesse vraie, Vv.

9.2.5 - Lecture du cadran (les vitesses remarquables) :



Les vitesses remarquables:

VS0 :vitesse de décrochage, volets et trains sortis (VS = Velocity Stall)
VS1 :vitesse de décrochage en lisse
VFE :vitesse maximale volets sortis (Velocity Flaps Extented)
VNO :vitesse normale maximale en opération (Velocity Normal Operations)
VNE :vitesse à ne jamais dépasser (Velocity Never Exceed)
VLE :vitesse maximale train sorti (Velocity Landing gear Extented)

Délimitations des arcs de couleurs :

Arc blanc : plage d'utilisation des volets
Arc vert : plage de vitesses d'utilisation en lisse (hypersustentateurs rentrés)
Arc jaune : plage utilisable en atmosphère calme
Arc rouge : vitesses à ne jamais dépasser

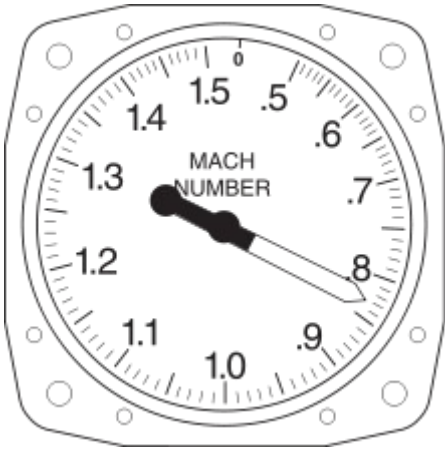
Pour naviguer, on souhaite connaître la vitesse par rapport au sol. Il faut donc ajouter la vitesse de l'air par rapport au sol (vitesse et direction du vent) et corriger l'effet de l'altitude et de la température (vitesse corrigée).

En effet, cet instrument est étalonné en usine pour une pression de 1013,25 hPa et une température de 15°C. Dans ce cas il indiquera une vitesse correcte, dans les autres cas il faut appliquer une correction de 1 % par tranche de 600ft .(ou 1% pour 200 m). *Soit pour Z 6000 ft, pour une Vi = Vp au niveau de la mer de 100 Kt , Vp = 110 Kt. À 6 000 ft et Vp = 120 Kt à 12 000 ft.*

Pour les avions volant à des vitesses proches de celle du son et au-delà, d'autres lois sont applicables et, donc, d'autres instruments :

9.2.6 - Le machmètre.

Le **machmètre** mesure le rapport entre la vitesse de l'avion et la vitesse du son. Cette information est utile en vol subsonique pour éviter de pénétrer dans le domaine de vol transsonique et en vol supersonique.



Voler en limite de mach, par exemple à M 0.84 pour un avion donné, permet de ne pas dépasser les limites structurales de l'aéronef quelles que soient les conditions d'environnement.
La vitesse du son dans l'air n'est pas une constante.

Le mach ou nombre de Mach est le rapport entre la vitesse d'un objet dans un certain milieu et la vitesse du son dans ce milieu. Dans l'air, en atmosphère normale et à 0 °C, mach 1 correspond environ à 1 190 km/h.

Cette vitesse est celle à laquelle se propage tout ébranlement de l'air, qu'il soit périodique (son musical) ou non périodique (bruit). Elle n'est pas fonction de la pression atmosphérique, mais, comme elle est liée à l'agitation moléculaire, elle dépend de la température : 340 m/s (soit 1224 km/h) à 15°C et 1270 km/h à 40°C, mais 1190 km/h à 0°C et seulement 1060 km/h à - 56°C, température qui règne dans la stratosphère à 11 000m.

Une formule permet de calculer la vitesse du son en m/s dans l'air :

$$\boxed{\mathbf{V\ (m/s) = 20{,}1\sqrt{T°K}\ (Température\ absolue)}}$$

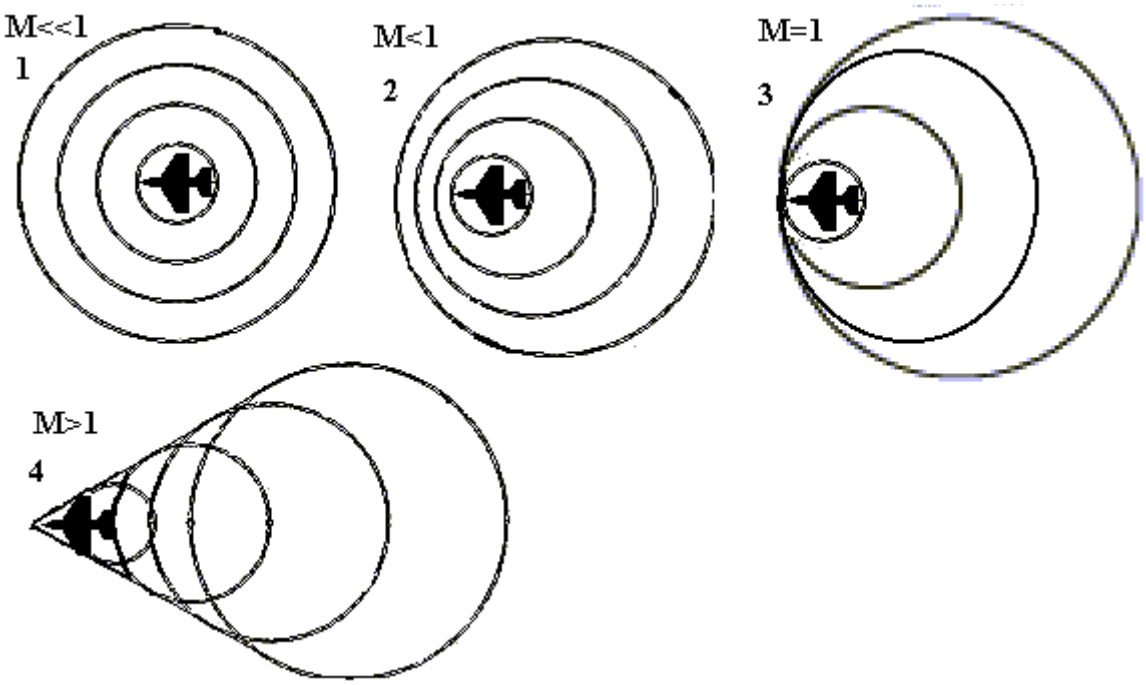
9.2.6.1Cône de Mach :

Lorsqu'un avion se déplace dans l'air, il génère des ondes de pression qui s'éloignent de lui comme les ronds dans l'eau autour d'un point de chute.

Au fur et à mesure que l'avion accélère, les ondes qui se déplacent dans le même sens que lui (vers l'avant), ont de plus en plus de mal à le distancer.

Arrivé à la vitesse du son (Mach 1), elle ne peuvent plus le distancer du tout (l'un comme l'autre se déplace à la même vitesse).

Si les ondes, qui partent vers l'avant, ne peuvent plus se détacher du nez de l'avion, elles vont s'accumuler au fur et à mesure qu'elles seront produites. En s'accumulant, elles formeront non plus une simple onde de pression, mais une onde de choc où la pression sera brutalement plus forte, et que nous ressentirons jusqu'au sol sous la forme d'un "bang".



Sur ce dessin, les ondes de pression s'éloignant dans toute les directions, façon "ronds dans l'eau" lorsque l'avion vole à une vitesse TRÈS inférieure à celle du son; ensuite, ces mêmes ondes un peu "poursuivies" quand l'avion va plus vite.

Lorsque l'avion atteint Mach1, il les "rattrape" et elles ne peuvent plus s'échapper devant lui (3). En (4), il les laisse derrière car il est plus rapide.

Lorsque la vitesse devient supersonique, le décalage progressif entre chaque cercle donne à l'ensemble l'aspect d'un cône (représenté, ici par les tangentes commune aux cercles).

Ce cône est appelé :"**cône de mach**", il est l'unique endroit où l'on peut entendre le "**bang**". Rien n'est perçu ni hors du cône ni même dans le cône, juste sur le cône lui même. En particulier, le pilote N'ENTEND RIEN! en effet, il n'est pas SUR le cône, il est DEDANS.

Un avion volant à vitesse supersonique produit une onde de choc juste devant lui ET une deuxième onde de choc juste derrière lui !

Si l'avion vole en supersonique pendant 1000 km, sur tout son parcours,les gens entendent les uns après les autres le double " bang ".

Pourquoi double bang ? Il est entendu successivement les 2 ondes de choc (celle de l'avant et celle de l'arrière). Elles se suivent de la longueur approximative de l'avion.

9.3-L'ALTIMÈTRE :

L'altimètre ne mesure pas directement une altitude, mais une pression (une pression est égale à une force sur une surface) : c'est un baromètre c'est-à dire un instrument servant à mesurer la pression de l'atmosphère. Celle-ci décroissant avec l'altitude (avec l'altitude, la pression, mais aussi la température et l'humidité de l'air diminuent), il suffit donc de comparer la pression régnant à l'extérieur de l'avion avec une pression donnée, la pression correspondant au niveau de la mer étant de 1 013,25 hectopascals (hPa).

Équipé d'un cadran, l'altimètre convertit cette différence de pression en une altitude exprimé en pieds à l'aide d'une correspondance pression-altitude par rapport à une référence choisie par le pilote : niveau de la mer, du sol ou calage 1013,25.

Un altimètre est donc un baromètre gradué en pieds (parfois en mètres pour les planeurs) : il enregistre la pression à l'extérieure de l'avion (pression atmosphérique) et la restitue sur un cadran gradué (généralement en pieds), en fonction de la décroissance de la pression avec l'altitude.

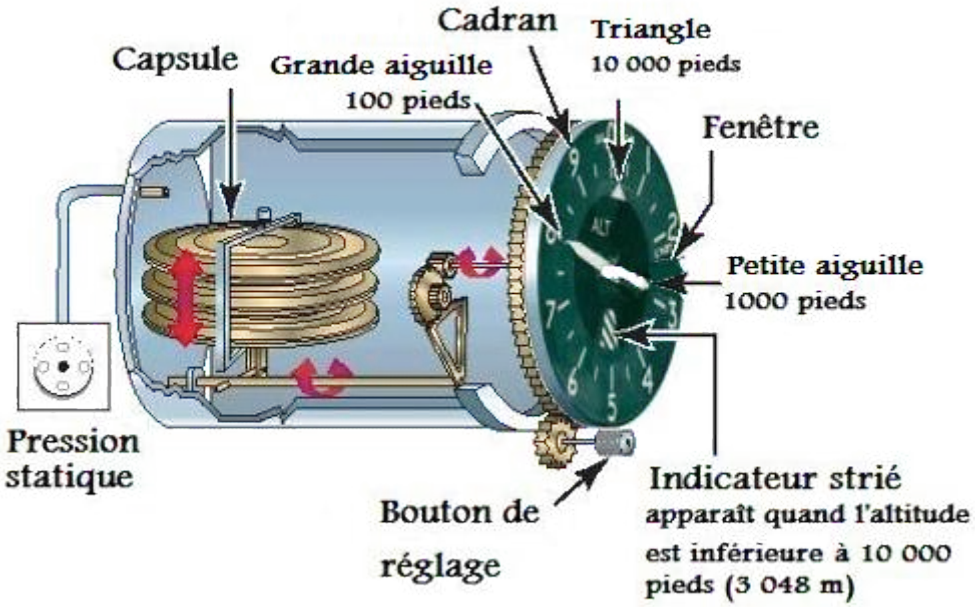
9.3.1 - Fonctionnement

La pression atmosphérique diminue lorsque l'altitude augmente. L'altimètre va donc mesurer la pression atmosphérique pour déterminer l'altitude (ou la hauteur) à laquelle on vole.

La mesure se fait à l'aide d'une "**capsule anéroïde**" ou "capsule de Vidie", du nom du mécanicien français qui l'inventa en 1844.

C'est une capsule métallique, hermétique et déformable qui enregistre la variation de pression, par déformation.

Un ressort placé à l'intérieur de la capsule l'empêche de s'écraser. La déformation est transmise à une aiguille qui se déplace devant un cadran gradué.



La capsule se déforme en fonction des variations de pression atmosphérique
et un mécanisme transmet cette déformation à une aiguille

Chaque mesure de pression obtenue par l'altimètre est transformé en altitude, en utilisant une table de correspondance pression-altitude : la table de l'atmosphère type (***1 hPa = 28 ft ou 8,5m***), utilisée par tous les constructeurs.

Les altimètres d'avions sont munis d'une fenêtre où apparaît une échelle de pression graduée en Hecto pascals (hPa) permettant au pilote de choisir une pression de référence appelée "calage altimétrique".

9.3.2 - Présentation

Le cadran de l'altimètre est généralement gradué en pieds (ft). Trois aiguilles se déplacent : la plus grande indique les *centaines* de pieds, la petite et plus large indique les *milliers* de pieds et un triangle indique les *dizaines de milliers* de pieds. 1 ft = 0,30m.

Les altimètres sont munis d'une fenêtre ou apparaît une échelle de pression graduée en hPa, en pouces de mercure ou plus rarement en millimètres de mercure. Elle sert à afficher la **pression de calage**. En effet, pour une même altitude, l'indication d'attitude de l'altimètre variera selon la pression de calage choisie.

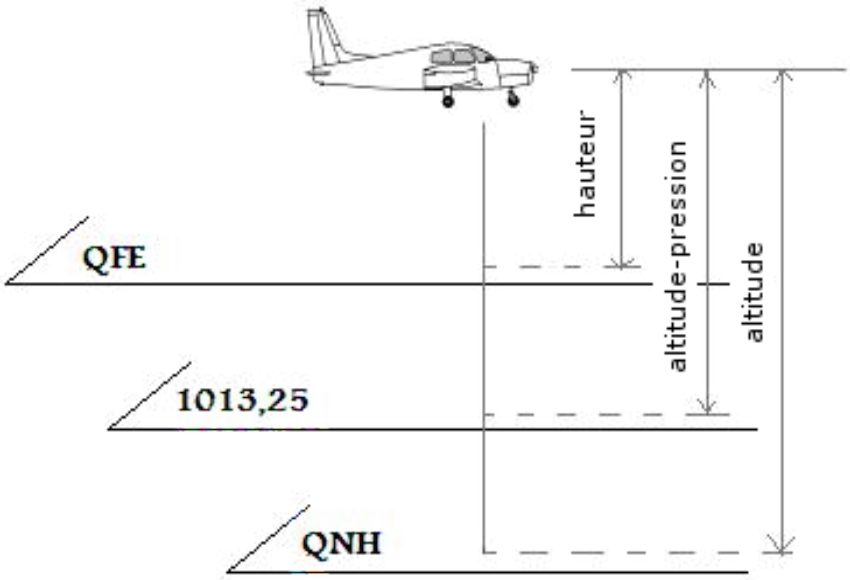
9.4 - Les calages altimétriques

Les variations de la pression, l'altitude variable des aérodromes ainsi que les phases de vol très différentes rendent nécessaires l'utilisation de différents **calages** pour faciliter l'interprétation des indications de l'altimètre.

Le "calage altimétrique" consiste à afficher dans la fenêtre de l'instrument une pression définie qui servira de référence aux mesures.

Le cadran de l'altimètre présente 3 aiguilles, ainsi qu'une fenêtre et un bouton de réglage

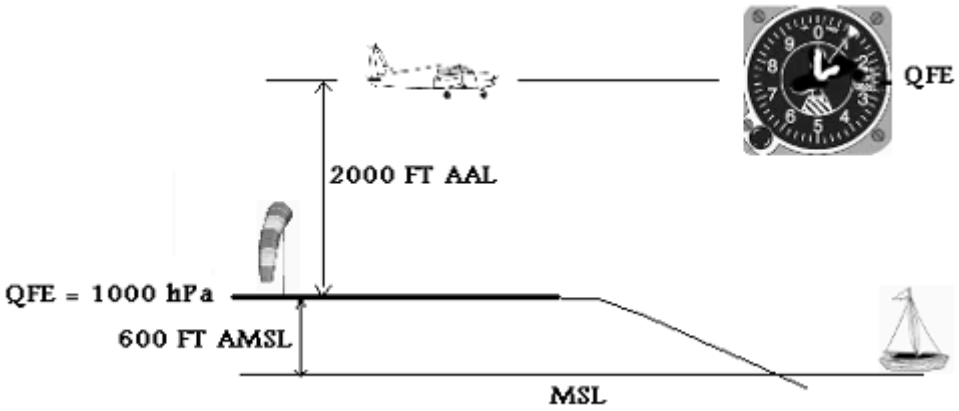
A partir de cette référence, l'altimètre reprend la correspondance pression-altitude de l'**atmosphère type** pour donner une indication d'altitude. Cette norme fait correspondre à chaque hectopascal lu dans la fenêtre des pressions (ou fenêtre de calage), une **variation de 27,31 pieds** couramment arrondie à **28 pieds**, aux **alentours de la pression de référence 1013,25 hPa**. Les calages altimétriques sont transmis en hectopascals et arrondis par défaut au nombre entier immédiatement inférieur (ce qui va dans le sens de la sécurité).



Les différentes indications lues en fonction du calage

9.4.1 - Le calage altimétrique QFE ou hauteur

Le calage **QFE** indique la **hauteur** de l'aéronef au-dessus d'un **aérodrome**. Cette distance est calculée par la variation de pression entre celle où se trouve l'avion et celle au niveau de l'aérodrome.Le QFE d'un aérodrome est calculé au niveau du point le plus élevé de l'aire d'atterrissage. Le QFE est un paramètre météorologique obligatoirement transmis par les organismes de la circulation aérienne sur l'aérodrome.



Le calage altimétrique QFE

Un QFE "seuil" est également transmis dès lors qu'une piste est desservie par une procédure d'approche aux instruments de précision (approche avec matérialisation du plan de descente) si le seuil n'est pas le point le plus élevé de l'aérodrome ou par une procédure classique (approche sans information sur le plan de descente) si le seuil est à plus de 16 pieds sous l'altitude de l'aérodrome.

Exemple : "QFE seuil de piste 03 1019".

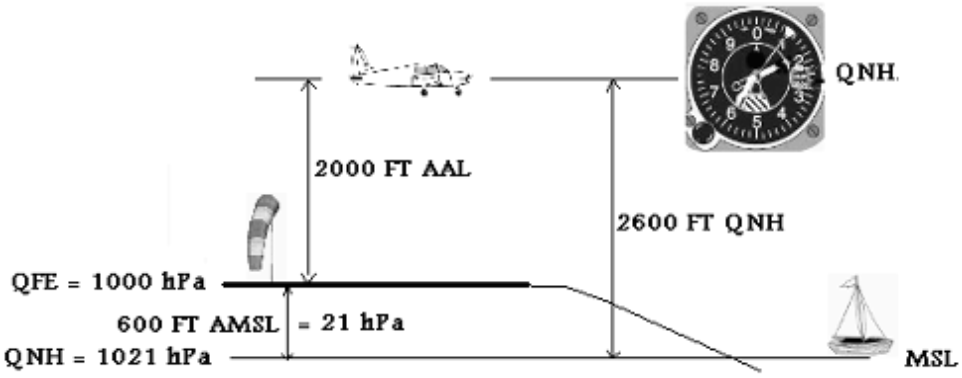
Lorsqu'un "QFE aérodrome" est affiché sur un altimètre, ce dernier affichera "zéro" au sol si on se trouve sur le point le plus élevé de l'aérodrome. Dans ce cas, l'avion conservera en permanence une référence de hauteur par rapport au terrain de départ, mais uniquement par rapport à celui-ci.

La hauteur sur les cartes est exprimée sur les cartes par 3 sigles différents :

- **AGL** (Above Ground Level) : hauteur d'un obstacle isolé par rapport au sol
- **ASFC** (Above SurFaCe) : hauteur d'une limite d'espace aérien par rapport à une surface (terre / eau)
- **AAL (** Above Aerodrome Level) : hauteur par rapport à un aérodrome.

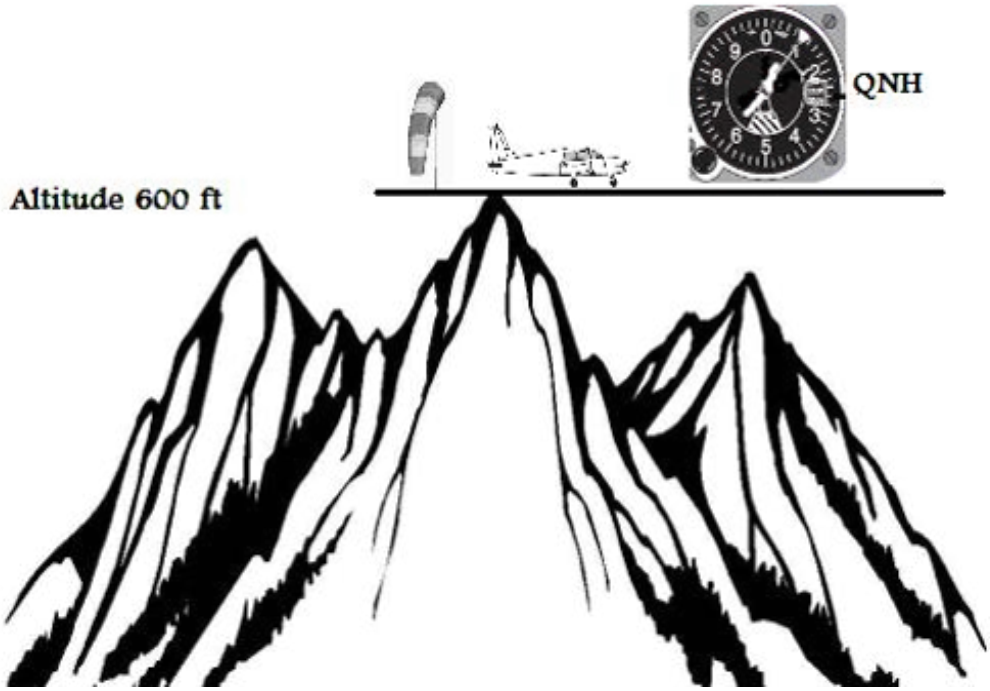
9.4.2 - Le calage altimétrique QNH ou altitude

Issu du code Q mis au point pour faciliter la radiocommunication entre les avions et le sol, « **QNH** » désigne la pression atmosphérique ramenée au niveau moyen de la mer aux abords de l'aérodrome sur lequel le **QNH** a été déterminé : c'est sur le **QNH** qu'un pilote règle son altimètre pour **connaître l'altitude de son appareil par rapport au niveau de la mer**. Cette distance est obtenue en calculant la variation de pression entre celle de l'endroit où se trouve l'avion et la pression au niveau de la mer en ce même point **(QNH).** S'il désire la connaître par rapport à l'aérodrome sur lequel il souhaite atterrir, il règle alors son altimètre sur le QFE qui indique la pression régnant sur ce lieu précis. La pression diminuant avec l'altitude, c'est en effet la différence entre la pression à l'extérieur de l'appareil et celle régnant au sol qui permet à l'altimètre de calculer l'altitude de l'avion. Le QNH est calculé à partir de la mesure du QFE et ramené au niveau moyen de la mer en atmosphère standard (1 hPa pour 28 pieds environ au niveau de la mer).



Le calage altimétrique QNH

Au départ, le pilote doit vérifier l'altimètre en affichant le QNH s'il a été transmis, en tenant compte de la différence éventuelle d'altitude entre sa position sur l'aérodrome et l'altitude officielle de l'aérodrome. Si le QNH n'est pas disponible, il doit le déterminer en tournant le bouton de calage jusqu'à l'obtention de l'altitude de sa position sur l'aérodrome.



Le calage QNH

L'**altitude de l'aérodrome** est publiée sur la **carte VAC** ou sur les **cartes de navigation**.La carte VAC donne également la correspondance barométrique en hPa de l'altitude de l'aérodrome (*la valeur indiquée est* également une valeur arrondie au nombre entier immédiatement inférieur).
Pour avoir une information d'altitude en vol, il faut afficher le QNH de l'aérodrome s'il a été transmis ou l'estimer à partir des informations disponibles (QNH de l'aérodrome de départ si le pilote retourne à son point de départ ou celui d'un aérodrome proche). Lors d'une navigation, il faut actualiser le calage en contactant les aérodromes (PP, TWR, ATIS) le long du parcours

Sauf pour le vol en niveau de vol, le calage QNH est le calage par défaut : annoncer que l'on est à 2600 ft signifie 2600 ft QNH

Le QNH est utilisé en vol régional, en dessous du **niveau de transition**

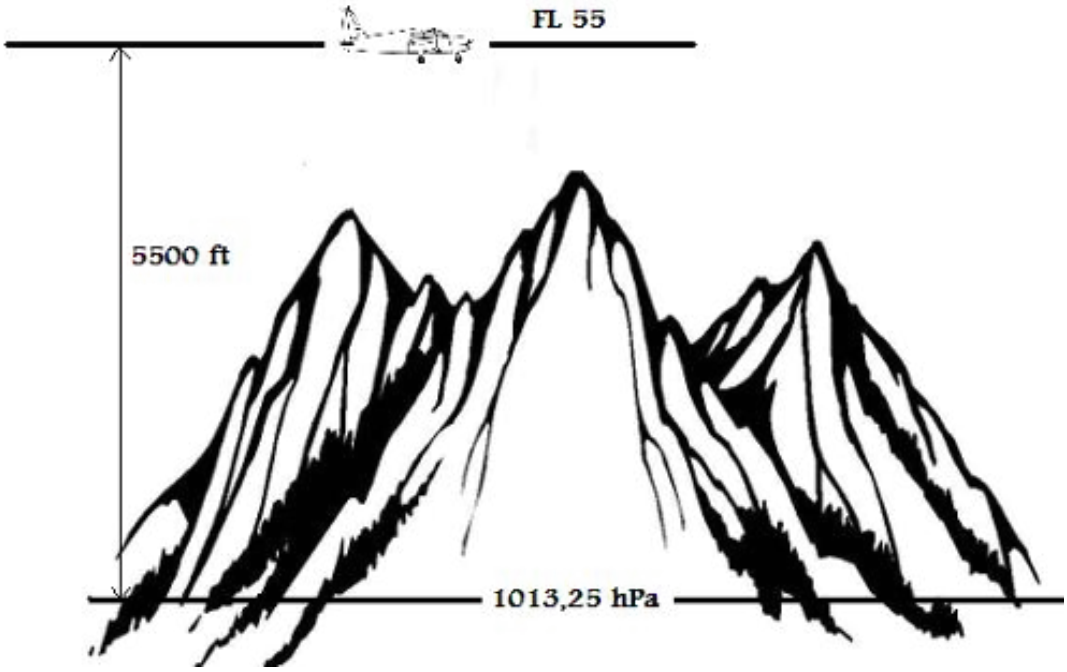
Sur les cartes aéronautique, un niveau non suivi d'un sigle est par convention une altitude **AMSL** (Above Medium Sea Level)

9.4.3 - Le calage altimétrique 1013,25 hPa ou QNE (altitude pression ou niveau de vol, FL)

Le calage **1013,25** (ou calage standard ou calage en route) est une **pression de référence** utilisée pour assurer une séparation verticale entre les aéronefs. Il permet de lire sur l'altimètre une indication de **niveaux de vol** qui n'est ni une altitude mer, ni une hauteur, mais une altitude pression de vol par rapport à la référence isobarique 1013 hPa.

Exemple : FL signifie niveau 30 soit 3 000 ft (ou 900m), l'altimètre étant calé à 1013 hPA.

Le QNE est utilisé en niveau de vol au dessus du **niveau de transition**



Le calage altimétrique 1013, 25 hPa

9.4.3.1 - Calcul approché de l'altitude pression d'un aérodrome

Si QNH > 1013 :
Altitude lue - (QNH - 1013) * 28

Si QNH < 1013 :
Altitude lue + (1013 - QNH) * 28

Quand le QNH est supérieur à 1013,25 hPa, l'altitude de l'aérodrome est supérieure à l'altitude-pression de l'aérodrome. De même, lorsque le QNH est inférieur à 1013,25 hPa, l'altitude de l'aérodrome est inférieure à l'altitude-pression de l'aérodrome.

(pour exercices complémentaires voir annexe 1)

Exemple : quelle est l'altitude pression (altitude par rapport à la référence altimétrique 1013,25 hPa) d'un aérodrome situé à 800 à ft lorsque le QNH vaut

1/ 990 hPa

2/ 1030 hPa

(800 ft est l'altitude par rapport à la référence altimétrique QNH).

Réponse :

1/ 1013 hPa - 990 hPa = 23 hPa
23 hPa * 28 ft/hPa = 644 ft
Altitude pression de l'aérodrome : 800 ft + 644 ft = 1444 ft
ou Altitude pression de l'aérodrome : 800 + (1013 - 999) * 28 = 1444 ft

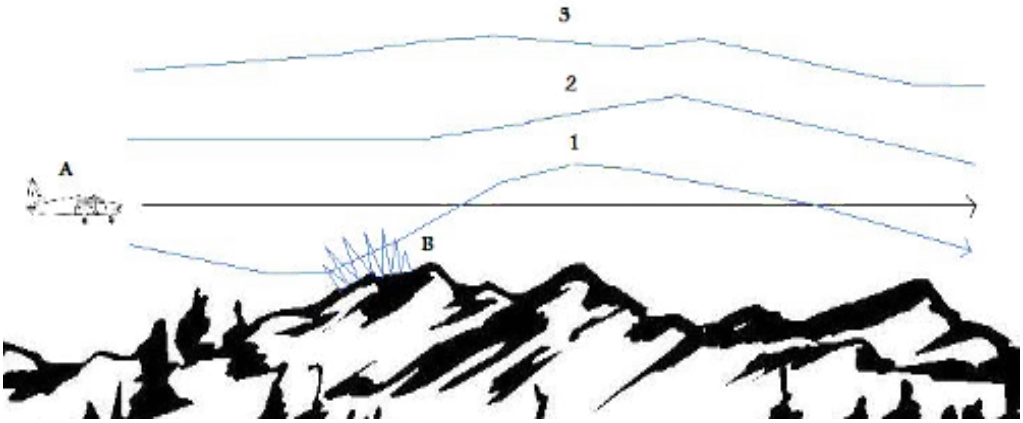
2/ 1030 hPa - 1013 hPa = 17 hPa
17 hPa * 28 ft/hPa = 476 ft
Altitude pression de l'aérodrome : 800 ft - 476 ft = 324 ft
ou Altitude pression de l'aérodrome : 800 - (1030 - 1013) * 28 = 324 ft

9.4.4 - Variation des pressions

En fonction des conditions du jour, la pression atmosphérique varie et les **surfaces isobares** (lieux où la pression atmosphérique est égale) se décalent parallèlement suivant la verticale.

Si une dépression s'établit, les pressions diminuent et les surfaces s'abaissent. Si un anticyclone s'établit, les pressions augmentent et les surfaces isobares remontent. Ainsi, sur un avion resté dans un hangar, l'altimètre calé auparavant sur le QNH peut afficher une valeur différente quelques heures après.

D'autres variations à grande échelle déforment les surfaces isobares. En effet, celles-ci ne sont ni planes, ni parallèles. Lorsque l'avion vole à une indication lue constante, sa trajectoire suit les courbures de la surface isobare (l'altimètre est un baromètre).

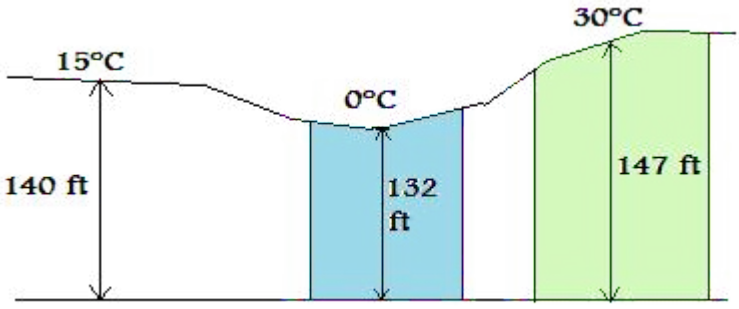


Les surfaces isobares ne sont pas planes

Si l'altimètre est calé sur la pression de la surface 1, l'avion est en sécurité en A mais risque de percuter le relief en B car sa hauteur vraie a diminué alors que l'indication lue sur l'altimètre est restée constante.

Si inversement un avion pouvait voler à altitude vraie constante correspondant à celle du point A le long de sa trajectoire, les aiguilles de son altimètre indiqueraient des valeurs sans cesse différentes.

Le facteur influant le plus sur l'écartement vertical des surfaces isobares est la **température**.



L'influence de la température sur les surfaces isobares

Si l'atmosphère est plus froide, les surfaces se resserrent, si elle est plus chaude, elles s'écartent. L'hiver, en montagne, l'altimètre indique une hauteur supérieure à ce qu'elle est en réalité.

Toujours prendre une marge importante pour le franchissement du relief.

Gradient vertical de température : 2°C / 1000 ft ou 6,5 °C par 1000 m (de 0 à 11 000 m)

9.4.5 - Le radioaltimètre

Il est utilisé à la place de l'altimètre classique en particulier lors des manœuvres d'approche finale et de l'atterrissage. Dans ces phases particulières, le pilote a en effet besoin de connaître très précisément la hauteur de l'appareil par rapport à la piste de l'aéroport. Situé sous le fuselage, le radioaltimètre est un radar émettant vers le bas et indiquant la distance qui sépare l'avion du sol avec une précision d'une dizaine de centimètres. Il marque le zéro au moment précis où les roues de l'avion touchent la piste.

Le niveau de transition (pour info) voir chapitre Réglementation

- altitude de transition : altitude à laquelle ou au dessous de laquelle la position verticale d'un aéronef est donnée par son altitude (AT en français et TA en anglais), fixée à 5000 ft au niveau national / QNH
- niveau de transition : niveau de vol à et au dessus duquel la position verticale d'un aéronef est exprimée en niveau de vol (NT en français et TL en anglais). Il correspond au premier niveau IFR utilisable aprés la TA.

9.5 - LE VARIOMETRE :

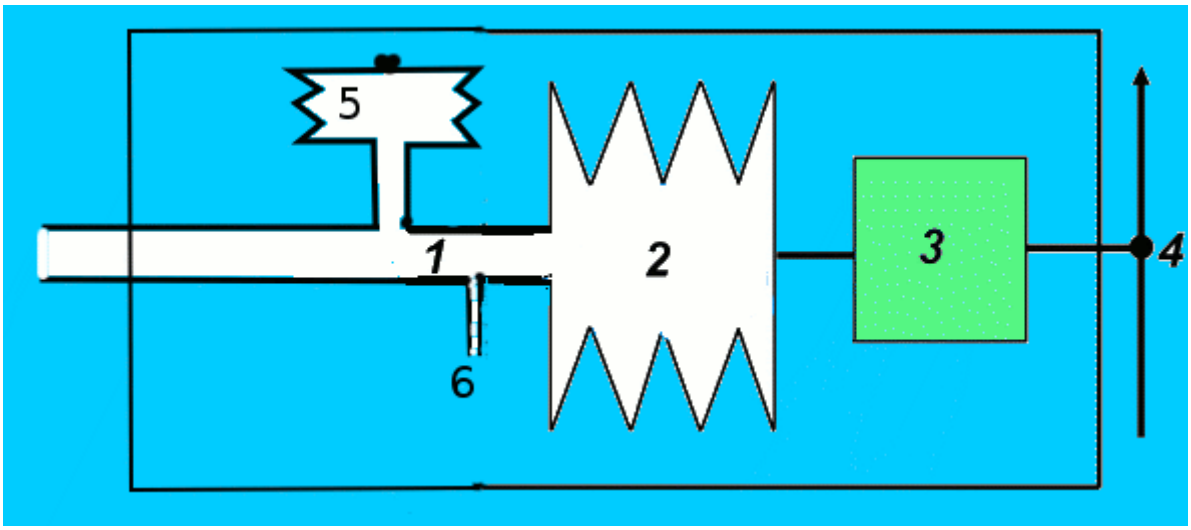
Créé en 1928 en Allemagne

9.5.1 - Principe :

Le variométre mesure une vitesse verticale **(Vz)**

Si l'altitude varie, la pression varie, c'est grace à cette variation de pression que le variomètre fonctionne. Il contient une capsule soumise à la pression statique via la prise de pression statique, et en communication avec le boitier via un petit tube capillaire.

Une deuxième capsule munie d'une soupape de sécurité protège le variomètre contre les surpressions.



1) Prise de pression statique. **2)** Capsule. **3)** Mécanisme de transformation du mouvement. **4)** Aiguille. **5)** Capsule secondaire avec soupape **6)** Tube capillaire.Le boitier est hermétique.

Lorsque l'avion est en vol horizontal, la pression dans la capsule est égale à la pression dans le boitier, et l'aiguille du variomètre indique 0.

Lorsque l'avion monte, la pression diminue dans la capsule, elle devient donc plus basse que dans le boitier, et la capsule se déforme. La déformation de la capsule agit sur le mécanisme d'entrainement de l'aiguille qui, dès lors, se déplace.

La présence du tube capillaire permet un rééquilibrage des pressions entre l'intérieur et l'extérieur de la capsule, mais, du fait de son très faible diamètre impliquant un très faible débit d'air, avec un certain temps de retard.

Si l'avion monte très lentement, la différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur de la capsule sera faible, le rééquilibrage ayant PRESQUE le temps de se faire via le tube capillaire.

Plus l'avion monte rapidement, moins le tube capillaire a le temps (parce que débit faible) de permettre un rééquilibrage de pression; conséquence: la différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur de la capsule, et donc la déformation de cette dernière est DIRECTEMENT fonction de la VITESSE de changement d'altitude.

Si l'avion descend, la pression monte dans la capsule, elle devient donc supérieur à celle régnant dans le boitier, la capsule se déforme entrainant l'aiguille dans le sens inverse de celui de la montée. Le tube capillaire ne permet qu'un rééquilibrage "en retard". En fait, tout se passe comme pour la montée mais en sens inverse.

Le cadran est gradué en mètres par seconde, ou en pieds par minute (1m/sec = environ 200ft/min)
L'indication 0 est placée de manière à ce que l'aiguille soit horizontale lorsqu'elle l'indique. L'aiguille se déplace alors vers le haut pour indiquer une montée, et vers le bas pour indiquer une descente.

LES INSTRUMENTS GYROSCOPIQUES

9.6 - LE GYROSCOPE :

9.6.1 - Principe :

Le gyroscope fonctionne comme une toupie, il a la propriété de l'immobilité dans l'espace et la propriété de la précession (phénomène du aux accélérations d'un aéronef, de la rotation de la terre, des frottements du mécanisme qui affectent le fonctionnement de l'appareil qui provoquent une dérive).

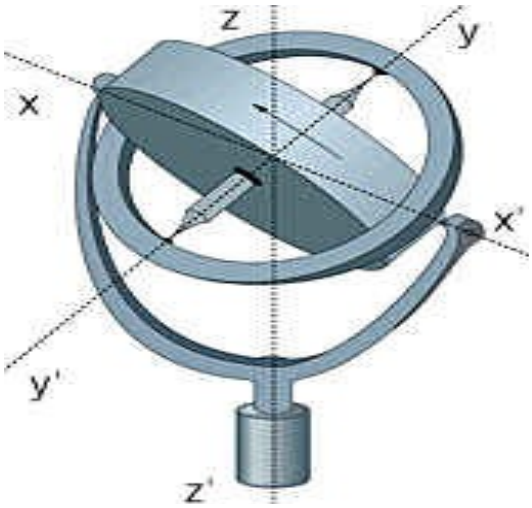
Les cardans suspendent la toupie (rotor) lui permettant d'obtenir ainsi une orientation libre dans l'espace. (tant qu'aucune force extérieure ne perturbe l'appareil). Sa principale application est de donner une référence fixe d'une direction de l'espace. Le gyroscope peut être a entraînement pneumatique (vitesse de rotation 6 000 à 15 000 tr/mn)ou a entraînement électrique (vitesse de rotation 20 000 à 24 000 tr/mn).

Gyroscope à 2° de liberté, lorsque le rotor est suspendu " au cardan "

Gyroscope à 1° de liberté, lorsque le rotor est suspendu par un cadre unique.

Propriétés fondamentales :

- fixité dans l'espace
- précession
- couple gyroscopique



9.7 - L'HORIZON ARTIFICIEL :

Présentation :

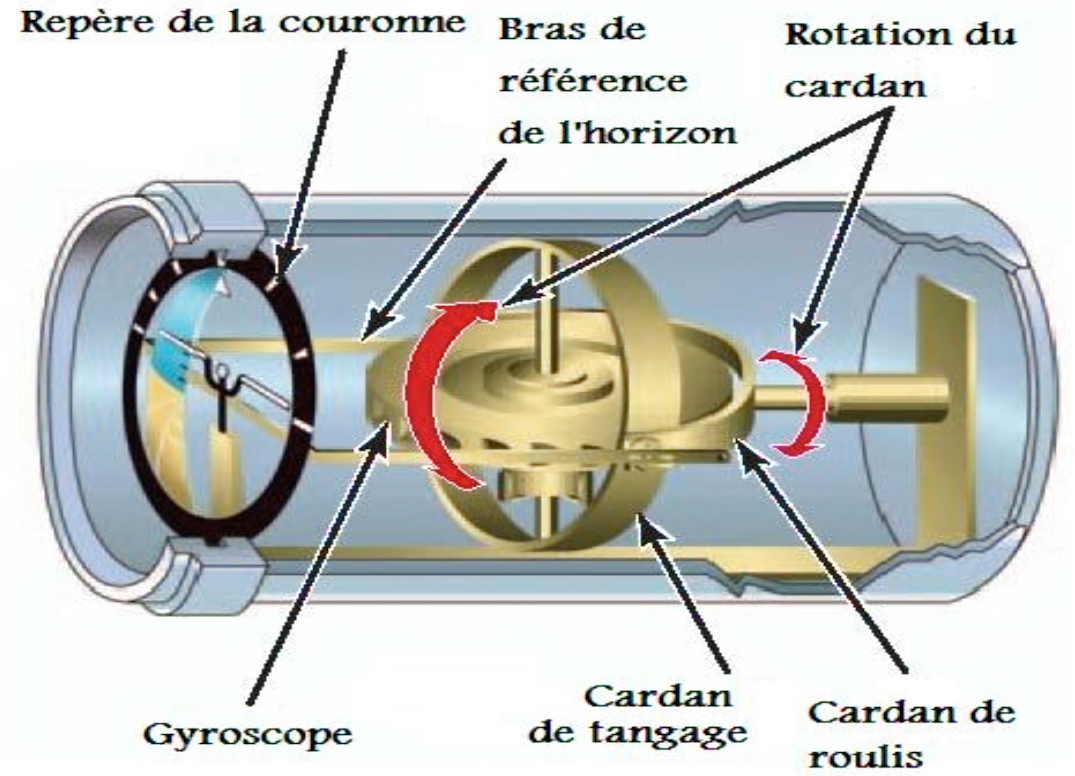
L'affichage classique se présente sous la forme d'une boule dont l'hémisphère supérieur est peint en bleu pour représenter le ciel, la moitié inférieure, en marron, pour représenter la terre. Elle porte des graduations indiquant l'angle de tangage. Une maquette d'avion très simplifiée sert d'aiguille. Le cadre de l'instrument est gradué en fonction de l'angle de roulis, la ligne d'équateur de la boule servant d'aiguille.

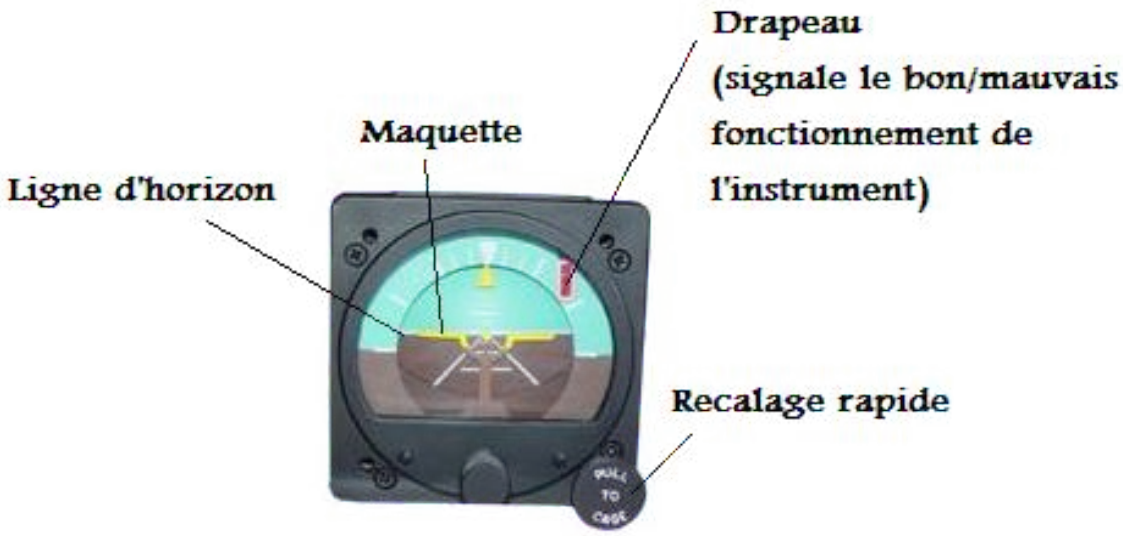
Dans les avions les plus récents l'affichage classique peut être reproduit sur l'écran de l'ordinateur face au pilote.

9.7.1 - Principe :

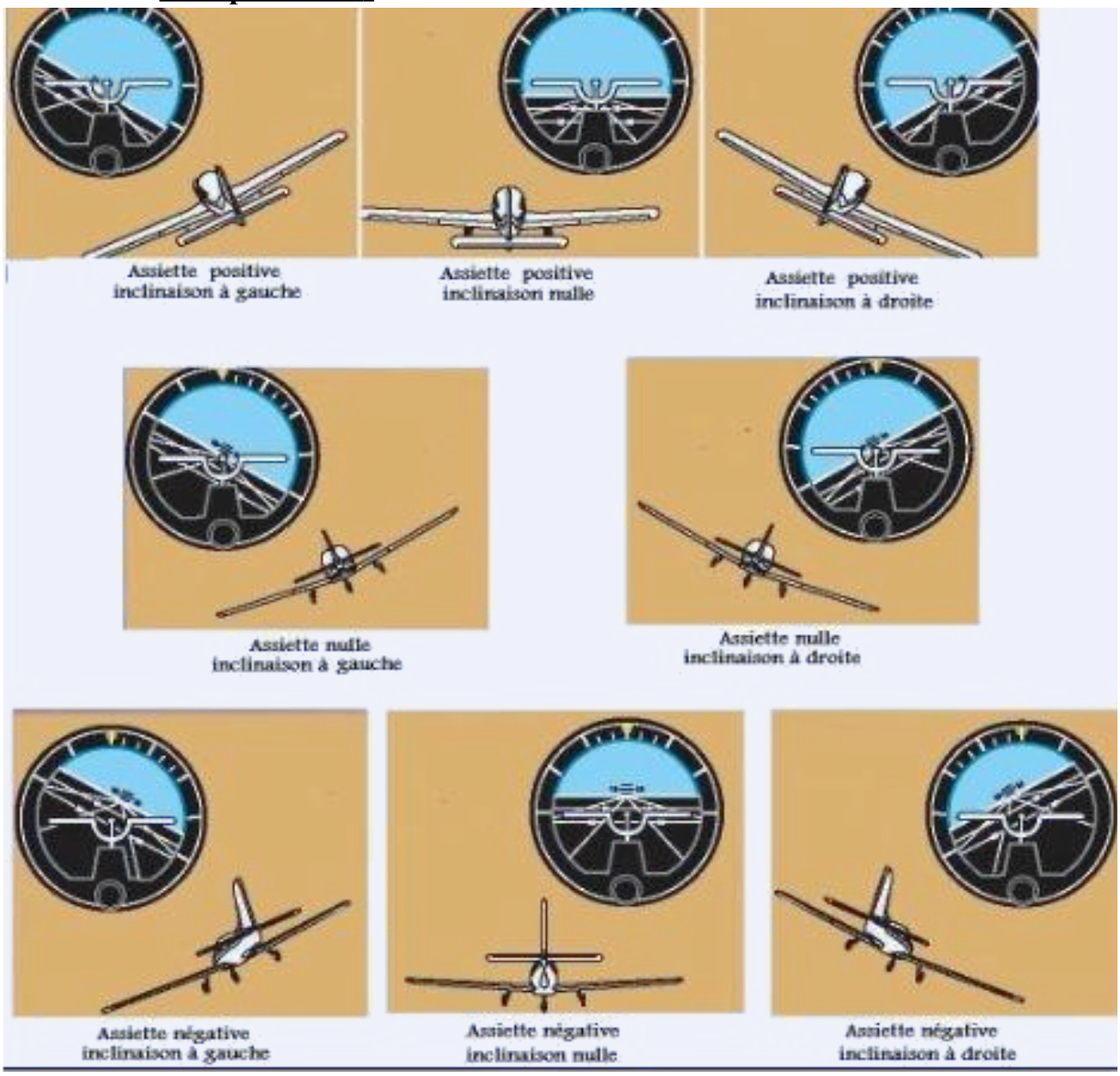
Le détecteur d'assiette est constitué par un gyroscope. Le gyroscope est réglé à zéro avant le décollage et, en théorie, il conserve cette position fixe dans l'espace quels que soient les mouvements de l'aéronef. Il permet donc de mesurer l'angle entre l'axe de l'aéronef et l'horizontale, angle de tangage, et l'angle avec la verticale, angle de roulis.

Ces indications sont utiles aux pilotage de l'aéronef, en particulier dans le cas du en l'absence de référence visuelle extérieure d'où son nom usuel d'horizon artificiel.(vol aux instruments , IFR)





9.7.2 - Interprétation :



9.7.3 - Vérification et limitation :

Au sol, il faut vérifier l'état de fonctionnement de l'horizon artificiel en contrôlant :

- l'indicateur de dépression (gyroscope à entraînement pneumatique)
- le drapeau d'alarme (gyroscope à entraînement électrique)

Avant le décollage il faut régler l'horizon artificiel en affichant une assiette de référence, telle que l'assiette 0° corresponde à la référence croisière en vol en palier. Cette opération peut être effectuée en croisière stabilisée si l'instrument indique une assiette très différente de Zéro (5° par exemple).

Pendant le roulage, l'horizon doit rester stable et la maquette ne doit pas indiquer des assiettes ou des inclinaisons aberrantes.

Le recalage de l'axe du gyroscope de l'horizon artificiel pour le maintenir vertical est effectué par un mécanisme érecteur. Il s'effectue automatiquement, contrairement au directionnel.

Une molette sur l'horizon artificiel à entraînement électrique permet de recaler instantanément l'axe du gyroscope, cela évite d'attendre plusieurs minutes que le système érecteur face coïncider l'axe de la toupie du gyroscope avec la verticale. C'est encore plus simple avec un horizon artificiel à entraînement pneumatique : la position de repos de l'axe du gyroscope quand la toupie est arrêtée est la verticale.

9.8- L'INDICATEUR DE VIRAGE :

L'indicateur de virage ou bille aiguille est l'instrument de bord qui permet au pilote de visualiser le sens et le taux du virage, exprimé en degrés par minute. Alors que l'horizon partiel est associé à un gyroscope référencé sur l'horizontal, celui de l'indicateur de virage est référencé sur la verticale. Par conséquent, si l'avion est en train de virer à gauche, l'aiguille s'incline vers la gauche, et inversement.

La bille renseigne sur la symétrie du vol et l'aiguille sur le sens du virage.

Le mouvement de la bille est dû aux variations de la force d'inertie. Elle indique donc la verticale apparente par rapport à l'évolution de l'aéronef.

La bille indique le **poids réel** de l'avion (vol en palier)

La bille indique le **poids apparent** de l'avion (en virage)

Si la bille s'écarte de sa position centrale, l'avion est en **dérapage** ou **en glissa**

9.8.1 - L'aiguille (indicateur de virage)

L'aiguille est associée à un gyromètre, composé d'un gyroscope à deux degrés de liberté. Elle indique :

- le **sens du virage** : si l'aiguille s'incline à droite, l'avion est en virage à droite et inversement à gauche
- le **taux du virage** : vitesse de défilement du repère capot, c'est la vitesse que l'on met pour effectuer un virage

Un virage est effectué au ***taux standard*** (ou taux 1) si l'avion effectue un virage de **360° en 120 secondes** (ou 180° en une minute), soit **3° par seconde**. Le taux 2 est un virage de 360° en une minute.

9.8.2 - <u>Interprétation :</u>

indicateur de virage ou bille aiguille

Vol symétrique, taux de virage nul, vol rectiligne correct

Vol symétrique, taux de virage standard, virage standard correct

Vol dissymétrique, virage en dérapage (mettre du pied à droite)

Vol dissymétrique, vol en glissade (mettre du pied à gauche)

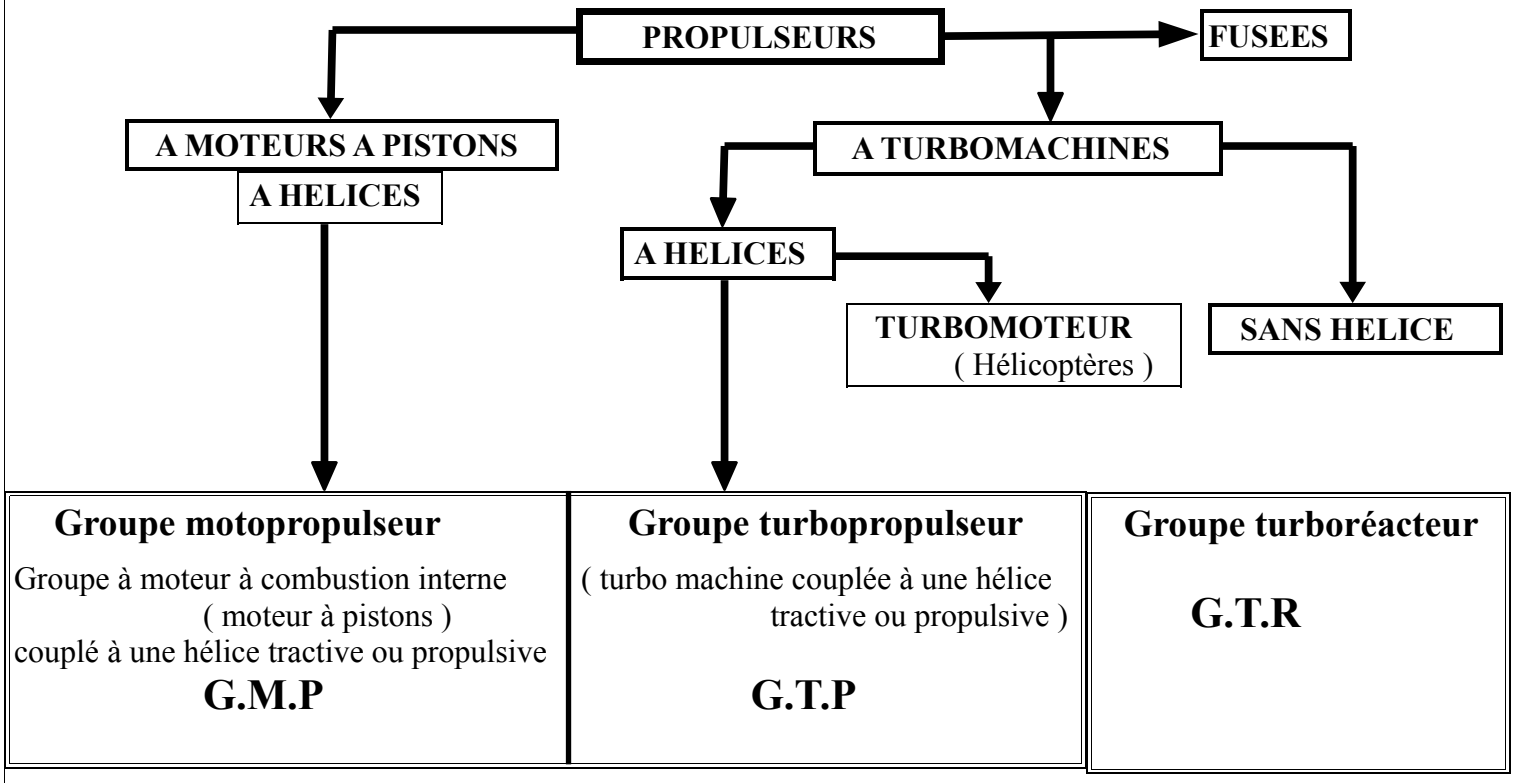
Vol rectiligne dissymétrique, taux de virage nul, vol rectiligne glissé en virage à gauche

10 - LES PROPULSEURS

10.1 - GÉNÉRALITÉS

Les propulseurs sont des machines composés d'un moteur thermique ayant pour fonction de fournir l'énergie nécessaire à :

- la propulsion de l'aéronef
- l'entrainement des équipements et servitudes de bord (production d'électricité.....)



CARACTERISTIQUES TECHNIQUES

Basse vitesse de rotation imposée par l'utilisation de l'hélice

Carburant : essence

Performances

Meilleur rendement aux moyennes altitudes
Vitesses moyennes
(300 à 400 kt environ)

Utilisation préférentielle

- Fret
- Transport passagers courts courriers<
- Transport militaire en opération

CARACTERISTIQUES TECHNIQUES

Basse vitesse de rotation imposée par l'utilisation de l'hélice
(2 500 tr / mn)

Carburant : essence

Performances

Rendement de 25 à 35 %
Utilisation aux basses altitudes
Basses vitesses
(jusqu'à 150 / 200 kt)

Utilisation préférentielle

- Aviation légère et sportive
- Travail aérien

CARACTERISTIQUES TECHNIQUES

Grandes vitesses de rotation
(> 8 000 tr / mn)

Carburant : kérosène

Performances

Meilleur rendement aux hautes altitudes
Grandes vitesses pouvant aller à des vitesses supersoniques

Utilisation préférentielle

- Fret
- Transport passagers moyens et longs courriers
- Opérations tactiques militaires

10.2 - L'HÉLICE :

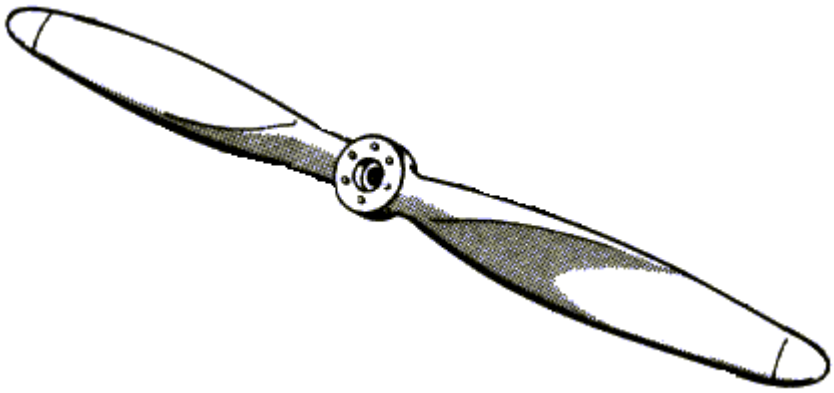
Si l'hélice est à l'origine de l'aviation, elle équipe toujours de nombreux appareils. Les progrès technologiques et son bon rendement qui la rend économe en carburant lui assurent un bel avenir sur les avions ne dépassant pas 750 km/h. Une hélice est constituée de pales qui tournent autour d'un moyeu actionné par un moteur qui peut être un moteur à pistons ou un turbopropulseur.

Autrefois en bois, les pales sont aujourd'hui fabriquées en aluminium, en acier creux ou en matériaux composite, ce qui leur confère à la fois légèreté et solidité.

Son principe peut être comparé à celui d'une vis : en tournant, l'hélice s'enfonce dans l'air comme une vis dans du bois. Plus précisément, la forme bombée de ses pales engendre une différence de pression entre leurs faces avant et leurs faces arrière. Cette différence de pression crée une force perpendiculaire à l'hélice qui se nomme la « poussée » et qui propulse l'avion vers l'avant.

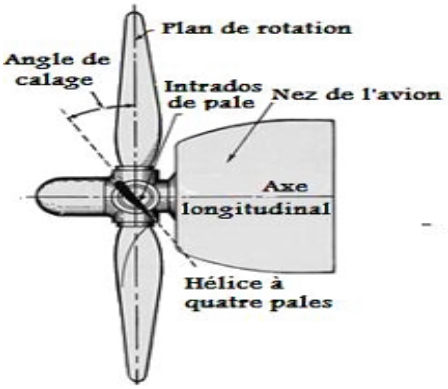
L'hélice peut-être considéré comme une voilure tournant dans un plan perpendiculaire à l'axe des roulis
L'hélice est constituée d'un moyeu centré sur l'arbre de sortie du moteur assurant sa liaison rigide avec l'axe moteur, recevant à sa périphérie des pales.

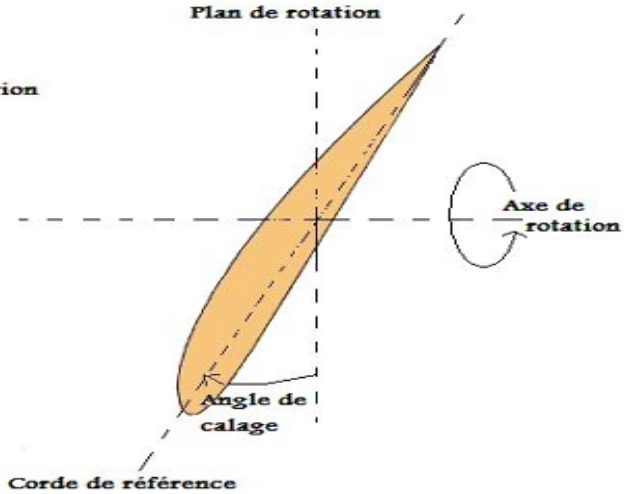
L'hélice peut-être tractive ou propulsive selon sa position , avant ou arrière.(dit " push pull ")



Le moyeu et l'arbre sont protégés (ou non)par un carénage, appelé cône d'hélice, dont la fonction principale est de guider l'air vers les entrées d'air du moteur pour assurer son refroidissement.

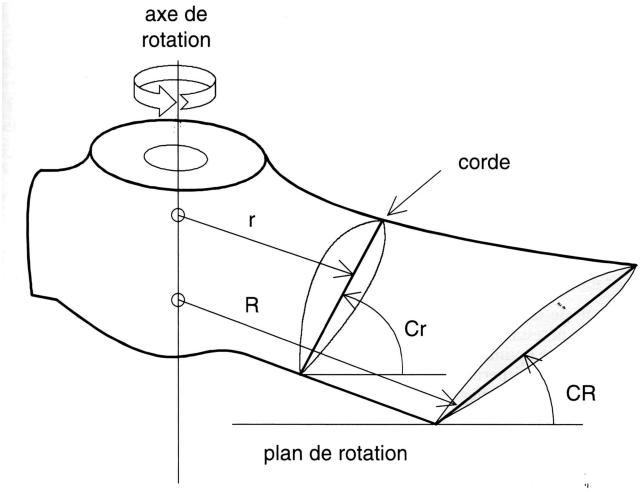
Des pales sont fixées sur le moyeu . Il y en a au moins deux, mais on peut en trouver trois ou quatre et jusqu'à huit. Chaque pale est une succession de profils aérodynamiques, dont l'épaisseur diminue du centre vers l'extrémité et dont la corde de référence fait un angle avec le plan de rotation de l'hélice. C'est angle est appelé **angle de calage**.





Un élément de pale (profil), situé à un rayon **r**, décrit en un tour la circonférence $2.\pi.r$ et avance dans l'air de la distance **p** appelée **pas**. Le **calage** de l'hélice est un **angle** alors que le **pas** est une **distance**.

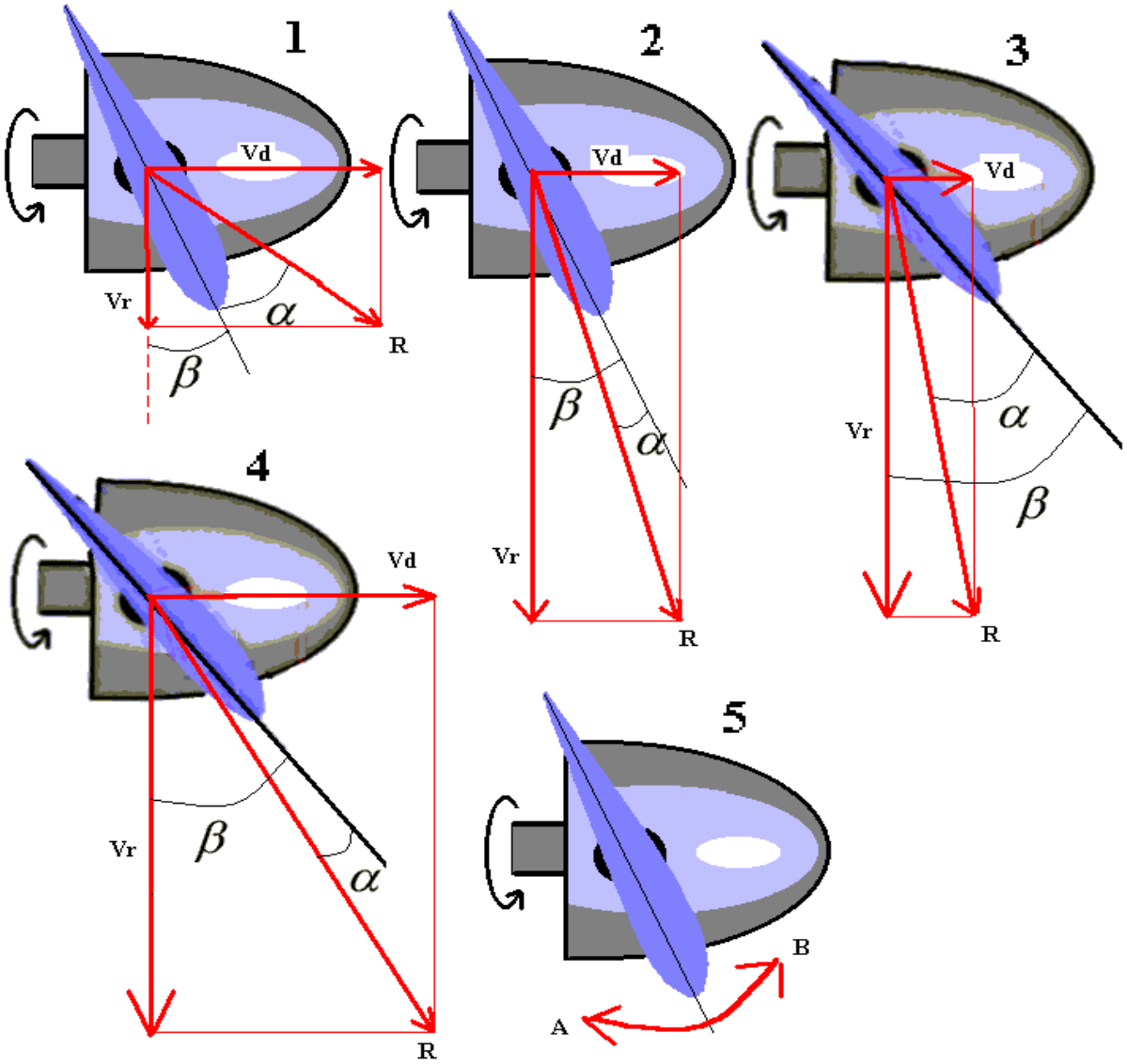
D'où la relation $p = 2\pi.r.tgC$(calage)



Le pas de l'hélice doit donc être judicieusement bien choisi, et tenir compte de la vitesse de vol, comme on peut le voir ici :

En tournant, les pales se déplacent selon Vr (vitesse de rotation). L'avion, lui, vole suivant Vd (vitesse de déplacement de l'avion). Par combinaison des vitesses lorsque l'avion est en vol (Vd non nul), les pales se déplacent réellement selon la résultante R.

Le vent relatif vient donc sur la pale suivant R, mais en sens INVERSE de la flèche (le vent relatif vient toujours en sens inverse du déplacement). Donc, si l'angle de calage au départ (le pas) est représenté par **β**, l'angle d'attaque RÉEL des pales est **α**.



On peut donc conclure que :

En **(1)**, Vd est trop grand, ou **β** trop petit, mais l'angle **α** est "en dessous" de R, et tout se passe comme sur une aile dont l'angle d'attaque serait négatif (pas de portance, au contraire).

Il s'agit, ici, d'un exemple théorique, pour montrer le rapport entre le pas et la vitesse de vol.. Dans la réalité, une telle situation a bien peu de chance de se présenter. En effet, l'avion ne pourra jamais dépasser la vitesse maximum correspondant à son pas et son régime moteur. La seule façon d'y parvenir serait d'atteindre d'abord une vitesse élevée (avec le pas ad hoc), puis de réduire subitement le pas.

Les solutions pour corriger la situation **(1)** sont donc : soit augmenter **β**, soit de diminuer Vd.

En **(2)**, l'angle **β** est le même qu'en (1), mais Vd est plus petit, si bien que l'angle **α** est positif par rapport à R, sans pour autant être trop grand. C'est parfait.

En **(3)**, l'angle **β** est nettement plus grand et Vd est encore plus petit; si bien que l'angle **α** est, cette fois beaucoup trop grand. Les pales vont, sans doute, décrocher comme une aile à trop grand angle d'attaque (voir : la portance).

En **(4)**, le rapport entre la valeur de **β**, et la vitesse de vol (Vd) est de nouveau conforme au bon fonctionnement de l'hélice. **β** ET Vd sont grands.

Pour qu'une hélice fonctionne bien, il faut un bon rapport entre le pas et la vitesse. Ce bon rapport n'est pas un chiffre, c'est une fourchette entre 2 chiffres.

Pour cela, deux choix existent. :

Soit, une hélice à pas fixe, avec un pas, disons moyen, compatible avec une vitesse de vol nulle (pour le début du décollage), et optimisé pour une vitesse de croisière forcément limitée puisque la fourchette de fonctionnement commence à 0 km/h.

Soit une hélice à pas VARIABLE adaptable à toute situation (en 5). Dans ce cas, le pilote augmente le pas au fur et à mesure de l'augmentation de la vitesse de l'avion (et vice versa), grâce à une commande agissant sur un dispositif à engrenage logé dans le moyeu de l'hélice.

Le calage le plus favorable est fonction de ce que l'on souhaite : bonne accélération et bonne performance de montée ou bonne vitesse de croisière et dépend de la vitesse de l'avion et de la puissance délivrée par le moteur. Il est donc intéressant de pouvoir modifier selon les phases de vol (décollage, croisière), mais ça n'est pas toujours possible.

10.2.1 - Hélice à calage fixe

Ces hélices sont peu coûteuses et la conduite moteur est simplifiée (pas de commande de calage). Par contre, le calage de ces hélices ne peut pas être modifié en vol. C'est un compromis entre un calage trop important qui entraînerait un surcouple au décollage (de la même manière qu'une voiture qui n'aurait qu'une cinquième vitesse) et un calage faible qui pourrait provoquer un surrégime en croisière (de la même manière qu'une voiture qui n'aurait qu'une première vitesse). De ce fait, ces hélices ne sont pas idéalement adapté au décollage, ni en croisière.

L'hélice à calage fixe est monobloc

Le régime du moteur de l'avion qui est équipé de ce type d'hélice augmente et diminue avec la vitesse et la commande de puissance agit sur la vitesse de rotation du moteur. Il ne faut pas dépasser la vitesse de rotation figurée sur le compte-tours par un trait rouge : un surrégime pourrait entraîner une détérioration du moteur ou une rupture de l'hélice.

10.2.2 - <u>Hélice à calage variable ou régime moteur constant :</u>

Avec ce type d'hélice, le pilote peut adapter le moteur et l'hélice à la phase de vol dans laquelle il se trouve, en agissant sur le pas, même en cas de panne moteur où l'hélice peut se mettre en **drapeau** et n'offrir ainsi que peu de traînée.

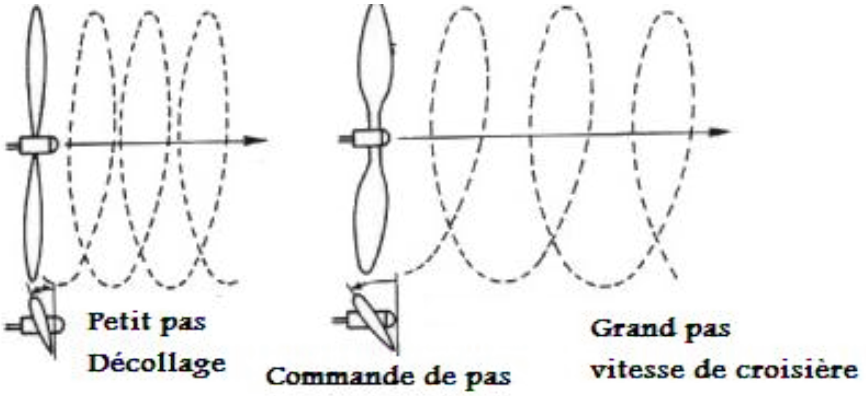
Hélice mise en drapeau : sur une hélice à pas variable, on dit que l'hélice est mise en drapeau lorsque ses pales sont orientées dans le sens de la direction de l'avion. C'est ce qu'il faut faire en particulier lorsqu'une panne de moteur survient. En effet, il importe alors que l'hélice ne constitue pas un frein pour l'appareil. Or, mise en drapeau, ses pales ne présentent plus à l'air leur surface mais leur tranche. Ainsi, elles n'offrent plus qu'une résistance minime et ne créent quasiment plus de traînée aérodynamique. De nombreux avions dont le C160- Transall sont pourvus d'un dispositif de mise en drapeau automatique qui se déclenche lorsqu'un moteur tombe en panne.

Le pas d'une hélice est la distance qu'elle parcourt lorsqu'elle accomplit un tour entier. Pour l'augmenter ou le diminuer, on modifie le calage des pales, c'est-à-dire l'angle avec lequel elles se présentent à l'air. Un calage faible de l'ordre de 10° est utilisé à faible vitesse, après le décollage par exemple : l'avion a alors besoin de puissance pour s'élever. Quand l'avion atteint son altitude de croisière, on augmente le calage vers 45°. A régime de moteur égal, l'avion peut alors aller plus vite car la distance parcourue à chaque tour d'hélice est plus grande.

<u>Inversion de pas :</u> passage d'une hélice au pas négatif (pas inverse) afin de freiner l'aéronef au sol.

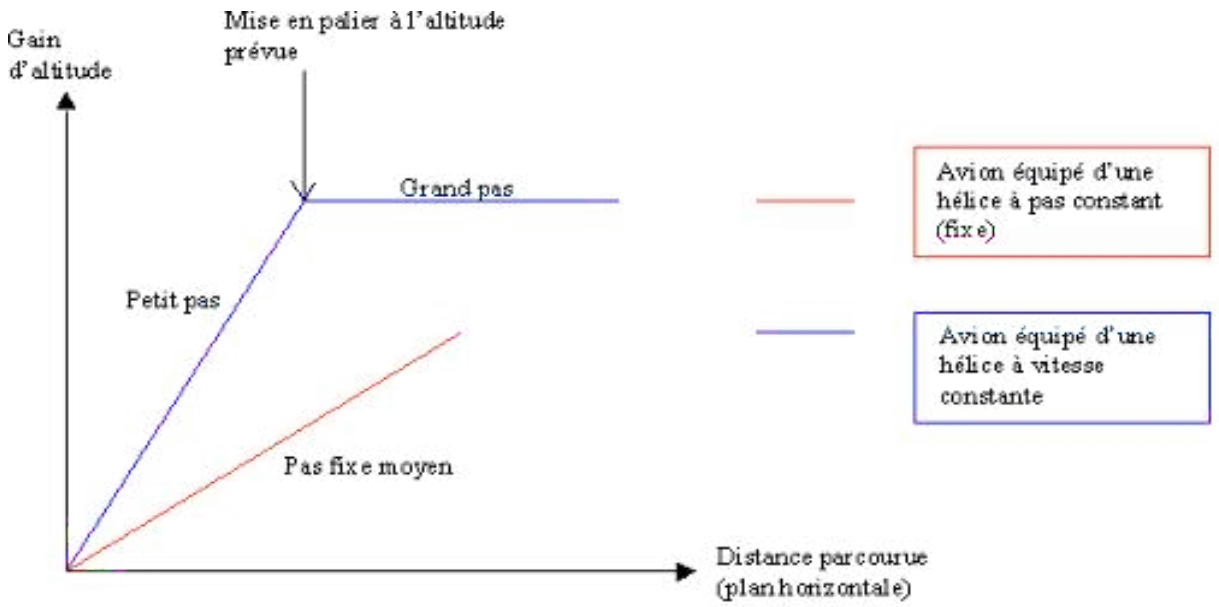
Certaines hélices permettent d'obtenir un calage négatif. La rotation de l'hélice s'oppose alors à l'avancée de l'avion et devient un dispositif de freinage, utile lors de l'atterrissage. Le premier avion français équipé d'une hélice à pas variable a été le Caudron Simoun en 1934 bientôt suivi du célèbre Goéland.

Un système automatique permet de maintenir le moteur à son régime de rotation optimal : un mécanisme assure la variation du calage des pales et un système de régulation permet au pilote de choisir une **vitesse de rotation de l'hélice** (et donc du moteur) qui **reste constante quelle que soit la vitesse de l'avion**, dans les limites données par le manuel de vol. L'hélice est en plusieurs parties et les pales sont séparées les unes des autres.



Le régime moteur de l'avion équipé d'une hélice à calage variable reste constant même si la vitesse varie.

Le régulateur d'hélice évite au moteur des efforts importants, en particulier des surcouples ou des régimes excessifs. Il réduit sensiblement la consommation de carburant et assure une traction optimale de l'hélice.



L'avion équipé d'une hélice à pas variable est plus performant (en gain d'altitude et en distance parcourue

10.2.2.1 - Utilisation de l'hélice à calage variable :

Le pilote utilise deux commandes :

- La commande de pas d'hélice : le calage détermine la traînée de l'hélice, donc le couple résistant qu'elle oppose. Cette commande permet d'afficher un régime de rotation
- **La manette des gaz** : elle permet d'afficher une **pression d'admission**

Afin d'éviter le problème du surcouple, il faut toujours **augmenter le régime** avec la commande de pas **avant d'augmenter la pression d'admission**. Inversement, pour **diminuer la puissance**, il faut **d'abord** agir sur la **commande des gaz**, et ensuite sur la commande de régime.

Le **petit pas** est utilisé lorsque une **faible vitesse** et une **forte puissance** sont nécessaires (décollage, montée, comme pour la première vitesse d'une voiture) et le **grand pas** lorsqu'une **vitesse élevée** et une **puissance moins importante** sont nécessaires (croisière).

10.2.2.2 - En conclusion :

L'AVANCE par tour :
c'est la distance réellement parcourue par l'avion quand l'hélice a effectué un tour, l'avance par tour est toujours inférieure au pas théorique, (la perte d'avance est due à la compressibilité de l'air). On peut calculer le pas réel pour chaque avion en effectuant le rapport:

$$\textbf{Avance par tour} = \frac{VP\ (m/s)}{Nbres\ Tours\ /\ seconde}$$

Le RENDEMENT de l'hélice :
il se défini comme le rapport de la puissance restituée par la puissance fournie:

$$\textbf{Rendement } \eta = \frac{\textbf{Puissance restituée}}{\textbf{Puissance absorbée}}$$

$$\eta\ (\text{éta}) = \frac{\textbf{Pas théorique}}{\textbf{Avance par tour}}$$

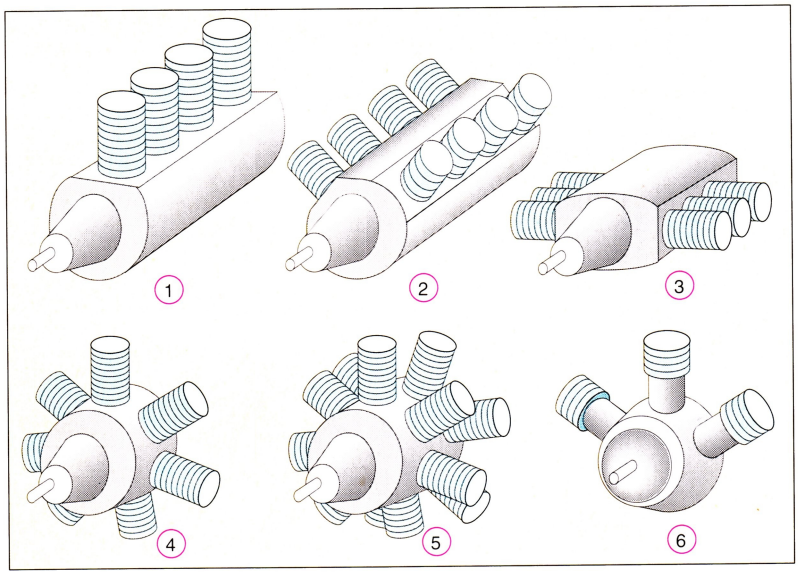
10.3 - LES MOTEURS :

10.3.1 - Généralités :

Depuis le premier bond de **Clément Ader,** suivi du vol contrôlé des frères **Wright**, les hommes n'ont cessé de relever des défis pour aller plus vite, plus loin et plus haut. En 1909, **Louis Blériot** traversait la Manche avec un avion équipé d'un moteur Anzani de 25 chevaux.Le 27 avril 2005 décollait l'airbus A380, l'avion commercial le plus gros du monde, pour une masse de 590T et une poussée de 340 kN .

Il a fallu découvrir des matériaux qui tiennent aux hautes températures. Alors que le moteur Anzani atteignait en régime en régime 150°C. Les réacteurs actuels ont des températures de l'ordre de 1 500°C.

Les différents moteurs à explosion



Les cylindres peuvent être disposés : en ligne**(1)**,enligne double formant un V **(2)**,en ligne à plat et opposés les uns aux autres **(3)**,en étoile rotative ou fixe **(4)**, en double étoile rotative ou fixe **(5)** et en éventail **(6)**

Groupe motopropulseur à combustion interne (moteur à pistons), couplé à une hélice tractive ou propulsive

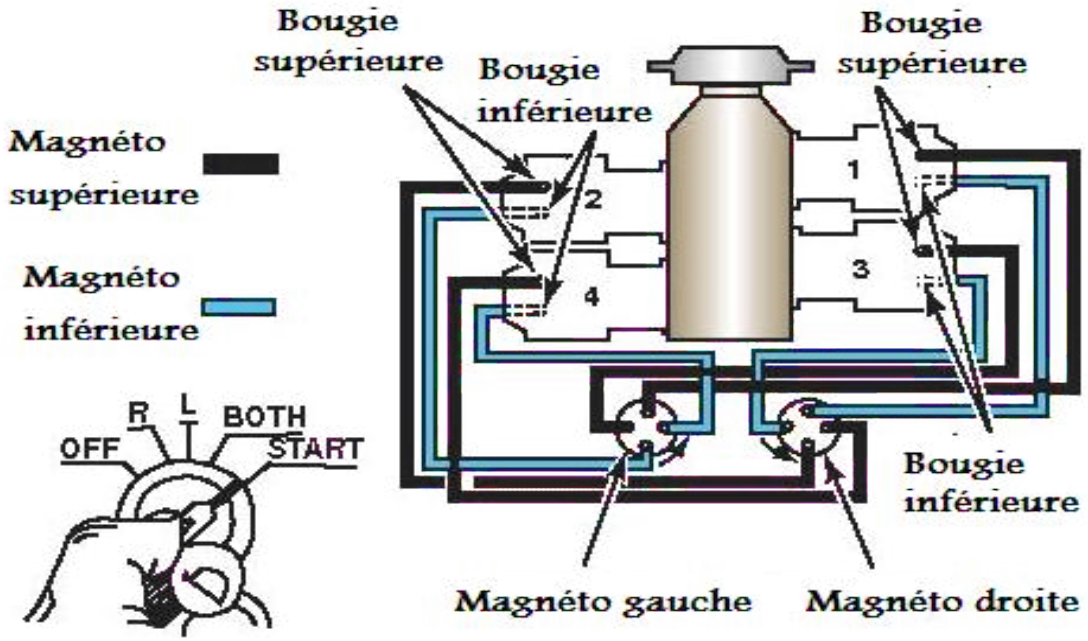
10.4 - L'ALLUMAGE

L'allumage désignant l'inflammation du mélange gazeux provenant du carburateur, on ne doit employer ce mot que pour les moteurs à pistons des petits avions légers à hélice.

La plupart des moteurs à pistons destinés à l'aviation sont dotés d'un système d'allumage dont les générateurs électriques sont appelés magnétos. Son fonctionnement est donc indépendant de la génération électrique de bord (assurée par une batterie et un alternateur, comme sur une automobile).

Le circuit d'allumage fournit une **étincelle** qui **déclenche la combustion du mélange carburant-air dans le cylindre**.

Afin d'accroître la sécurité, l'allumage est double : chaque cylindre est doté de deux bougies, chacune d'elles étant alimentées séparément par sa magnéto. Le rôle des bougies d'allumage étant d'initialiser l'inflammation en produisant une étincelle.Il y a donc deux magnétos par moteur, le moteur fonctionnant normalement avec ses deux magnétos actives.



A la mise en route du moteur, la batterie fournit le courant électrique qui alimente le démarreur. Le démarreur entraîne le moteur et les accessoires qui lui sont mécaniquement liés, tel que l'élément rotatif de la magnéto, qui fournit à chaque cylindre l'étincelle nécessaire, au moment opportun. Dès que le moteur tourne, le circuit du démarreur est déconnecté et la batterie ne joue plus aucun rôle dans le fonctionnement propre du moteur.

Au sol, il faut faire des essais de coupure en vérifiant que le moteur s'arrête bien lorsque l'on actionne la clé de contact et ainsi vérifier que le fil de commande rempli correctement se rôle de coupure.

Vérification du circuit d'allumage

Lors de la **mise en œuvre** de l'avion, il faut **vérifier** le bon **fonctionnement du circuit d'allumage** en vérifiant les magnétos une à une ainsi que leur circuit. Cette opération s'appelle la "**sélection magnétos**".

Tout fonctionnement défectueux doit entraîner l'annulation du vol tant que la cause n'a pas été déterminée et la réparation effectuée.

10.5 – LE MOTEUR A PISTONS :

Utilisé dés l'origine des moteurs thermiques (énergie produite à partir de l'expansion due à l'élévation de température d'un gaz), le moteur à pistons doit son appellation au mouvement alternatif rectiligne d'une pièce essentielle : le piston qui se déplace dans un cylindre.

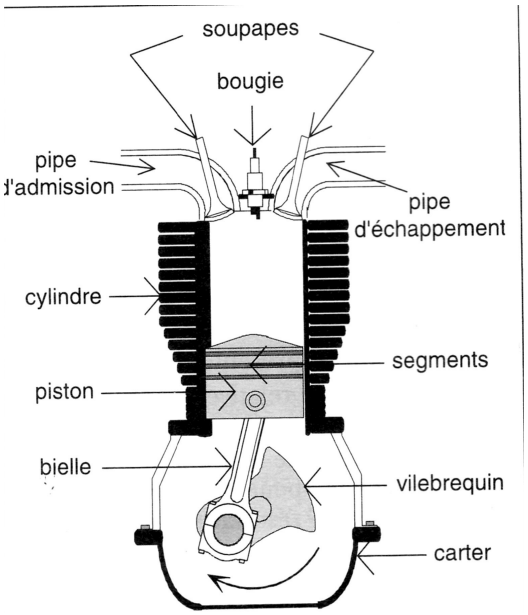
Mais ce qui différencie le moteur d'avion de celui de l'automobile ou d'une installation fixe est qu'il doit fonctionner à des altitudes très variables et être de construction la plus légère possible.

10.5.1 - Le moteur est composé :

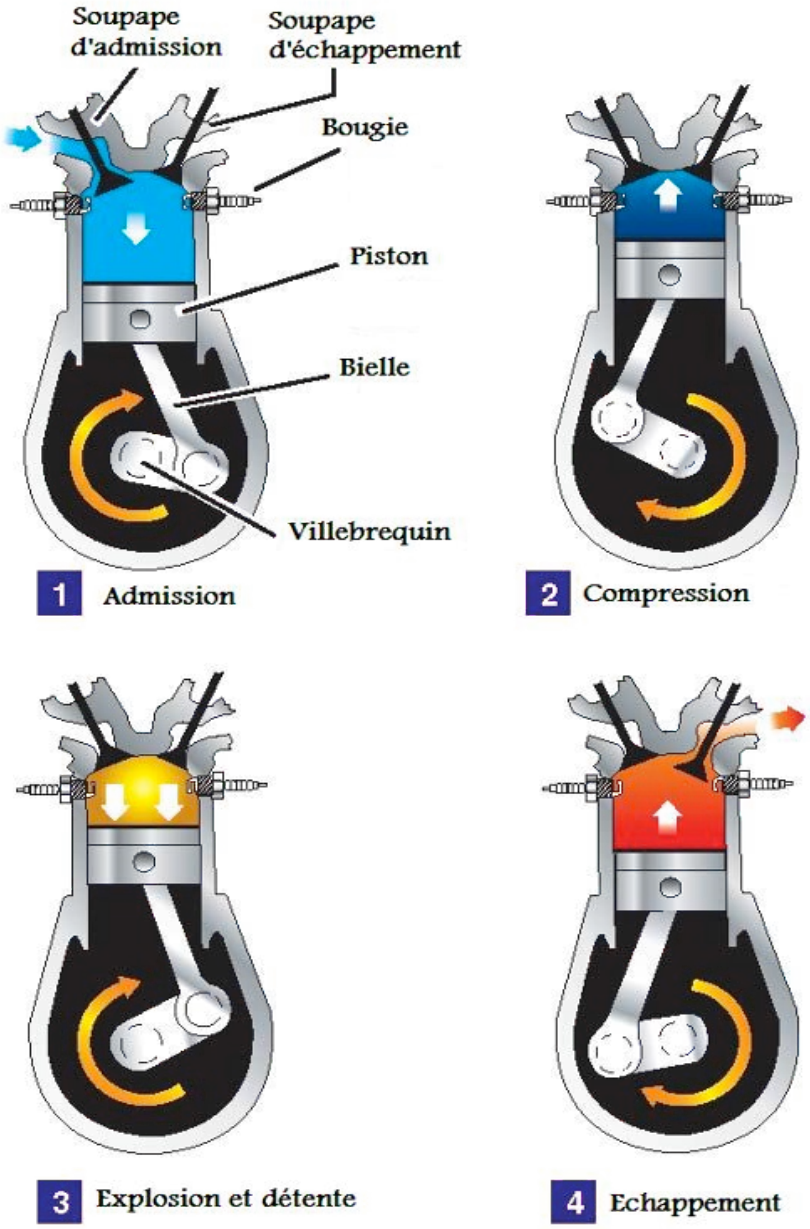
- d'un **cylindre** dans lequel s'effectue le mouvement de va-et-vient. Il est doté d'ailettes et sa partie supérieure est fermée par une pièce appelée **culasse**. La culasse est doté de **soupapes** permettant l'admission des gaz frais et l'échappement des gaz de combustion, et d'un dispositif créant l'inflammation du mélange carburant/air : la **bougie**. Les moteurs à pistons d'avion ont deux bougies par cylindre, contrairement aux moteurs d'automobiles qui n'en ont qu'une seule. Le cylindre est fixé dans sa partie basse à un bâti appelé **carter**

- d'un **piston**, doté de segments d'étanchéité, dont le déplacement est assuré par une **bielle**. Celle-ci est reliée par axe situé à sa partie inférieure, à une pièce animé d'un mouvement de rotation, appelée vilebrequin

Le vilebrequin est un arbre qui permet de transformer le mouvement rectiligne de va et vient (alternatif) de l'ensemble piston-bielle en mouvement de rotation. L'axe de rotation du vilebrequin est l'axe de rotation du moteur, tandis que l'axe de liaison bielle-vilebrequin est excentré par rapport à l'axe de rotation du moteur.



Le principe de fonctionnement des moteurs utilisés en aéronautique est dit : **cycle à 4 temps**



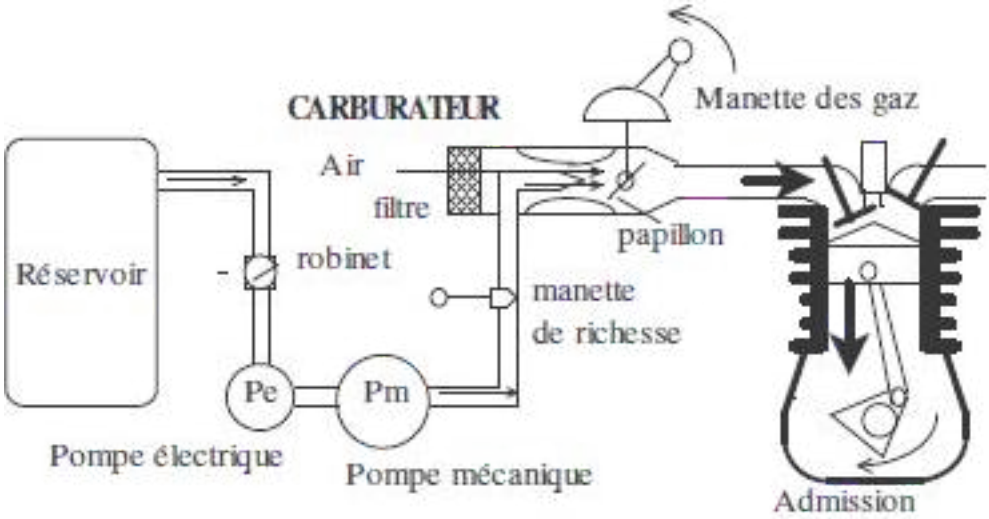
- **Admission** : à partir de la position haute du piston, la soupape d'admission est ouverte, celle d'échappement est fermée; l'air frais précédemment mélangé au carburant est aspiré dans le cylindre. En fin d'admission, la soupape d'admission est fermée
- **Compression** : le piston remonte vers le haut du cylindre, les deux soupapes sont fermées et le mélange gazeux est fortement comprimé
- **Combustion et détente** : juste avant que le piston n'atteigne sa position haute, le mélange est enflammé par une étincelle jaillissant à la bougie. La combustion du mélange libère son énergie et exerce une forte pression sur le piston qui redescend
- **Échappement** : la pression des gaz exercée sur la surface du piston crée une force qui à son tour produit un moment faisant tourner le vilebrequin. Lors du dernier demi-tour, la soupape d'échappement est ouverte, les gaz de combustion sont alors chassés à l'extérieur

A l'issue du quatrième temps, un nouveau cycle de 4 autres temps commence.

10.5.2 - La carburation :

La carburation est la fonction qui permet la réalisation du mélange carburé avant son admission aux cylindres. Sur les moteurs de puissance moyenne, le mélange carburant/air avant son entrée dans les cylindres est élaboré par un ensemble appelé carburateur.

La commande qui permet de faire varier la pression du mélange air-essence entrant dans les cylindres est la "manette des gaz". Cette manette est reliée à un "papillon" qui agit comme un clapet.



Le carburateur comprend :

- un système de réglage de mélange appelé "**correcteur altimétrique**" pour appauvrir le mélange qui tend à s'enrichir en prenant de l'altitude.

- un système de ralenti comprenant une vis de **richesse** réglant la qualité du mélange (dosage) et une vis de ralenti réglant la quantité du mélange.

- un système de pompe de reprise (ou pompe d'accélération) qui envoie une quantité d'essence supplémentaire sous pression au moment de l'augmentation de régime

- un dispositif d'arrêt appelé "**étouffoir**" permettant d'arrêter le moteur à chaud en coupant l'arrivée d'essence.

A l'inverse, lorsque cette manette est poussée à fond, elle occupe alors la position dite : **plein riche.**

10.5.3 - Paramètres influant sur la puissance à altitude constante :

a) Pression d'admission

C'est la pression du mélange air / combustible à l'entrée des cylindres.Elle est d'autant plus élevée que le volume du mélange aspiré est grand (donc que la commande des gaz est ouverte) et que la pression de l'air est élevée.

A régime (vitesse de rotation) constant, la puissance du moteur augmente avec la pression d'admission.

b) Vitesse de rotation

A pression d'admission constante, la puissance d'un moteur augmente avec sa vitesse de rotation jusqu'à une certaine valeur au-delà de laquelle elle diminue. On a donc intérêt à faire tourner un moteur donné au-delà d'une certaine vitesse.

Le tachymètre ou compte tours

c) Richesse du mélange

C'est le rapport poids carburant / poids air du mélange.

A vitesse de rotation et à pression d'admission constantes, la puissance croît avec la richesse jusqu'à un maximum puis décroît

. La richesse théorique est de **1/15**, soit **1 gr d'essence pour 15 gr d'air**.

On appelle **mélange riche** lorsque le mélange est **supérieur à 1/15.**

Et inversement, **mélange pauvre,** lorsque le mélange est **inférieur à 1/15.**

Un mélange riche améliore le refroidissement du moteur et retarde l'apparition des phénomènes de détonation, mais entraîne une forte consommation et l'encrassement du moteur.

A l'inverse, un mélange pauvre favorise la surchauffe du moteur et les phénomènes de détonation.

La manette de richesse permet de modifier le rapport carburant / air élaboré par le carburateur.

Phase de décollage, montée ou remise des gaz : mettre la commande de richesse sur "plein riche",

Phase de descente : ré-enrichir afin de pouvoir disposer de la pleine puissance d'admission en cas de nécessité,

d) Température d'admission

Lorsque la température augmente, la puissance diminue. Sensiblement 1% par 6° centigrades.

e) Humidité

A température constante, 1 gr d'eau dans 100 gr d'air entraîne une diminution de puissance de 4% environ.

Toutefois, la vapeur d'eau retarde l'apparition des phénomènes de détonation.

10.5.4 - Influence de l'altitude :

Avec pleine admission (ouverture des gaz au maximum) la vitesse de rotation varie très peu avec l'altitude. Le moment moteur est proportionnel à la pression maximum d'explosion dans les cylindres. Or, si le volume de mélange qui entre dans les cylindres reste constant (égal à la cylindrée dans ce cas), la densité de l'air ambiant avec l'altitude (la pression d'admission diminue) la masse du mélange diminue donc aussi le moment moteur. A 5 500m un moteur ne fournit plus que la moitié de sa puissance environ.

En outre, pour conserver une richesse constante, il faudra un dispositif de correction altimétrique (le poids de l'air aspiré diminuant, le poids carburant devra également diminuer).

La température baissant en altitude et l'air aspiré étant toujours humide, il peut y avoir formation de givre dans le carburateur d'où la nécessité de réchauffer celui-ci lorsque la température descend au-dessous d'une certaine valeur.

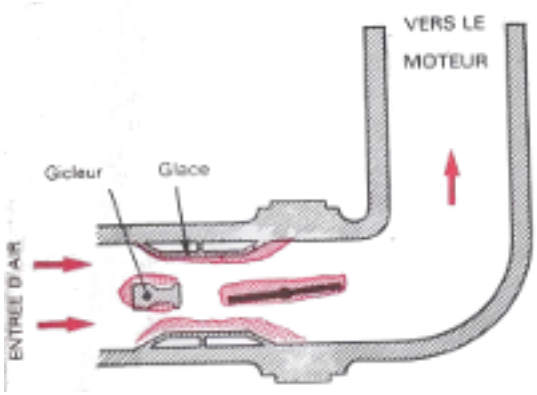
C'est un phénomène dangereux pour l'aviation légère .

Le dépôt de givre peut obturer les orifices d'admission de carburant entrainant l'arrêt du moteur. L'apparition de la glace est due à l'action combinée de :

- la détente (dépression) de l'air au niveau du papillon des gaz, qui provoque la condensation et le refroidissement de la vapeur d'eau qu'il contient
- la vaporisation de l'essence qui crée un effet réfrigérant .

Ces deux effets peuvent refroidir de 20°C l'air qui pénètre dans le moteur .

Le risque d'apparition du givrage est plus important lorsque la manette des gaz est sur "réduit" (papillon fermé)



10.5.4.1 - Conditions propices à l'apparition de glace dans le carburateur :

- une température dans le conduit d'air du carburateur comprise entre 0 et –15°C (donc température extérieure comprise entre -5°C et +20°C !). Température la plus favorable à la formation de glace : -5°C

- une atmosphère humide. Attention, l'humidité peut être élevée même en ciel clair. Le risque est plus important dans les basses couches de l'atmosphère (elles contiennent une plus grande quantité d'eau par litre d'air)

- le risque est plus important quand le moteur est utilisé à des puissances réduites.

Pour une position donnée de la commande des gaz,

Hélice à calage fixe : le nombre de tours/minute du moteur diminue :
RISQUE DE GIVRAGE

Hélice à calage variable : la pression d'admission diminue :
RISQUE DE GIVRAGE

10.5.4.2 - Moyens pour éviter le givrage carburateur :

Afin d'éviter ce phénomène très dangereux, on utilise un volet, commandé par une manette appelée **dégivrage carburateur**. Cette manette agit en tout ou rien. L'**air** n'est plus admis directement au carburateur, il est **préalablement réchauffé** par circulation autour de l'échappement pour arriver au carburateur avec une augmentation de température d'environ 50°C. Ce moyen **préventif** est un système d'antigivrage et pas un système de dégivrage.

L'efficacité du système est plus grande à pleine puissance.

10.5.4.3 - Utilisation du réchauffage carburateur :

Au sol : Il faut l'utiliser **le moins possible**

Au décollage :Décoller sans réchauffage carburateur car cette phase vol exige la puissance maximale du moteur.

En croisière :le réchauffage doit être utilisé en "tout ou rien", en fonction des conditions de givrage

En descente et en approche : En cas de conditions propices au givrage, il faut actionner le réchauffage carburateur à fond 30 secondes à 1 minute avant la réduction des gaz.

10.5.4.4 - Conservation de la puissance en altitude

Deux procédés sont utilisés pour remédier à la diminution de la puissance avec l'altitude :

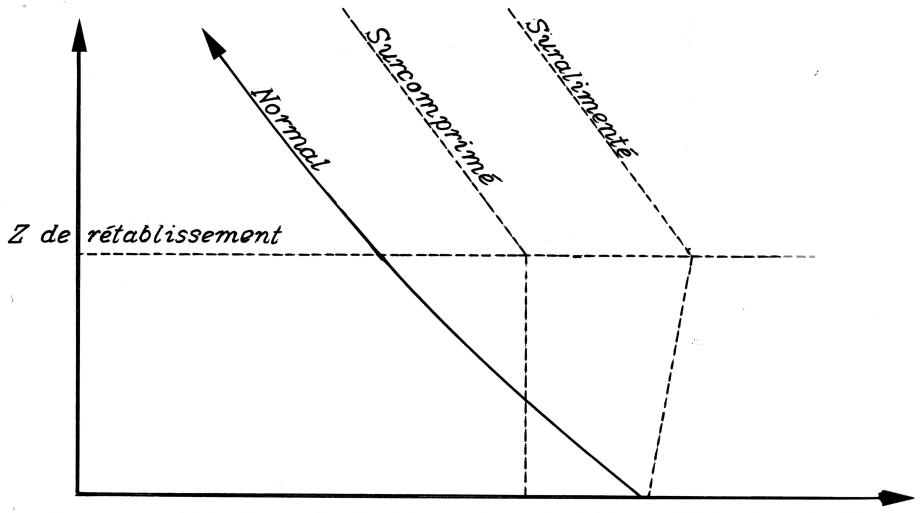
a) Surcompression

Le rendement d'un moteur est d'autant meilleur que son **taux de compression*** est élevé, mais il existe un taux limite au-delà duquel des phénomènes d'auto-allumage ou de détonation apparaissent.

* (le taux de compression est égal au rapport : volume des gaz avant compression dans cylindre / volume des gaz en fin de compression dans cylindre).

Du fait de la diminution de la pression de l'air, le taux de compression limite peut-être augmenté en altitude. On n'a pas pu réaliser des moteurs à compression variable.On donne au moteur un taux de compression correspondant au taux optimum pour une altitude Z et on limite l'admission des gaz aux altitudes inférieures à Z (les cylindres n'étant pas remplis complétement la pression en fin de compression reste admissible).

Un moteur surcomprimé donnera aux hautes altitudes une puissance plus grande que s'il était à compression normale mais par contre du fait de sa sous-alimentation au-dessous de Z sa puissance sera plus faible aux altitudes basses.



b) <u>Suralimentation</u> (solution la plus employée)

Puisque la baisse de puissance est due à la diminution de la densité de l'air, on pourra conserver la puissance si on peut maintenir constante la densité de l'air à l'admission ce qui sera obtenu en maintenant la pression de l'air constante.

On utilise un compresseur qui comprime l'air ambiant à une pression égale à la pression atmosphérique au sol, cet air étant envoyé au carburateur.

Le compresseur peut-être entraîné soit par l'arbre moteur mais il absorbe une certaine puissance utilisable, soit par une turbine mue par les gaz d'échappement (turbo compresseur).

Toutefois, le compresseur ne pourra rétablir la pression au sol jusqu'à des altitudes très élevées. A partir d'une certaine altitude la pression à la sortie du compresseur décroîtra et la puissance du moteur également suivant une loi analogue à celle qui régit la puissance d'un moteur ordinaire à partir du sol. L'altitude à partir de laquelle un moteur surcomprimé ou suralimenté commence à décroître s'appelle " **<u>altitude de rétablissement</u>** ".

Du fait de la diminution de la température de l'air admis et de la diminution de la contre pression à l'échappement, la puissance d'un moteur suralimenté croît jusqu'à l'altitude de rétablissement.

Les compresseurs sont du type centrifuge et doivent être assez légers.

La suralimentation est la solution qui donne la meilleure conservation de la puissance avec l'altitude.

En matière de conduite d'un moteur à explosion en aviation, les pressions qu'il est nécessaire de connaître sont :

- La pression d'huile

- La pression d'essence à la sortie des pompes

- La pression d'admission

- La pression d'air pour les instruments à dépression

10.6 – CARBURANT :

Le moteur doit être alimenté par l'essence prescrite par le constructeur. Ce carburant se caractérise par :

L'indice d'octane (< 100)

- il mesure la plus ou grande résistance à la détonation ou, ce qui revient au même, la plus ou moins grande aptitude du carburant à supporter la compression.

- la mesure de cette caractéristique se fait par comparaison du carburant avec deux hydrocarbures types :

  - l'iso-octane qui détone peu : indice 100
  - heptane qui détone facilement : indice 0

- une essence se définit par son grade :

exemple : 80 / 87

indice d'octane mélange pauvre — indice d'octane mélange riche

Les carburants se différencient par une couleur :

l'indice d'octane :		l'indice de performance	
80 / 87	**couleur rose**	100 / 130	**couleur verte**
91 / 96	**couleur bleue**	115 / 145	**couleur violette**

L'indice de performance (100 et +)

- il est utilisé pour les carburants ayant une résistance à la détonation supérieure à 100

exemple : 115 / 145

indice de performance mélange riche — indice de performance mélange pauvre

<u>Mélange</u> :

riche 1/10	**pauvre 1/17**
- forte consommation (fumées noires)	- combustion plus lente
- encrassement des cylindres (perlage)	- auto-allumage et perte d'énergie
- possibilités d'explosion dans les pots d'échappement	- détonation
	- échauffement
	- retour carburateur
	- mauvais rendement
Avantages	**Avantages**
- recul de la détonation	- faible consommation (fumées blanchâtres)
- diminution de la température cylindres par vaporisation de l'essence en surplus	

<u>Petit rappel :</u>

- richesse théorique 1 / 15 pour que le mélange brûle complétement
- on appel **mélange riche** lorsque le mélange est **supérieur à 1 / 15**
- on appel **mélange pauvre** lorsque le mélange est **inférieur à 1 / 15**

Sur petits avions : commande pauvre / riche

Sur gros avions : auto riche au décollage
auto pauvre en croisière
étouffoir
plein riche (pour court-circuiter le correcteur altimétrique)

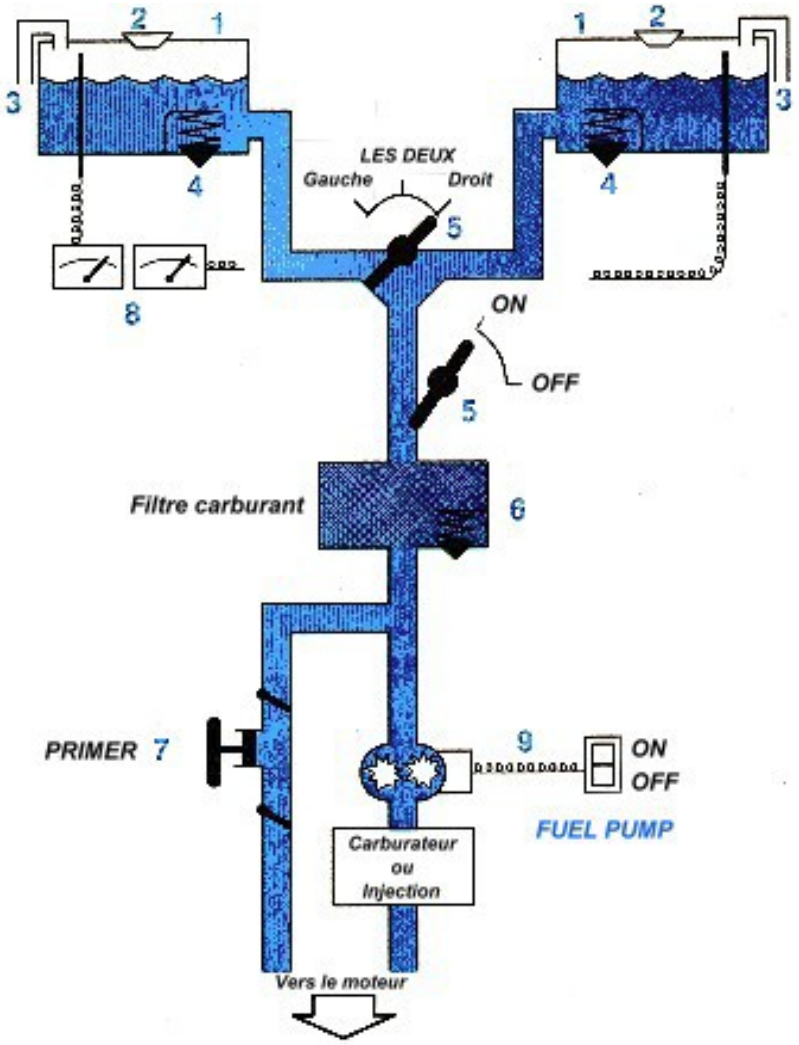
10.7 – LE CIRCUIT CARBURANT :

Rôle de l'alimentation :

Alimenter le moteur en carburant, par gravité une pompe moteur et lorsque nécessaire, par une pompe électrique commandée.

Les réservoirs sont mis à l'air libre de manière à compenser la baisse du niveau carburant par un volume d'air équivalent.

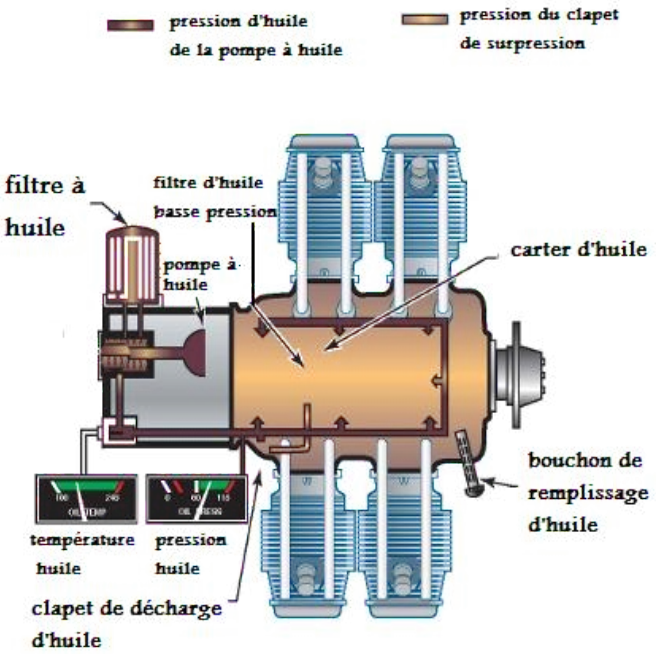
1- réservoirs
2- bouchons de remplissage
3- mise à l'air libre
4- purges
5- sélecteur réservoir carburant
6- filtre carburant
7- pompe manuelle d'injection
8- jauges carburant
9- pompe auxiliaire électrique



10.8 – LES HUILES :

Elles doivent remplir cinq fonctions principales :

- réduire les frottements
- combattre l'usure et la corrosion
- participer au refroidissement
- parfaire l'étanchéité entre les pièces
- évacuer les impuretés (qui sont éliminées dans les filtres)



Les huiles sont d'origine MINÉRALES pour les moteurs à explosion

Les huiles sont d'origine SYNTHÉTIQUES ou DISPERSANTES pour les turbo machines pour répondre aux caractéristiques suivantes :

- faibles variations de viscosité avec la température (de + 250° à – 50°)
- aptitude à supporter des charges élevées (roulement , engrenages....)
- faible volatilité

Elles se caractérisent par leur grade qui est l'indice représentant leur viscosité.Le grade à utiliser augmente avec la température (voir le manuel de vol).

10.9 - LES TURBOPROPULSEURS

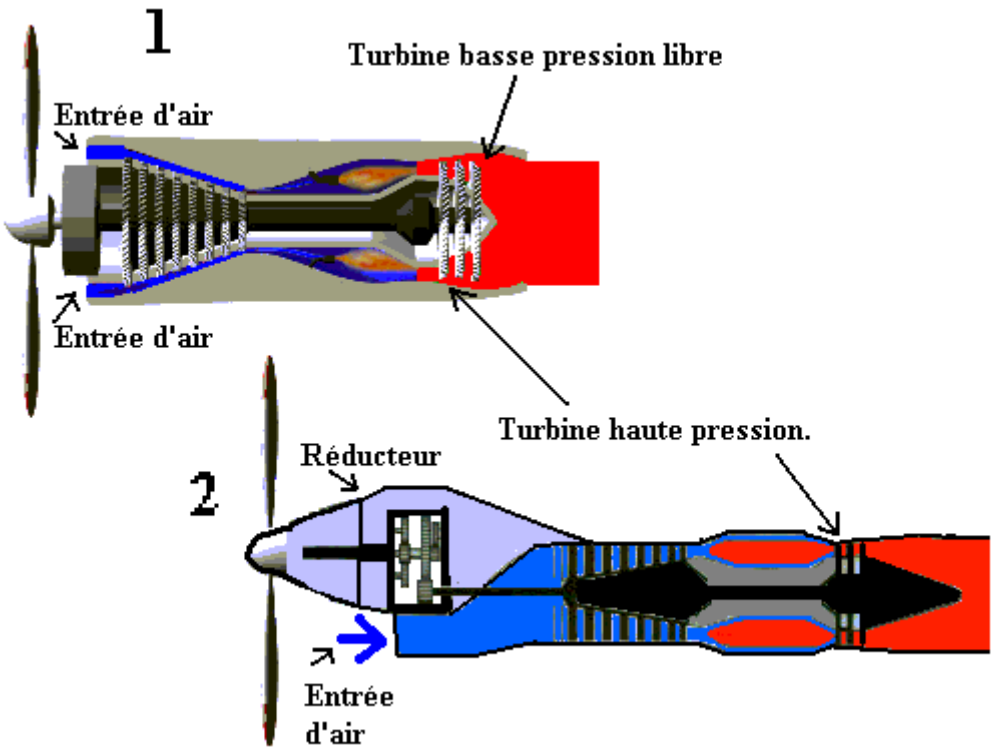
Les hélices ne permettent pas de très grandes vitesses, mais leur rendement est meilleur que tout autre type de propulsion. Si, donc, la vitesse n'est pas un critère important, l'hélice est le meilleur

Un turbopropulseur est donc un propulseur à hélice, mais cette dernière est entrainée par une turbine (comme le turbofan) et pas par un traditionnel moteur à piston.

Le choix d'utiliser une turbine pour entrainer l'hélice, vient du fait que ces moteurs sont beaucoup plus léger, plus puissant, et d'un bien meilleur rendement qu'un moteur à piston.

Tant donné les énormes vitesses de rotation des turbines, on utilisera, comme sur les double flux, un système double attelage permettant à l'hélice d'être entrainée par une turbine basse pression à rotation plus lente,et dont l'axe passe à l'intérieur de celui qui entraine le compresseur.
Cette turbine n'étant pas liée au compresseur, elle est appelée : turbine libre (le même terme est utilisé pour désigner la turbine entrainant le fan d'un turbofan).
Dans le cas numéro 2, la réduction de vitesse nécessaire pour entrainer l'hélice est assurée par un réducteur à engrenage.

Un turbopropulseur se présente comme ceci :



Les turbopropulseurs équipent essentiellement les avions de transport militaire, d'école de pilotage, de liaisons aériennes régionales voir de voltige où leur légèreté, leur puissance, et leur rendement sont appréciés.

Pour l'aviation de loisir, le moteur à piston continue à être majoritaire.

Turbine A400M équipée d'une hélice **Propfan**

11 - LE TURBORÉACTEUR :

11.1 - Histoire :

Le premier avion à « moteur sans hélice » est construit et présenté au salon du Bourget dès 1910 par **Henri Coandă**. Lors d'un essai au sol, son inventeur et pilote, surpris par sa puissance, coupe le moteur, mais l'inertie bien plus importante que celle d'un moteur à hélice fait décoller quand même l'avion, qui, privé de propulsion, s'écrase et brûle. Coandă revient à une motorisation à hélice.

Le Français **Maxime Guillaume** est le premier à déposer le 3 mai 1921 un brevet d'invention concernant la « propulsion par réaction sur l'air ». Néanmoins, il ne sera suivi d'aucune construction, car elle aurait nécessité des avancées techniques importantes sur les compresseurs.

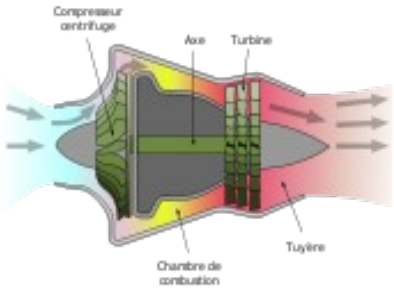
Les premiers turboréacteurs sont conçus à peu près simultanément mais indépendamment par **Frank Whittle** en Angleterre et par **Hans von Ohain** en Allemagne dans les années 1930.

Allemagne

premier turboréacteur sur un **Heinkel He 178** en 1939

Angleterre

Le « **Pioneer** » effectue ainsi son premier vol le 15 mai 1941



Les premiers turboréacteurs, conçus à partir des prototypes mis au point par Whittle et Von Ohain, sont munis d'un **compresseur centrifuge** mû par la turbine. Ils ont le mérite de la simplicité, étant donné qu'un seul étage d'aubes réalise la compression et qu'un seul arbre relie la turbine au compresseur.

Mais leur faible longueur s'accompagne d'un fort diamètre nécessaire à une bonne compression. L'air atteint en effet sa compression maximale à l'extrémité du compresseur puisque la est d'autant plus grande que son point d'application est éloigné de l'axe de rotation.

11.2 - PRINCIPE :

Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction. La variation de vitesse de l'air entre l'entrée et la sortie du réacteur crée une quantité de mouvement (dénommée poussée) vers l'arrière du moteur qui, par réaction, — d'où le terme de moteur à réaction — engendre le déplacement du moteur, donc du véhicule sur lequel il est fixé, vers l'avant.

Le turboréacteur fonctionne sur le principe des turbines à gaz. À l'admission, l'air est aspiré par la soufflante (le cas échéant) puis comprimé via un compresseur (dans tous les cas). Du kérosène est ensuite injecté puis mélangé avec l'air au niveau de la chambre de combustion puis enflammé, ce qui permet de fortement dilater les gaz. Ces derniers s'échappent du turboréacteur par la tuyère qui, en raison de sa section convergente, accélère la vitesse de l'air (suivant l'effet venturi) (l'écoulement étant maintenu subsonique au sein du réacteur). L'air passe au préalable par une turbine permettant d'entraîner le compresseur et les accessoires nécessaires au fonctionnement du réacteur; le mouvement est auto-entretenu tant qu'il y a injection de carburant. En simplifiant, l'énergie de pression engendrée au sein du réacteur sera transformée en énergie cinétique en sortie, ce qui engendrera une forte poussée.

11.2.1 - Calcul de la poussée :

La poussée d'un turboréacteur peut être calculée approximativement à partir de l'équation :

où

$$F_{poussée} = m \times (V_{sortie} - U_{entrée})$$

m , débit massique de l'air passant dans le moteur, le débit du carburant étant négligeable (kg/s)

V_{sortie} , vitesse de sortie des gaz de la tuyère (m/s)

$U_{entrée}$, vitesse d'entrée des gaz dans le compresseur (m/s)

m x V_{sortie} , représente la poussée de la tuyère, tandis que m x $U_{entrée}$ correspond à la force de traînée de l'entrée d'air.

Enfin, le **rendement de propulsion** d'un turboréacteur est le rapport entre l'énergie cinétique communiquée aux gaz d 'échappement et l'énergie effectivement transformée en poussée (en négligeant la masse combustible), l'énergie cinétique communiquée à l'air esr égale à la différence entre l'énergie cinétique à la sortie et à l'entrée, soit $1/2\ m(V^2 - U^2)$

Quant à l'énergie transformée en poussée, elle est égale au produit de la poussée par la vitesse de l'avion,

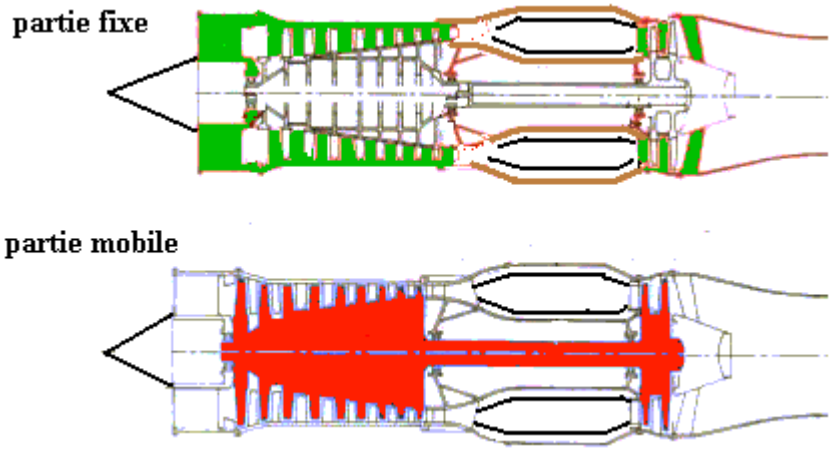
c'est à dire m (V – U) U. Le rendement (ρ) de propulsion s'écrit donc :

$$\rho_{propulsion} = 2U \frac{(V - U)}{V^2 - U^2}$$

ou encore

$$\frac{2U}{V + U}$$

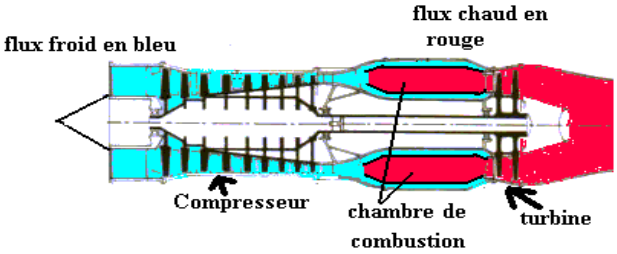
Le turboréacteur est constitué de 2 parties, l'une fixe appelée " **stator** " et une autre mobile appelée " **rotor** "



L'air (en bleu) est aspiré et comprimé par le **compresseur**, puis injecté dans la ou les **chambre**(s) de **combustion** où il assure la combustion du carburant (kérosène). Ensuite, il se détend rapidement en passant à travers la **turbine**, constituée d'un ou plusieurs étages (quelques uns) d'aubes semblables à celles du compresseur, mais fortement protégées contre les hautes températures.
Au passage, les gaz entrainent la rotation de la turbine. La rotation de la turbine entraine celle du compresseur; les deux étant liés par un axe.

Les gaz s'échappent du turboréacteur par la **tuyère** qui, en raison de sa section convergente, accélère la vitesse de l'air (suivant l'effet venturi) (l'écoulement étant maintenu subsonique au sein du réacteur).

Au démarrage, un moteur électrique, ou le souffle d'une sorte de mini réacteur appelé **APU** (auxilliary power unit) met les parties mobiles en rotation. Une énorme étincelle électrique est alors produite dans la ou les chambre(s) de combustion tandis que le kérosène est injecté. Ensuite, la combustion continue tant qu'arrive le kérosène.



11.2.2 - Entrée d'air et soufflante :

L'entrée d'air permet d'amener l'air ambiant dans le turboréacteur, indispensable lorsque le turboréacteur est installé dans le fuselage (avions militaires le plus souvent) ou lorsque le turboréacteur n'est pas installé dans le fuselage, l'entrée d'air se confond avec le premier étage du compresseur.

L'entrée d'air conditionne le bon écoulement d'air et augmenter (autant que possible) la pression à l'entrée du compresseur tout en assurant un débit suffisant.

Le cône de pénétration abrite souvent le démarreur (avions civils)

L'entrée d'air est dégivrée

Les phénomènes d'ondes de choc à l'approche de la vitesse du son imposent des entrées d'air différentes pour les vols subsoniques et les vols supersoniques.

Au décollage, la diminution de la pression entrainée par la transformation vitesse / pression (vitesse = dépression), peut nécessité l'ouverture des trappes latérales d'alimentation d'air supplémentaires.

En croisière, une pression se produit dans l'entrée d'air (vitesse de translation > vitesse d'écoulement dans la manche).

On a donc trouvé un moyen de ralentir l'air d'admission des turboréacteurs et des double flux, mais le système n'est pas facilement applicable aux immenses prises d'air des gros turbofans.

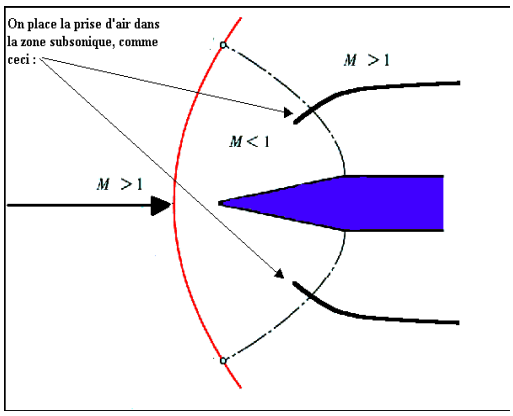
Alors, comment fait-on pour ralentir l'air arrivant au compresseur ?

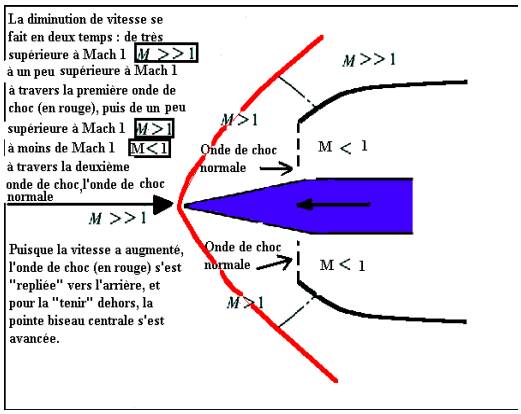
En se servant des ondes de choc, car la vitesse de l'air diminue fortement en passant à travers une onde de choc.
Parce qu'il y a perte d'énergie dans l'onde de choc elle même ,et en suite parce que l'onde de choc s'accompagne d'une hausse locale de température du fait de la compression.

Après l'onde de choc, la vitesse de l'écoulement **et la pression** ont baissé, mais la température a retrouvé sa valeur d'avant le choc.
La perte d'énergie s'est donc traduite par une baisse conjointe de la vitesse et de la pression.

On considère que la vitesse d'un écoulement devient SUBSONIQUE après une onde de choc normale (c'est à dire, perpendiculaire à l'écoulement).

Exemple :





11.2.3 - Compresseur :

Afin d'améliorer les performances du moteur, les gaz entrant dans le turboréacteur sont comprimés par un compresseur. Deux principes de compression sont utilisés : la compression centrifuge — technique quasiment abandonnée au début du XXIe siècle — et la compression axiale.

Dans le premier cas, un seul compresseur oblige l'air, sous l'effet de la force centrifuge, à passer dans une section divergente (en s'élargissant) ce qui comprime l'air. Dans le deuxième cas, le compresseur est constitué de plusieurs étages.

11.2.4 - Chambre de combustion :

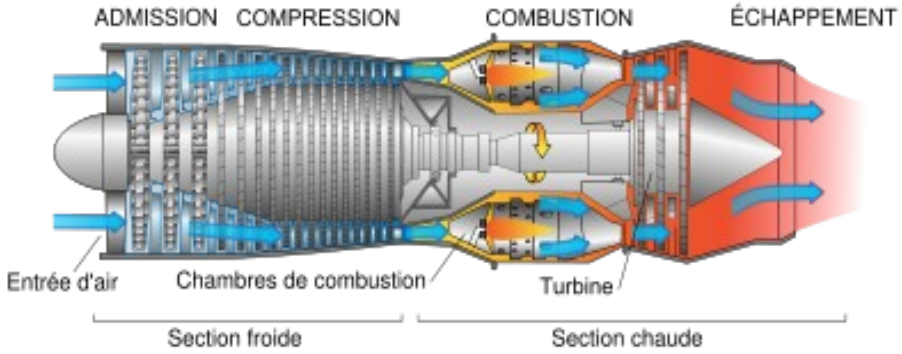
La chambre de combustion est la partie du turboréacteur dans laquelle se fait la combustion des gaz frais avec le carburant. Le carburant y est ainsi injecté, mélangé à l'air fourni par le compresseur, et brûlé.

11.2.5 - Turbine et axe de turbine :

La turbine récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour le fonctionnement de la soufflante, du compresseur et du relais d'accessoires destiné aux énergies de servitude.

Tuyère : La tuyère assure l'éjection des gaz brulés ainsi que leur retour à la pression ambiante. L'accélération du flux qui en résulte génère la **poussée.**

11.3 – LE TURBORÉACTEUR SIMPLE FLUX :



Un réacteur est dit simple flux lorsque tout l'air aspiré par le premier étage passe par la chambre de combustion et la turbine. Ce réacteur a deux inconvénients majeurs : sa consommation excessive de carburant et son bruit trais important dû aux vitesses d'éjection supersoniques, n'atteignent leur meilleur rendement qu'au-delà de Mach 1.

C'est à cause de l'énorme différence de vitesse entre les gaz éjectés et l'air ambiant, que l'on entend tant de bruit.

Rendement thermique : (η th)

Le réacteur est une machine thermique qui utilise l'énergie chimique du carburant pour augmenter l'énergie cinétique de l'air qui le traverse. Le rendement thermique caractérise l'efficacité de cette transformation.

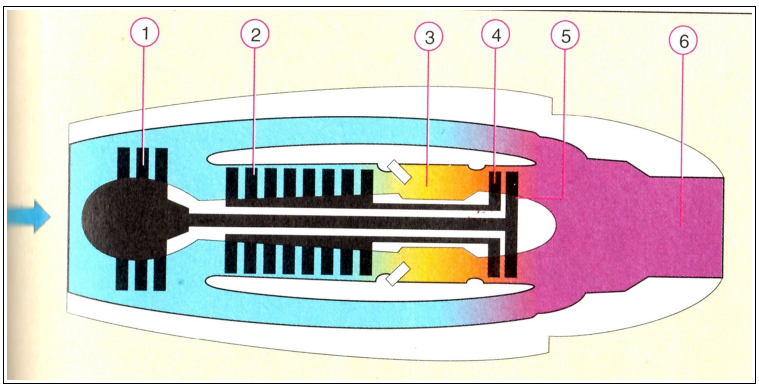
Rendement de propulsion : (η p)

Le rendement de propulsion est relatif à la transformation de la puissance cinétique (gaz éjectés) en puissance utile à la propulsion. Il dépend du fonctionnement du réacteur, mais aussi de la vitesse de l'avion.

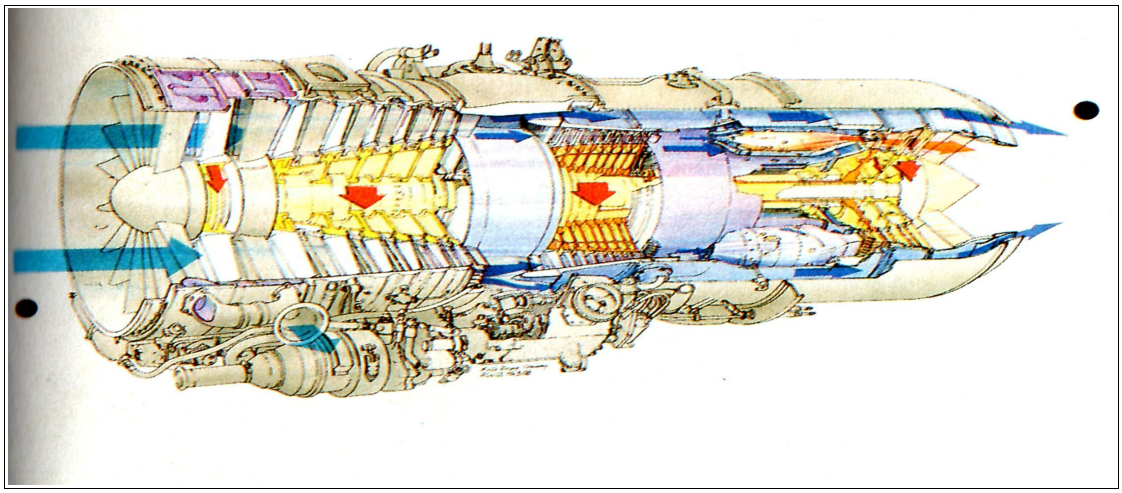
Rendement thermopropulsif : (η th = η th x η p)

C est le rendement global du moteur, rapport de l'énergie de propulsion à la puissance chimique du carburant.

11.4 – LE TURBORÉACTEUR DOUBLE FLUX :



*Compresseur basse pression **(1)**, compresseur haute pression **(2)** entraîné par la turbine haute pression **(4)**, chambre de combustion **(3)**, sortie du flux froid et mélange avec les gaz chauds **(5)**, tuyère d'éjection des gaz chauds **(6)***



Les flèches bleues foncées indiquent le flux secondaire qui est compressé et éjecté sans combustion.

Comment écarter les deux inconvénients majeurs des turboréacteurs simple flux : le bruit et la forte consommation de carburant.Il fut établi que pour augmenter la poussée, il fallait accroître le débit d'air aspiré par le réacteur, et pour augmenter le rendement il convenait de récupérer sur la turbine un maximum d'énergie.C'est ainsi que virent le jour des réacteurs double flux.

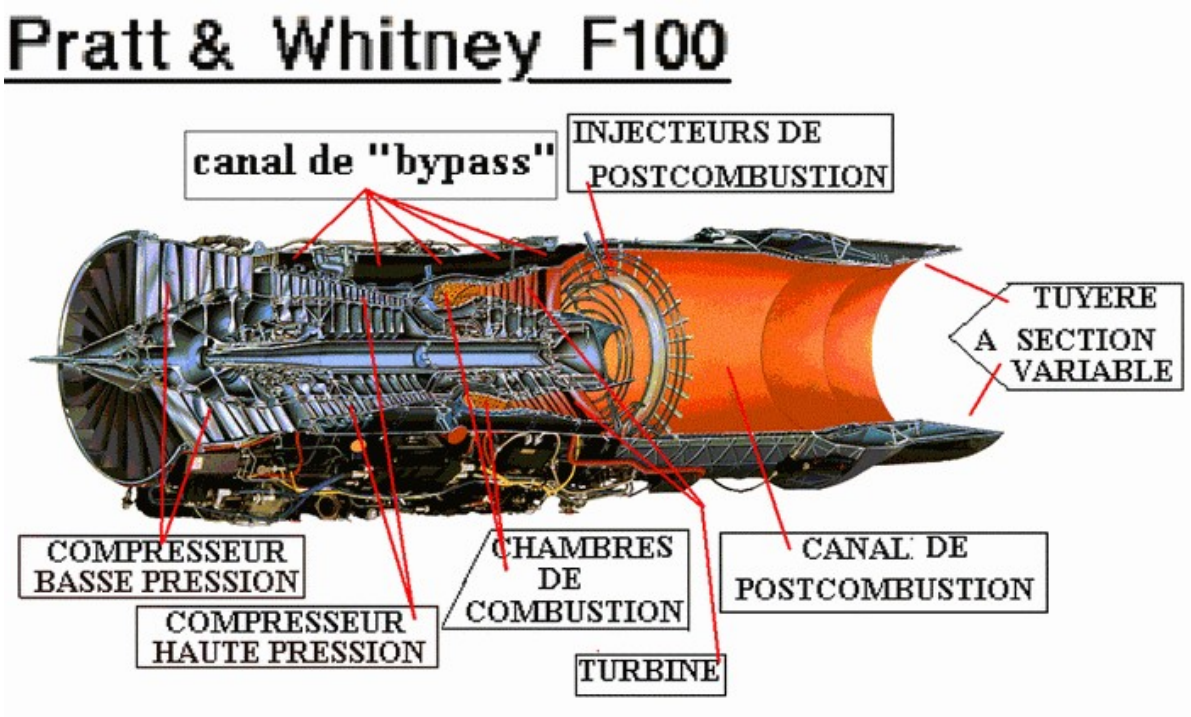
Dans ce genre de réacteur, la partie avant du compresseur est surdimensionnée pour augmenter considérablement la quantité d'air qui y passe. Une partie de l'air y est alors prélevée pour contourner le moteur et être réinjectée après la turbine. L'autre partie suit le même chemin que dans un turboréacteur classique.

Le flux qui traverse tout le moteur s'appelle : **flux primaire**; le flux qui contourne une partie du compresseur, la ou les chambre(s), et la turbine, s'appelle : **flux secondaire**.

La première partie du compresseur, celle qui accélère le flux secondaire, s'appelle : **compresseur basse pression.**
La deuxième partie du compresseur, celle qui comprime le flux primaire, s'appelle : **compresseur haute pression.**
Sur un réacteur double flux, le débit est donc grandement augmenté, ainsi que le rendement. L'air "froid" du flux secondaire ne se mélangera que fort peu aux gaz très chauds du flux primaire, et, par conséquent, le jet de gaz très chaud et très rapide (flux primaire) sera "gainé" par le flux secondaire plus lent assurant un niveau de bruit très nettement plus faible (l'air ambiant ne sera pas en contact directe avec les gaz rapides mais avec la "gaine" du flux secondaire).
La proportion d'air contournant le moteur est variable selon les moteurs. Elle est d'autant plus élevée que le moteur est destiné à voler à des vitesses faibles. Cette proportion est exprimée par **le taux de dilution**, égal au rapport du flux froid massique (dit secondaire) sur le flux chaud massique (dit primaire).

Le flux secondaire peut être 8 fois plus important que le flux primaire (on dit : un taux de dilution de 8), et la poussée est, dans ce cas assurée à 80% par le flux secondaire.

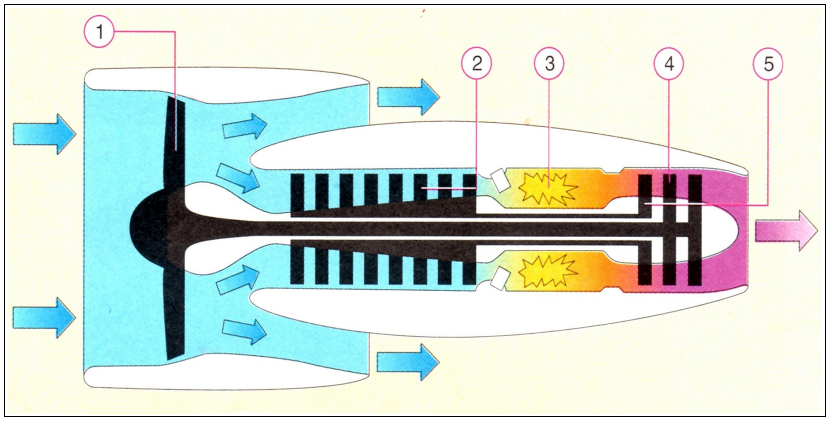
11.5 – LE TURBORÉACTEUR DOUBLE FLUX A FAIBLE TAUX DE DILUTION:



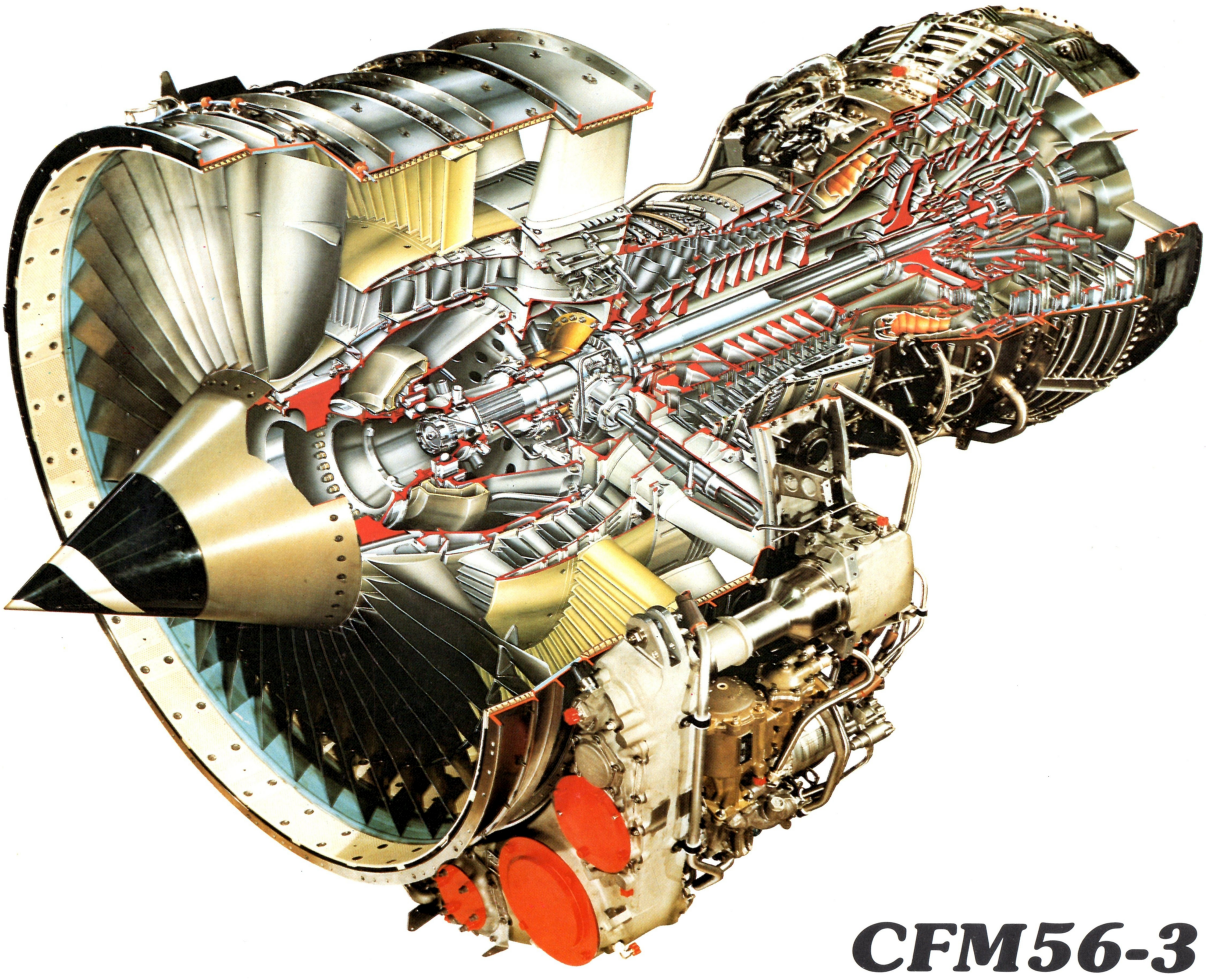
Les gros turbofans ne sont utilisés que sur des avions subsoniques car l'énorme soufflante perdrait rapidement de son efficacité en supersonique. Néanmoins, et dans le but d'améliorer le rendement, les avions de combat supersoniques d'aujourd'hui sont équipés de moteurs double flux, mais à FAIBLE taux de dilution.
Les gros turbofans ont des taux de dilution d'environ 8, le moteur du F16, par exemple, a un taux de dilution d'environ 0.3!
Le canal de dérivation (canal de bypass) est donc nettement plus petit.

Les avantages du système ?
Un bien meilleur rendement que pour un turboréacteur classique grâce à une meilleure transformation de l'énergie thermique en énergie mécanique (poussée), et grâce à une augmentation substantielle du débit.
Sans atteindre le rendement d'un double flux à fort taux de dilution, les double flux à faible taux de dilution apportent tout de même quelques avantages, tout en conservant des capacités largement supersoniques. Ce sont, après tout, des turboréacteurs classiques avec un PLUS.

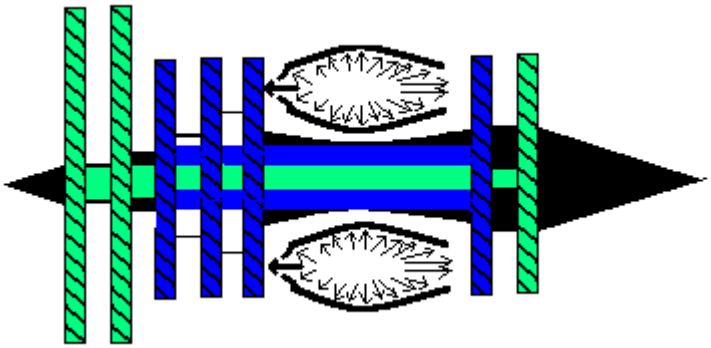
11.6 – LE TURBOFAN :



*le fan **(1)** ou soufflante refoule le flux froid autour du réacteur, compresseur axial)à plusieurs étages **(2)**, chambre de combustion **(3)**, turbines basse pression **(4)** entraînant le fan, turbine haute pression **(5)***



Poussons la logique du réacteur jusqu'au bout, augmentons le débit en agrandissant le premier étage du compresseur basse pression, le réacteur devient en fait le moteur qui entraîne cette gigantesque hélice carénée.
Sur les double flux, et plus encore sur les gros turbofans à très fort taux de dilution, il est nécessaire de pouvoir faire tourner les différentes parties du compresseur à des vitesses différentes.
Pour permettre des vitesses différentes, il faut des turbines différentes.
Celle qui sera directement à la sortie de la chambre de combustion, recevra plus d'énergie et tournera plus vite, celles qui suivront recevront de moins en moins d'énergie et tourneront moins vite.



Avec 2 turbines, la première (en bleu), appelée turbine haute pression ,entraine le compresseur haute pression (en bleu) ,la deuxième (en vert), appelée turbine basse pression , entraine le compresseur basse pression (en vert).

L'axe d'entrainement de la turbine basse pression passe à l'intérieure de l'axe de la turbine haute pression, on dit que les axes sont coaxiaux.

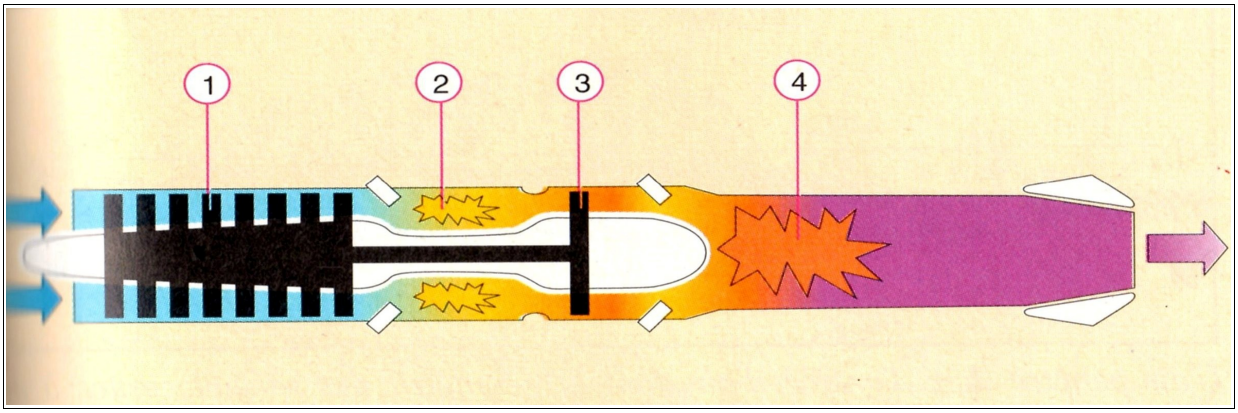
Ce dispositif est appelé : **double attelage**.

11.7 – LA POSTCOMBUSTION :

La postcombustion, parfois dénommée réchauffe, est un système utilisé par les avions militaires ou civils supersoniques pour augmenter temporairement la poussée fournie par le turboréacteur. Cette technique consiste à injecter du kérosène — après la turbine du moteur, d'où le terme « post » — dans les gaz d'échappement du réacteur. Sous l'effet de la chaleur, le kérosène s'enflamme, ce qui a pour conséquence une augmentation soudaine de la poussée.

Cet apport de puissance supplémentaire est particulièrement utile lors d'un décollage sur une piste courte ou pour traverser la zone transsonique, autour de mach 1.00, ou pour sortir d'une évolution délicate pour un avion militaire.

La combustion ayant un rendement faible, est très gourmand en kérosène. Les réchauffes procurent 25% de poussée supplémentaire, soit l'équivalent d'un réacteur supplémentaire.



*Compresseur axial **(1)**, chambre de combustion avec ses injecteurs de carburant **2)**,turbine **(3)**,le dispositif de postcombustion **(4)** comprend les injecteurs de carburant en sortie de turbine et la tuyére déchappement variable.*

11.8 – LES INVERSEURS DE POUSSÉE :(ou reverses)

Utilisés après l'atterrissage pour freiner l'avion, les inverseurs de poussée dévient vers l'avant le flux des gaz sortant du réacteur. Le système est commandé par le pilote, un verrou mécanique empêche toute manœuvre si l'avion n'est pas au sol et si les réacteurs ne sont pas au ralenti.

<u>Les différents types d'inverseurs:</u>

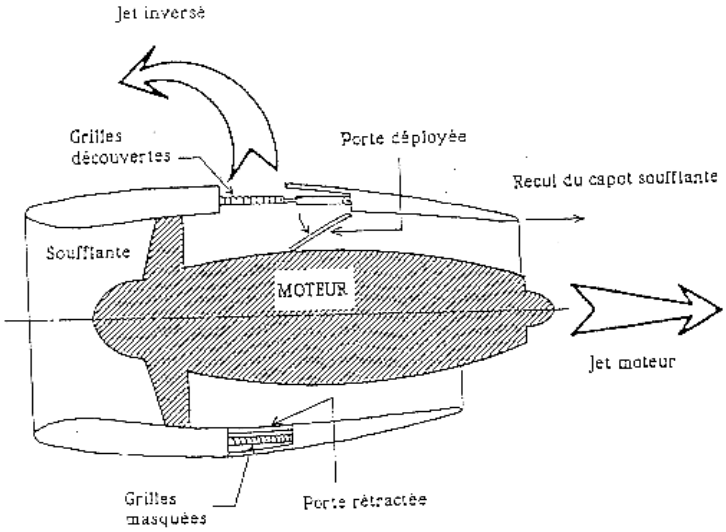
- On peut distinguer des inverseurs à 2 portes et des inverseurs à 4 portes

les inverseurs 2 portes

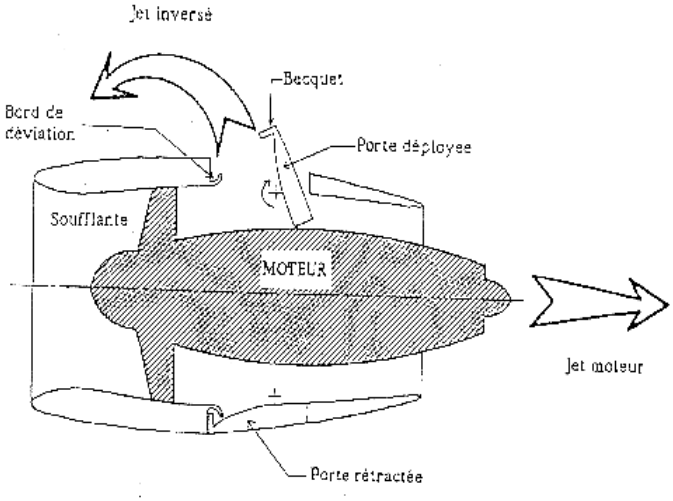
les inverseurs 4 portes

- les inverseurs à grilles

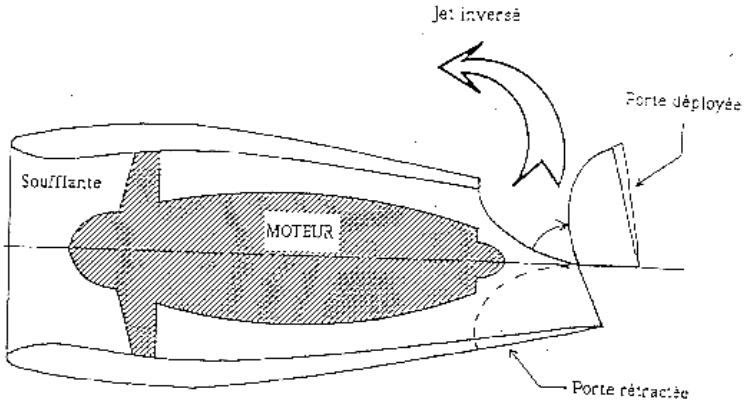
système le plus classique et le mieux éprouvé. Il peut être utilisé sur les deux flux simultanément ou sur le flux secondaire seulement.



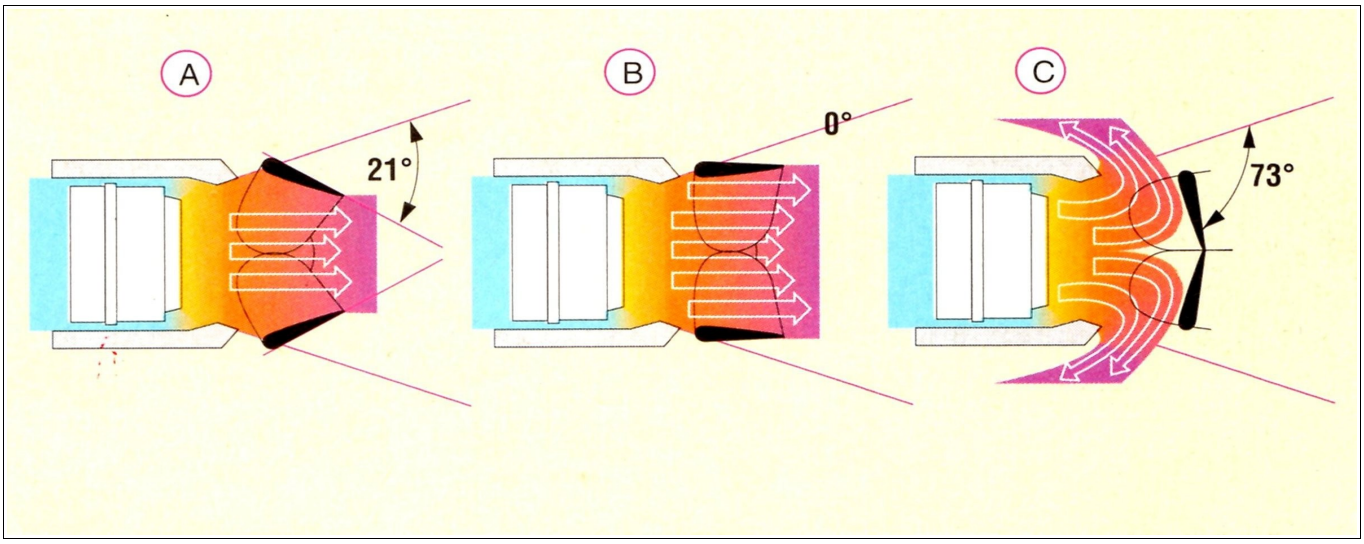
- **les inverseurs à portes sur flux secondaire**



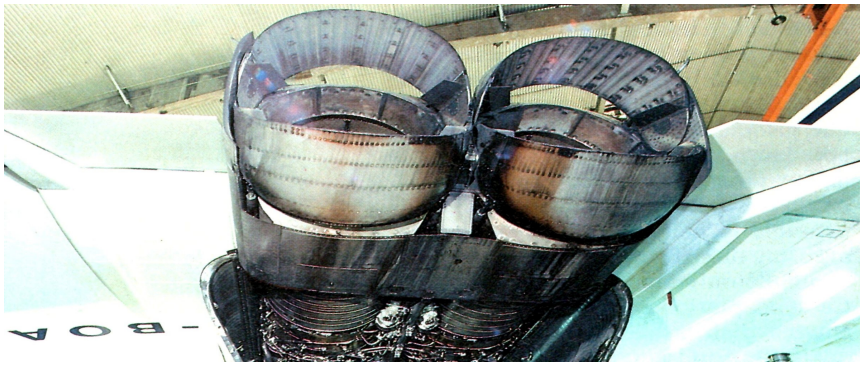
- les inverseurs à portes sur les 2 flux

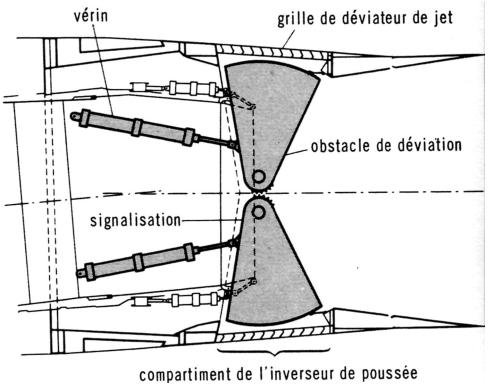


- **les inverseurs de poussée du Concorde** (appelés également piège à loup)



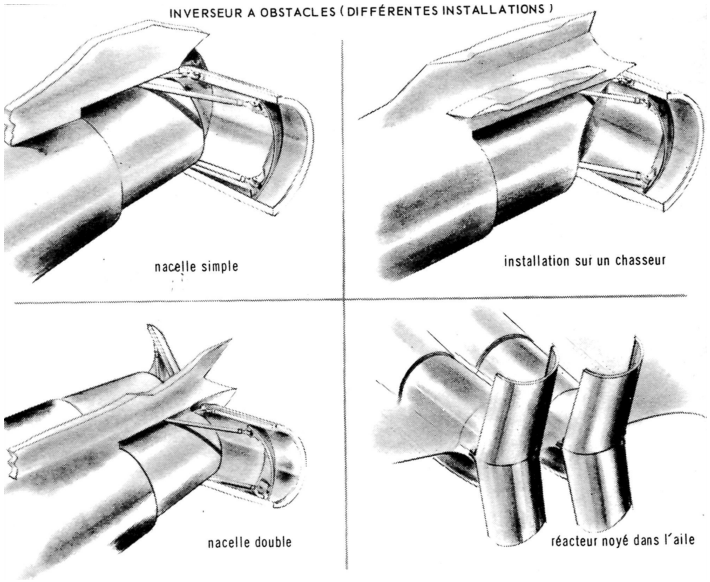
*Tuyère d échappement Concorde : décollage **(A)**, vol à Mach 2 **(B)**,en position lux inverse **(C)**, les paupières rejettent le jet d'air vers l'avant.*





Les 2 réacteurs Olympus 593 sont accolés

- différentes installations

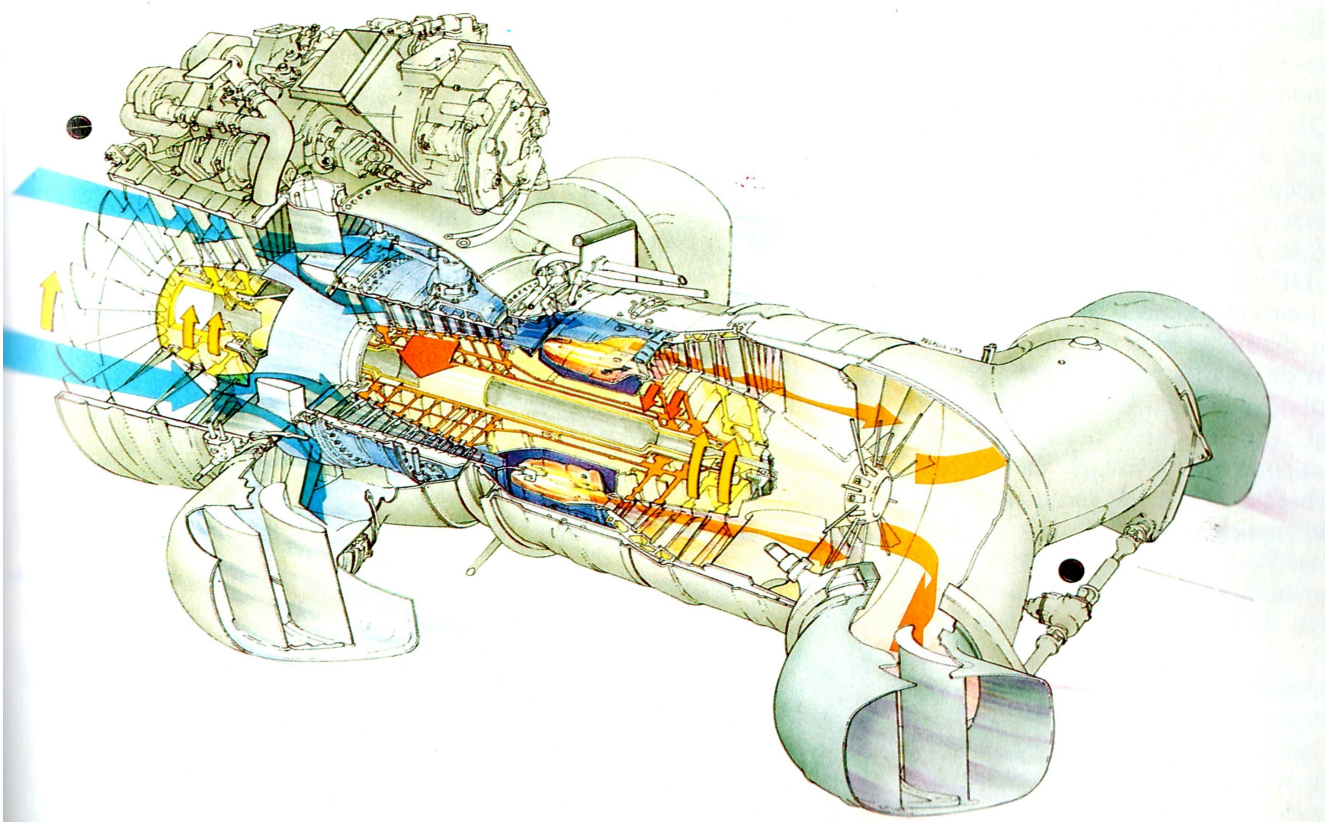


11.9 – TURBO RÉACTEUR POUR DÉCOLLAGE VERTICAL :

Un **aéronef à décollage et atterrissage verticaux** (dont l'acronyme est **ADAV**, en anglais *Vertical Take-off and Landing aircraft* ou **VTOL)** est un aéronef à voilure fixe conçu pour s'affranchir des pistes qui lui sont normalement nécessaires pour le décollage et l'atterrissage

les ADAV étaient très à la mode dans les 60 avec de nombreux projets à l'étude, seuls deux d'entre eux ont abouti, au cours du XXe siècle , à une mise en service effective :

- l'avion d'attaque anglo-américain Hawker Siddeley Harrier (avec ses dérivés Sea Harrier et AV-8B Harrier II)
- le chasseur embarqué soviétique Yakovlev Yak-38 Forger.



Réacteur Pegasus double flux, muni d'un bipasse qui règle le débit des buses directionnelles.

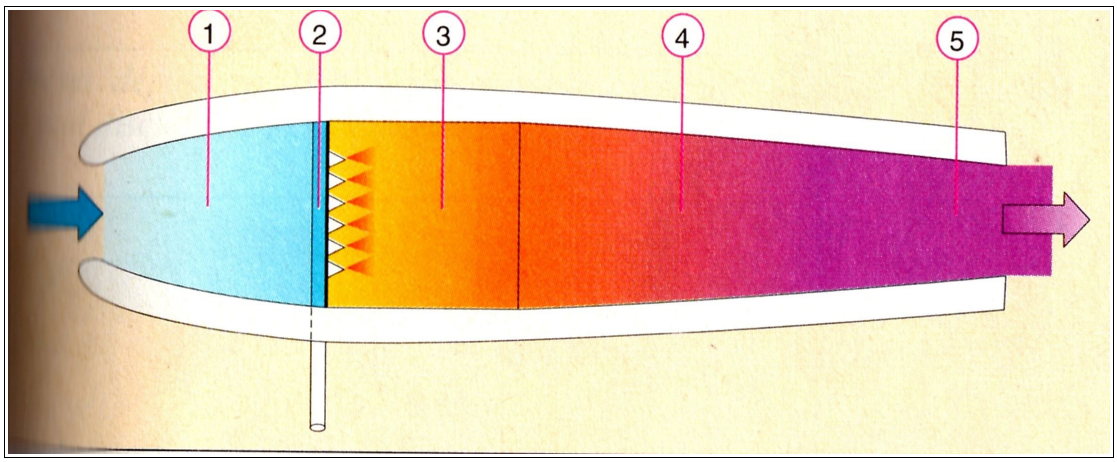
L'aéronef reste à l'horizontale, il dispose d'un seul réacteur fixe dont on se contente de faire varier l'orientation du flux (système de déflexion de la poussée, exemple : Hawker Siddeley Harrier)

Doté d'une soufflante à l'avant entraînée par une turbine, le flux de gaz chaud était injecté par une tuyère classique.Ce système manquant de puissance, on eut l'idée de séparer le flux primaire. Une partie du flux froid était déviée sur des tuyères latérales, alors que l'autre était envoyée dans la chambre de combustion. Pour le vol vertical, les deux buses froides étaient orientées vers le bas. La rotation des tuyères était assurée par un moteur alimenté par de l'air prélevé au niveau du compresseur.

L'aéronef utilise deux groupes de moteurs différents suivants la phase de vol : des moteurs dit de sustentation placés verticalement pour le décollage et l'atterrissage, et des moteurs de propulsion classiques placés horizontalement pour le vol normal (système désigné « *flat-riser* », exemple : Dassault Mirage IIIV)

Toujours le seul avion à décollage et atterrissage verticaux dans le monde à avoir dépassé Mach 2.

11.10 – LE STATORÉACTEUR :



*L'entrée d'air divergente **(1)** réduit la vitesse du flux, augmente pression et température, le carburant est injecté en **(2)** et s'enflamme spontanément. L'air réchauffé **(3)** sort via le convergent **(4)** à une vitesse élevée par la tuyère **(5)**.*

La forme la plus simple du moteur à réaction est le statoréacteur.Constitué d'un tube ouvert aux deux extrémités, dans lequel on injecte un carburant qui se mélange à l'air.

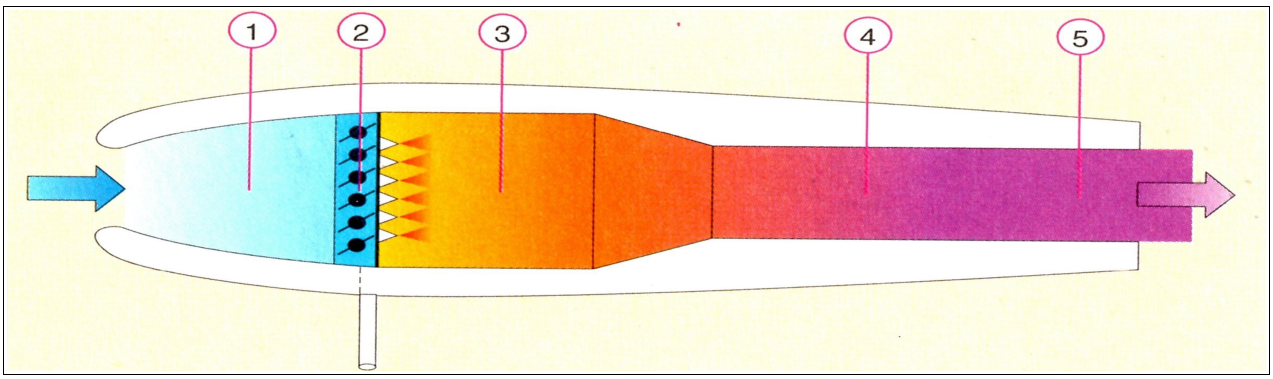
Malgré l'apparente simplicité du concept, l'efficacité d'un tel moteur dépend grandement des formes intérieures du « tube ». L'air arrive dans la chambre de combustion avec une pression et une température élevées et une vitesse réduite. Cette zone est dotée en général de plusieurs couronnes d'injecteurs qui pulvérisent le carburant et entretiennent la flamme. Enfin, comme pour tout autre moteur à réaction, la forme de la tuyère génère la poussée par détente des gaz brûlés. L'énergie thermique est transformée en énergie cinétique

11.10.1 - Avantages et inconvénients :

Gros avantage, plus il va vite plus il pousse, car plus il va vite plus les gaz sont comprimés à l'entrée et meilleur est le rendement.Entre Mach 3 et Mach 6 environ, le statoréacteur est le moteur le plus efficace, il peut atteindre un rendement thermopropulsif de l'ordre de 50 %.

Gros inconvénients, il faut d'abord l'amener à une vitesse importante pour l'allumer et le faire fonctionner. A l'arrêt ,il ne fonctionne pas.

11.11 – LE PULSORÉACTEUR :



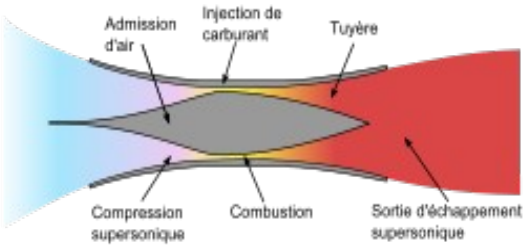
*L'air entre dans le divergent **(1)**, traverse les volets **(2)** ouverts, reçoit une giclée de carburant qui s'enflamme spontanément **(3)**, l'inertie des gaz referme les volets, l'air chaud **(4)** sort par la tuyère **(5)**, les volets s'ouvrent à nouveau.*

Avantages et inconvénients : *(PM, il fut utilisé sur la bombe volante V1)*

- Il peut, contrairement au statoréacteur, fonctionner à faible vitesse ;
- Il a l'avantage d'être de construction relativement simple et peu coûteuse.
- Il est bruyant
- Son rendement est médiocre
- Il fonctionne uniquement en tout ou rien

11.12 - LE SCRAMJET :

Le **superstatoréacteur** ou **statoréacteur à combustion supersonique**, aussi appelé de manière abrégée **superstato** (***scramjet*** pour *supersonic combustion ramjet* en anglais), est une évolution du statoréacteur, systéme de propulsion par réaction des aéronefs, pouvant atteindre des vitesses de fonctionnement supérieures à Mach 6.



Le statoréacteur classique (à combustion subsonique) est limité en vitesse par l'efficacité de son divergent d'entrée. Celui-ci doit ramener la vitesse de l'air aux environs de mach 0,5 pour pouvoir obtenir une combustion stable et efficace.

Dans le superstatoréacteur, la différence est que la combustion, à l'intérieur du moteur, s'effectue à des vitesses supersoniques . Cela limite le ralentissement nécessaire de l'air extérieur et permet donc théoriquement d'atteindre des vitesses supérieures. Théoriquement, car il faut que cette combustion génère suffisamment de poussée pour maintenir de telles vitesses.

La principale difficulté de la conception d'un tel moteur réside dans la maîtrise de la combustion du carburant à des vitesses supersoniques.Un tel moteur n'est adapté qu'aux vitesses hypersoniques (entre mach 5 et mach 15 environ) et ne saurait fonctionner en deçà de ces vitesses. Il doit donc être associé à d'autres types de moteurs pour pouvoir atteindre ces vitesses. Se rajoute à cela la difficulté de mise au point de matériaux capables de résister à la chaleur et aux contraintes mécaniques générées.

BIBLIOGRAPHIE

- Wikipédia (fr.wikipedia.org)
- Accro d'avions (accrodavion.be)
- Aviation passion (aviationpassion.org)
- Ecole de pilotage Rennes Air club (rennesairclub.free.fr)
- Cours de Charles Pigaillem (www.lyc.mediterranee.ac-aix-marseille.fr)
- Aéro training (aero-training.fr)
- Chronique de l 'aviation (année 2000)

ANNEXE 1

ALTIMETRIE

Rappel :

Au niveau de la mer :

Z = 0

P = 1013,25 hPa ou 29,92 in.Hg

θ = +15°C ou 288°K

Masse volumique de l'air ρo = 1,225 kg/m3

Δt = 6,5° / 1 000m ou 2° / 1 000 ft

Δz

Pour Z en km < 11 :

Ps ↘ => Ps / Po = $\frac{(31 - Z)^2}{(31 + Z)^2}$

ρ↘ => σ = $\frac{20 - Z}{20 + Z}$

θ ↘ linéairement jusqu'à -56° pour Z = 11 km

Zp : alittude pression, exprimée en ft. 1 ft = 0,305 m et 1 m = 3,28 ft

Zd : altitude densité, utilisée pour des calculs de corrections en altimétrie et anémométrie.
Zd = Zp + correction due à l'écart de θ standard et θ réelle.

En atmosphére standard, Z = Zp = Zd = Zθ

Exercices :

1 – QNH 1026 hPa , l'altimétre étant callé à 1013 hPa (altitude terrain : 261 m)

Quelle est l'altitude lue à l'atterrissage ? *(prendre 1 hPa = 8,5 m)*

2 – QFE 1012 hPa, QNH 1028 hPa

Quelle est l'altitude topo du terrain ?

3 – L'avion vole à 3500 ft avec l'altimétre réglé à 1030 hPa. Il reçoit le QNH 1008 hPa pour se poser,

Quelle nouvelle altitude allez-vous lire en affichant ce dernier QNH ?

4 – L'altitude de transition d'un aérodrome est de 600m, le QNH local est de 998,2 hPa.

Quel est le niveau de transition ?

5 – Quelle est l'altitude réelle d'un avion dont l'altimétre indique une altitude pression de 4000 m si le QNH du lieu est de 1003 hPa et la température ambiante à l'altitude de vol est de -31° C ?

6 – Vous quittez un aérodrome situé à 1200 ft d'altitude. Votre altimétre calé sur le QNH de 30,25 in /hg indique 1200 ft. Sans modifier le calage, vous vous posez sur un aérodrome situé à 3700 ft d'altitude dont la pression réduite au niveau de la mer est de 29,75 in/hg.

Qu'indique votre altimétre à l'atterrissage ?

7 – Vous partez d'un aérodrome situé à 300 ft d'altitude topographique, le QFE affiché à votre altimétre est de 1000 hPa. L'altimétre n'a pas d'erreur instrumentale. Vous vous posez sur un aérodrome situé à 600 ft d'altitude en conservant le calage de départ. A l'atterrissage votre altimétre indique 210 ft.

Quel est le QFE de l'aérodrome ? (prendre 1 hPa = 30 ft)

Réponse aux exercices priposés :

1 – altitude lue à l'atterrissage ?

altitude terrain 261m / 8,5 m = 30,7 hPa soit **31 hPa**
QNH 1026 hPa – 31 hPa = 985 hPa QFE terrain
altimétre 1013 hPa – 985 hPa = 18 hPa
18 hPa x 8,5 m = 153 m
261 m – 153 m = **108 m** altitude lue à l'atterrissage

2 – altitude topo du terrain ?

QNH 1028 – QFE 1012 = 16 hPa
16 hPa x 8,5 m = **136 m**

3 – quelle altitude ?

Z = 3 500 ft
1030 hPa – 1008 hPa (QNH) = 22 hPa
22 hPa x 25 ft = 616 ft
3500 ft – 616ft = **2 884 ft**

4 – niveau de transition FL 30

5 – altitude réelle ?

QNH 1003 hPa
variation avec altitude pression 1013,25 hPa
soit : 1013,25 – 1003 = 10 hPa
10 hPa x 8,5 ft = 85 m
4000 – 85 = 3915 m QNH
Variation de température - 6,5° C / 1000 m
température standard 15°C au niveau de la mer
soit température à 3915 m : 3,9 x 6,5° = 25,35°- 15°C = -10,35°
écart de température 31 °-10,35° = 20,65 °
Soit altitude réelle aprés correction de température **3 602 m**

6 – Qu'indique l'altimétre à l'atterrissage ?

QNH 29,95 in / hg = (1013,25 /29,92 in/ hg) x 29,75 = 1024,42 hPa
QNH 30,25 in / hg = (1013,25 / 29,92 in/hg) x 30,25 = 1007,50 hPa
soit : 1024,42 – 1007,5 = 16,92 hPa soit 17 hPa x 28 ft = 476 ft
indication de l'altimétre : 3 700 ft – 476 ft = **3 224 ft**

7 – QFE aérodrome ?

Altitude topo terrain 300 ft / QFE 1000 hPa
soit QNH 300 ft / 10 = 30 hPa
QFE 1000 + 30 hPa = QNH 1030 hPa
soit 300ft alti terrain + 210 ft alti aterro. = 510 ft
soit 510 ft / 30 hPa = 17 hPa
QFE aérodrome 1010 – 17 = **993 hPa**