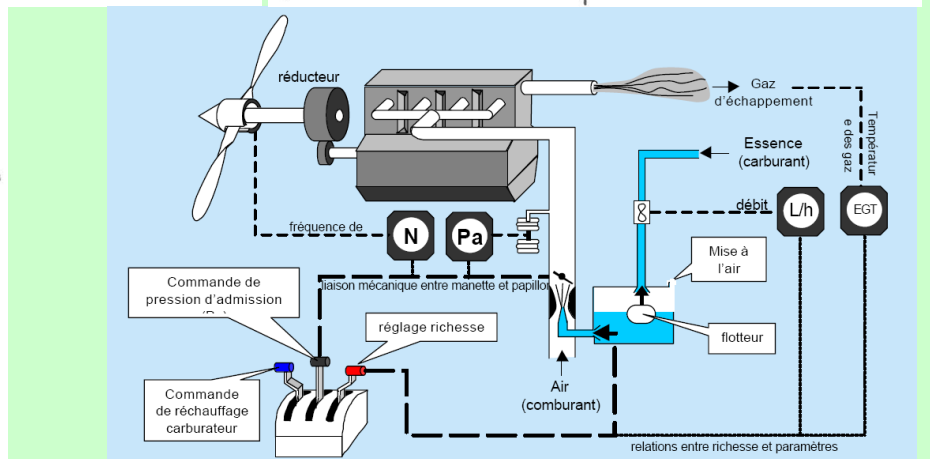
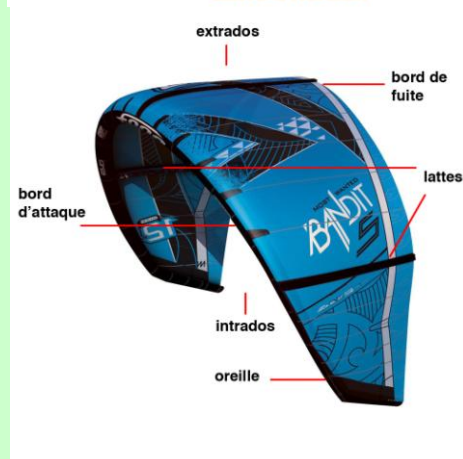
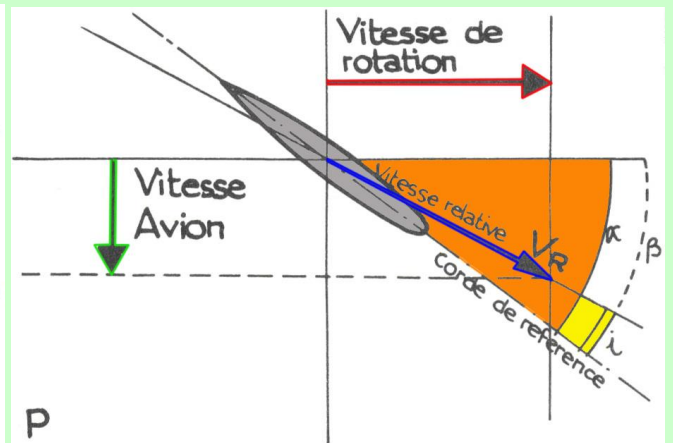
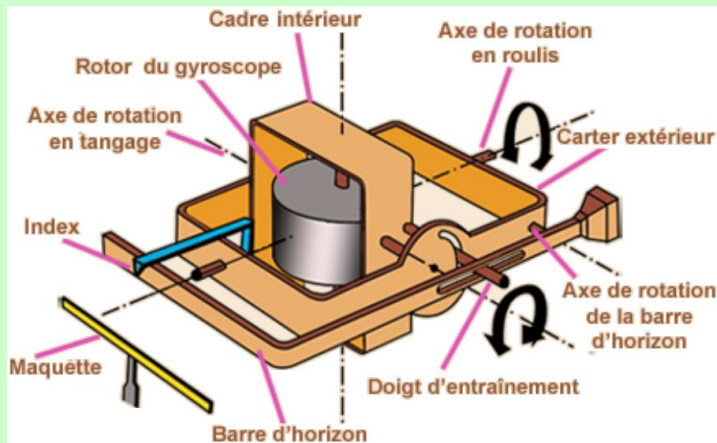


Connaissances des aéronefs...



Compléments CAEA



Illustrations page de couverture :

Gyroscope trois axes ("L'avionnaire" : <http://www.lavionnaire.fr/>)

L'hélice (CIRAS Lille : <http://ciras.ac-lille.fr/>)

Voile de Kite surf (<http://shop.surfnkite.fr/ailes-de-kitesurf/770-fone-bandit-5.html>)

Commandes moteur ([Ch Pigaillem – Ac - Créteil](#))

Présentation du document & auteurs.

Ce complément au cours de connaissance des aéronefs a été réalisé pour les formations CAEA de l'Académie de Montpellier.

Le document numérique a été réalisé, mis en page, complétés et illustrés par Gérard Pujol sur des bases quasi exclusivement issues d'internet. Il est d'ailleurs très largement inspiré de l'excellent site "L'avionnaire" pour les instruments de bords et des tout aussi intéressants documents du "CIRAS de Lille" pour les compléments sur l'hélice. D'autres illustrations proviennent du cours CAEA de Charles Pigaillem (Ac Créteil) distribué par "Volez". L'ensemble a été relu par Laurent Lespiac (DAFA de Montpellier).

La version Word (modifiable) permet une pagination et l'ajout d'un index. Le fonctionnement est explicité en dernière page.



Illustrations & Copyrights.

Une grande partie des images sont extraites d'ouvrages existants ou d'internet. Les schémas ont pour la plupart été repris sur des bases existantes... mais très souvent modifiés ou complétés.

Si malgré tout, l'auteur d'un schéma, d'une image ou d'une photo pense que l'on est en infraction avec les lois sur les copyrights, il est prié de contacter le service académique (DAFA) de Montpellier pour demander à ce que l'illustration (préciser le titre du document et la page SVP) posant problème soit retirée du polycop.

Nous remplacerons le plus rapidement possible cette illustration.



Plan du cours

Table des matières simplifiée

<i>Présentation du document & auteurs.</i>	2
<i>Illustrations & Copyrights.</i>	2
<i>Les instruments de bord.</i>	4
<i>Version C.A.E.A.</i>	4
<i>I - L'ANEMOMETRE.</i>	4
<i>II - L'HORIZON ARTIFICIEL</i>	8
<i>III - L'ALTIMETRE.</i>	13
<i>VI - L'INDICATEUR DE VIRAGE.</i>	17
<i>V - LE DIRECTIONNEL.</i>	21
<i>VI - LE VARIOMETRE.</i>	24
<i>VII - Le compas magnétique.</i>	27
<i>Complément sur les gyroscopes.</i>	31
<i>Compléments sur les moteurs.</i>	35
<i>Version C.A.E.A.</i>	35
<i>Compléments sur les hélices.</i>	42
<i>Version C.A.E.A.</i>	42
<i>Généralités sur les aéronefs.</i>	52
<i>Vol libre : parapentes Delta ... Kite.</i>	52
<i>I.1- Généralités sur les aéronefs.</i>	54
<i>Complément Kite-surf.</i>	54
<i>Exemples de tableaux de bord.</i>	58
<i>LISTE DES ABREVIATIONS COURAMMENT UTILISEES.</i>	59
<i>Conseils d'utilisation.</i>	64

Ajout d'un renvoi vers la table d'Index.

Sélectionner le mot ou le groupe de mot puis la combinaison de touches Maj+Alt+X

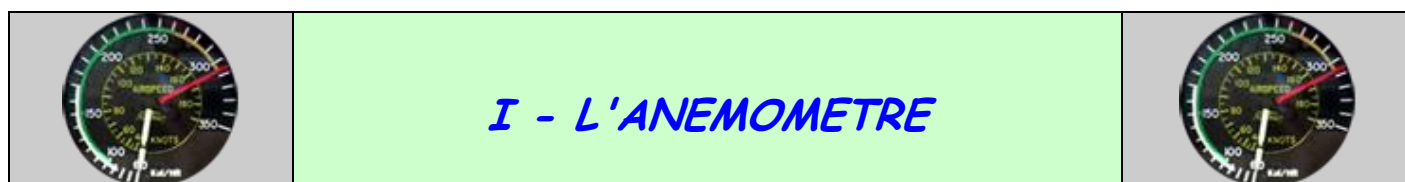
Choisir vos options puis valider.



Ce cours, très intéressant, concernant les principaux instruments de pilotage du tableau de bord a été extrait du site : <http://lavionnaire.fr>
Récupéré parce qu'il correspond mieux au programme du CAEA il n'a été que très légèrement modifié et remis en page.

1) Introduction

Voici les **6 principaux instruments de vol** d'un tableau de bord d'un avion léger... auxquels il faut ajouter un autre instrument indispensable : le compas magnétique. Ce dernier est généralement placé au-dessus du tableau de bord, près de la fenêtre frontale et loin des champs magnétiques.



1) But de l'anémomètre

L'anémomètre fournit la vitesse de déplacement de l'avion par rapport à la masse d'air.
Cette vitesse est appelée vitesse vraie V_v ou T_{AS} (true air speed).
L'anémomètre est un manomètre qui mesure la différence entre la pression totale P_t et la pression statique P_s . Cette différence s'appelle la pression dynamique q .

2) Présentation de l'anémomètre

Les unités les plus utilisées pour la graduation des cadrans sont :

- Les **Kt** (knots ou nœuds), les **MPH** (miles par heure) pour les avions de transport et les avions privés à droite.
- Les **Km/h** (kilomètres/heure) pour certains avions privés et les planeurs à gauche.



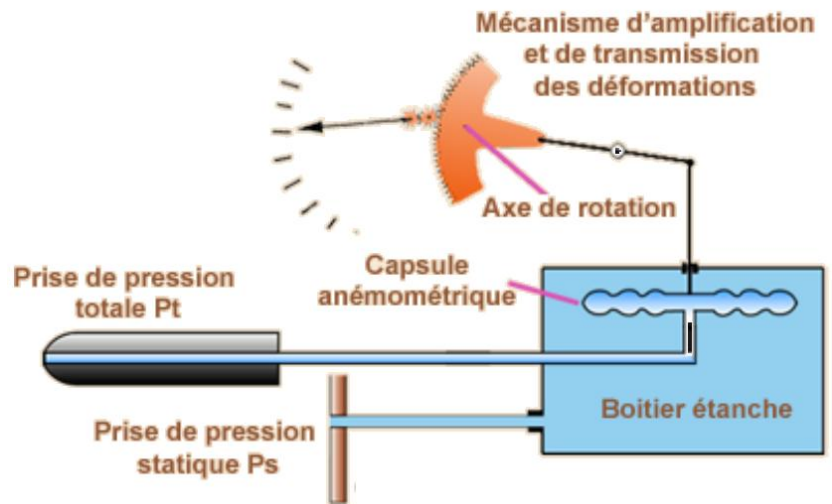
3) Principe de fonctionnement

Une antenne de pression totale placée dans un écoulement d'air uniforme (ou une antenne fournissant P_t et P_s) est reliée à une capsule anémométrique par un système de canalisations.

Une **prise de pression statique** située sur le fuselage de l'avion est également reliée au boîtier étanche.

La **capsule anémométrique** est sensible à la différence de la pression totale moins la pression statique.

Un levier et système d'engrenages amplifient et retransmettent les déformations de la capsule à une aiguille qui se déplace devant un cadran gradué en vitesse.



L'anémomètre est donc un manomètre qui mesure la différence **Pt** (pression totale) - **Ps** (pression statique). Cette différence s'appelle la **pression dynamique** notée **q**.

4) Les prises anémométriques

Antenne tube de pitot muni de 2 orifices

- un pour la pression totale **Pt**
- un pour la pression statique **Ps**



Comme l'antenne totale (voir ci-dessous) le tube de pitot peut comporter une résistance de réchauffage pour la protection contre le givrage.

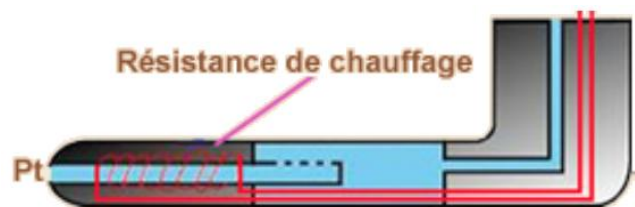
La différence de **Pt - Ps = q** pression dynamique permet de déterminer la **VV** vitesse vraie.

La vitesse vraie est la vitesse de l'aéronef par rapport à la masse d'air dans lequel il évolue, c'est pour cette raison que la VV est également appelée vitesse air (**TAS = True Air Speed**).

5) Antenne prise totale

L'**antenne totale** est associée à une **prise statique** sur le fuselage.

Comme le tube pitot elle comporte généralement une **résistance de réchauffage** contre le givrage.

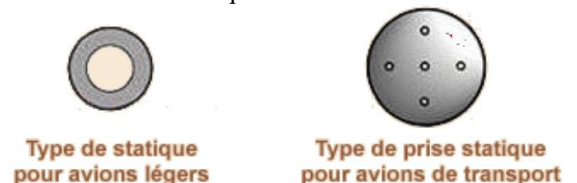


6) Prise statique

Les prises statiques de fuselage sont positionnées différemment suivant les avions sur lesquels elles sont montées.

Sur les avions de transport par exemple elles sont encastrées dans le revêtement du fuselage à l'avant au niveau du poste de pilotage, de forme circulaire elles sont percées de trous d'environ 2 mm de diamètre.

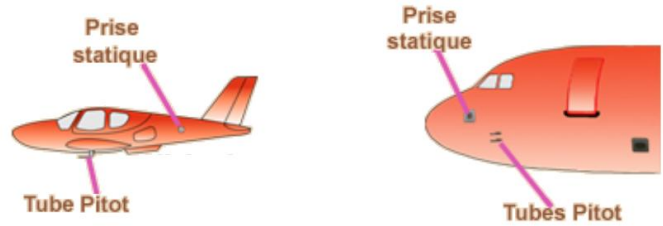
Sur les avions légers elles sont généralement placées à l'arrière du fuselage, entre le bord de fuite de l'aile et l'empennage et ne sont percées que d'un seul trou au centre d'environ 6mm de diamètre.



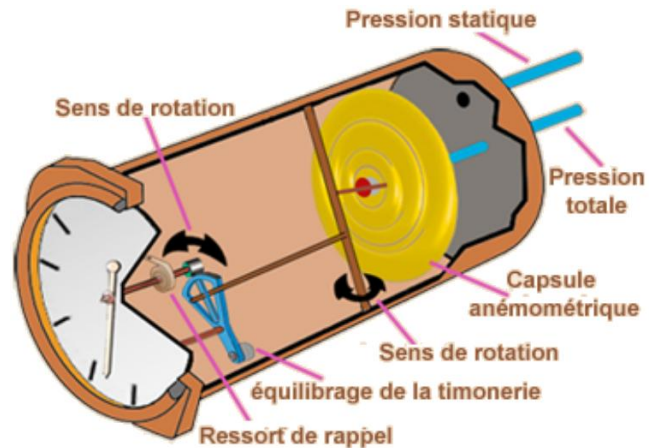
7) Positionnement des prises

Ces antennes sont placées à un endroit où l'incidence locale varie peu, sous l'intrados de l'aile, ou sur le côté du fuselage à l'avant.

Elles sont éloignées de plusieurs centimètres du revêtement de l'aile ou du fuselage afin d'éviter les couches limites et ne sont jamais positionnées dans le sillage des hélices ou des moteurs.



8) Anémomètre d'un avion léger



9) Les différentes vitesses

VI ou **IAS** (indicated air speed) :

Vitesse lue sur l'anémomètre. Elle est couramment utilisée pour piloter.

VIC ou **CIAS** (corrected indicated air speed):

Vitesse qui serait lue sur le cadran si l'instrument était parfait.

VC ou **CAS** (calibrated air speed):

Vitesse qui serait égale à VIC si l'installation de l'antenne anémométrique était parfaite.

$$\boxed{VC.k = EV} \text{ on a } k = 1 \text{ si } V < 250 \text{ km/h et } Z_p < 10\,000 \text{ ft.}$$

EV ou **EAS** (équivalent air speed):

Vitesse qui serait égale à VC si l'air était incompressible (cas où la vitesse de l'avion est faible).

$$\boxed{V_v = \frac{EV}{\sqrt{\delta}}}$$

ici δ représente la densité de l'air c'est-à-dire le rapport ρ/ρ_0 dans lequel ρ est la masse volumique de l'air autour de l'avion et ρ_0 celle de l'air au sol dans l'atmosphère standard.

RETENIR à VI constante si l'altitude ou la température augmente V_v augmente...

Vv ou **TAS** (true air speed):

Vitesse de l'aéronef par rapport à la masse d'air, elle serait égale à EV si la masse volumique de l'air ne dépendait pas de l'altitude.

Vp vitesse propre:

Composante horizontale de VV, si la pente est faible $V_p = VV$

Vs ou **Gs** (ground speed):

Vitesse sol, sera égale à V_p si le vent est nul.

Pour un BIA on dira que
$$\boxed{V_p = \frac{V_i}{\sqrt{\delta}}}$$
 ce qui donne les corrections de la vitesse lue par le pilote en fonction de δ

la densité de l'air.

10) En résumé

Un anémomètre ne fournit au pilote la vitesse vraie VV ou TAS que dans des conditions particulières :

- instrument et installation anémométrique parfaits
- atmosphère standard
- vitesse inférieure à 0.3 Mach (écoulement d'air considéré comme incompressible)
- altitude faible (influence de la température)

C'est pour toutes ces raisons que les avions de ligne actuels sont équipés de **centrale aérodynamique** qui détermine la vitesse vraie à partir de la **température statique réelle** et du **nombre de Mach**.

11) En pratique... on fait quoi ?

Un anémomètre est étalonné (*aux erreurs instrumentales près*) pour les conditions d'**atmosphère standard**, au niveau de la mer soit lorsque **P = 1013,25 hPa** et **T = 15° C**.

La vitesse indiquée (V_i) ne sera en toute rigueur égale à la vitesse propre (V_p) que si on est à cette pression, cette température et que l'instrument et ses "antennes" sont parfaits. Sinon... On tient compte de la température statique extérieure et de l'altitude-pression. Les pilotes utilisent l'approximation suivante :

1 % de V_i par 5 degrés d'écart avec la température en atmosphère type
et **1 % de V_i par tranche de 600 ft au-dessus de la surface 1013,25 hPa**,

Cette règle s'applique jusqu'à 12 000 ft, et 180 kt. Au-delà, l'estimation n'est plus assez précise.

Pour ces corrections, on retiendra simplement la règle suivante : **"plus haut, plus chaud, plus vite"**. À vitesse indiquée (V_i) constante la vitesse vraie (V_v) AUGMENTE lorsque la température AUGMENTE **ou** lorsque l'altitude AUGMENTE.

Exemple de calcul rapide : suite à la variation (diminution) de densité de l'air lorsqu'on s'élève en altitude, il convient d'appliquer une correction barométrique de **+ 1 %** par **tranche de 600 ft** au-dessus de la surface **1013,25 hPa**.

• Exemple de calcul :

Déterminer la vitesse réelle (sans vent) si

vitesse lue = **180 kt** ; altitude = 3500 ft ; QNH = 990 hPa ; $t_{\text{extérieure avion}} = 12^\circ$

• Solution :

Correction due à la pression

Ecart par rapport à la surface 1013 hPa : $3500 + (1013 - 999) \times 28 = 4144$ ft environ

Soit environ 7 tranches de 600 ft, ainsi correction = $+ 7 \% \times 180 = 12,6$ kt

Correction due à la température

Ecart par rapport à la surface 15°C au sol ... à 3500 ft on retire 2°C / 1000 ft soit 7 °C

théoriquement $15 - 7 = 8^\circ \text{C}$ Comparé au 12°C affiché on a un écart de 4°C (disons 80 % de 5° !)

soit + 1% d'indications soit 1,8 kt (on peut n'en prendre que 80 % (4° au lieu de 5° !) soit 1,44 kt

Notons que la correction en température aurait pu passer inaperçue (194 kt au lieu de 193 kt)... et faut-il encore disposer d'une sonde de température extérieure !!!

Finalement : **$V_p = 180 + 12,6 + 1,44 = 194$ kt**

La correction la plus importante est celle de la pression... en outre pour tenir compte de la correction en température il faut disposer d'une mesure de température extérieure !

• Comment se comporter lors d'une navigation ? (spécial pilotes avions légers)

Théoriquement, pour avoir la vitesse sol V_s (nécessaire en navigation !) on corrige la vitesse indiquée V_i (lue) des erreurs d'instrument (V_{IC}) des erreurs d'antenne (V_C) des erreurs induites par la compressibilité de l'air (V_v) puis de la densité de l'air liée à la température et à l'altitude (V_v)... puis des erreurs liées à l'assiette de l'avion V_v (*montée, descente...*) puis de celle due au déplacement de la masse d'air V_p (*vent*). Exercice intéressant, certes, mais peu utilisable en pratique !

Une autre façon consiste à bien déterminer les passages sur les premiers points de navigations et à effectuer un calcul rapide de la vitesse sol (V_s) ... ce qui permet d'obtenir immédiatement la bonne V_s . On peut aussi comparer ce résultat avec la vitesse indiquée (V_i) afin d'avoir un correctif immédiat en pourcentage (*utile uniquement si vous comptez faire varier votre vitesse de croisière, ...*).



Comme pour l'indicateur de virage ou le directionnel, nous considérons que les notions sur le principe de fonctionnement d'un gyroscope sont acquises (*voir à la fin du document*).

1) But de l'horizon artificiel

L'horizon artificiel est un gyroscope à **2 degrés de liberté** à axe vertical, suspendu par son centre de gravité qui détermine la verticale du lieu d'un avion donc qui fournit au pilote :

- l'**assiette longitudinale** de l'avion
- l'**inclinaison de l'avion**

permettant le vol sans repère visuel extérieur, appelé couramment vol sans visibilité.

2) Présentation de l'horizon artificiel

Il existe plusieurs modèles d'horizon artificiel :

- horizon artificiel à sphère mobile
- horizon artificiel à cylindre mobile
- horizon artificiel avec une bille intégrée au bas de la maquette. Cette bille se déplace librement dans un tube incurvé rempli de liquide (*Voir Indicateur de virage*).



3) Systèmes d'alimentation des horizons artificiels

Alimentation pneumatique

Le rotor du gyroscope est constitué par une turbine à air, placée dans un carter à deux tuyères permettant le passage de l'air nécessaire au fonctionnement.

Les jets d'air peuvent provenir soit d'une pression en amont, soit d'une dépression en aval. En général on préfère la deuxième solution qui supprime en partie les remous et diminue les frottements. L'échappement de l'air du carter s'effectue généralement par le système érecteur (*Voir ci-dessous*), par le dessous du rotor.

La vitesse de rotation du gyroscope est de l'ordre de **6000 tr/min** pour une dépression de 65mb, et atteint **12000 tr/min** pour 120mb.

Alimentation électrique

Le rotor du gyroscope est constitué par le rotor en cage d'écureuil d'un moteur asynchrone triphasé en 26 volts/400 Hz ou en 115 volts/400 Hz. Cette alimentation est distincte de celle de l'avion qui reste en 12 V continu.

Le stator généralement situé à l'intérieur du rotor pour augmenter l'inertie de celui-ci est solidaire du carter. La vitesse de rotation est de l'ordre de **20 000tr/mn**.

Il existe également des horizons artificiels alimentés en courant continu de 28 volts.

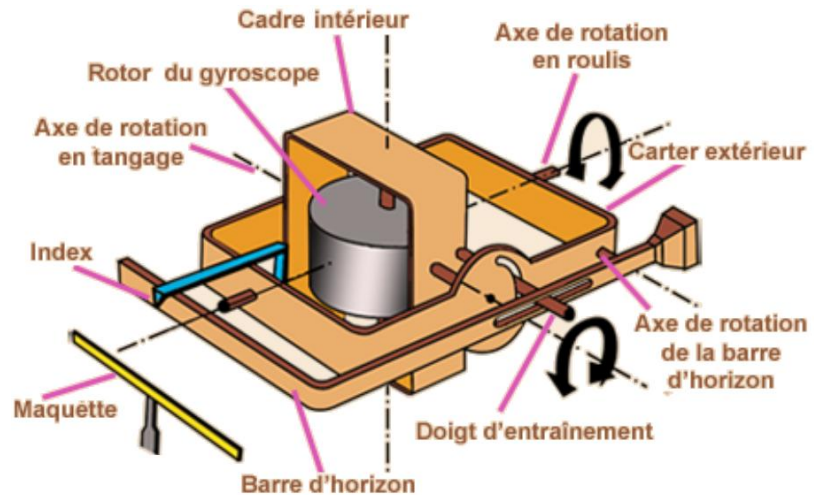
Détecteur de panne

En général un **drapeau d'alarme** (Flag) apparaît sur le cadran pour signaler un défaut d'alimentation du gyroscope ou du système érecteur (*Voir plus haut instrument de gauche*).

4) Principe de fonctionnement

L'horizon artificiel se compose d'un gyroscope à axe vertical monté à la cardan dans un carter faisant office de cadre intérieur, à axe de rotation dirigé suivant l'axe de tangage de l'aérodyne (ci-dessous le carter est remplacé par le cadre inférieur).

Un deuxième cadre (cadre extérieur) à axe de rotation dirigé suivant l'axe de roulis. L'ensemble est associé à une référence pendulaire (non représentée ci-dessous), qui transmet par l'intermédiaire d'un dispositif cinématique à une barre, à une sphère ou à un cylindre représentant le plan horizontal, la position relative de l'axe du gyroscope par rapport aux axes de l'avion.



Un **système érecteur** permet le recalage de l'axe du gyroscope suivant la verticale détectée par le système pendulaire.

Suivant le système d'alimentation pour l'entraînement du gyroscope, le système pendulaire ainsi que le système érecteur sont constitués soit par des volets, soit par des billes ou soit par des niveaux à liquide.

5) Causes des inexactitudes des indications

L'axe du gyroscope s'écarte en permanence de la verticale locale par suite d'un certain nombre de causes (voir le gyroscope):

- - La rotation terrestre
- - Le déplacement de l'avion par rapport à la terre
- - Les imperfections mécaniques notamment le frottement sur les axes
- - Les fortes accélérations ou fortes décélérations
- - Les virages

6) Les systèmes érecteurs

La vitesse d'érection d'un gyroscope est la vitesse de précession ou vitesse de redressement de l'axe du gyroscope lors d'un écart entre la verticale de cet axe et la verticale pendulaire.

Tous les systèmes érecteurs se composent:

- - d'une **référence pendulaire** fournie par le système pendulaire
- - d'une **référence gyroscopique** fournie par le système gyroscopique
- - d'un système **détecteur d'erreur**
- - d'un dispositif créant une **force correctrice**

Système érecteur pneumatique

Le rotor du gyroscope alimenté pneumatiquement est placé dans un carter qui fait office de cadre intérieur. Celui-ci est prolongé par une partie inférieure creuse, comportant quatre faces planes sur lesquelles sont suspendus des volets pendulaires s'orientant suivant la verticale. Ces volets constituent la référence pendulaire.

Chaque face plane est pourvue d'un orifice par lequel s'échappe l'air qui a actionné le rotor du gyroscope. Ces orifices constituent la référence gyroscopique.

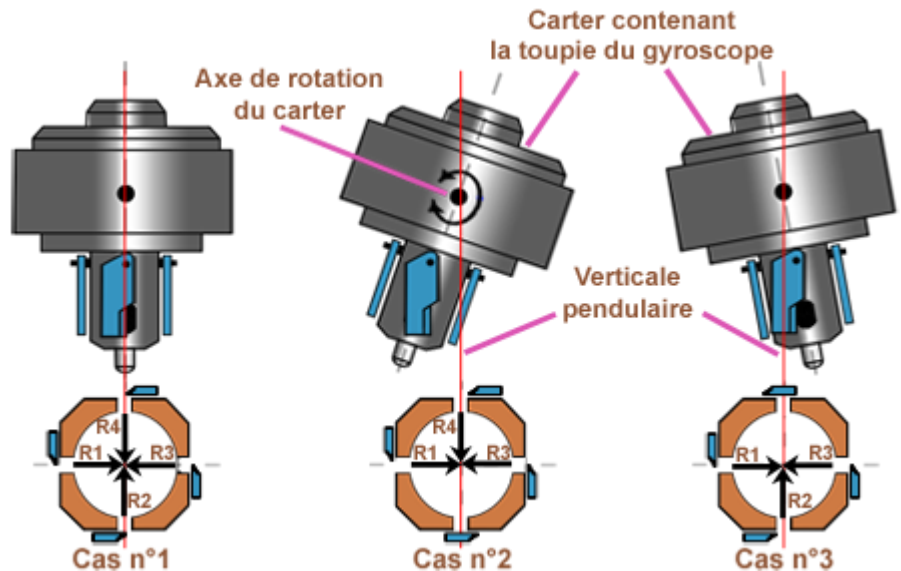
Si l'axe du gyroscope est vertical, les volets soumis à la pesanteur viennent obturer de moitié les quatre orifices. Dans le cas où l'axe du gyroscope n'est plus vertical, les volets obtureront plus ou moins les quatre orifices, créant ainsi le dispositif correcteur.

Suivant l'écart de l'axe du gyroscope par rapport à la verticale pendulaire les volets vont plus ou moins obturer ou dégager les orifices de sortie de l'air.

- Cas N°1 l'échappement l'air est identique sur les 4 orifices: les forces s'équilibrent la résultante = 0

- Cas N°2 l'échappement l'air est plus important sur l'orifice du haut: la résultante = R4

- Cas N°3 l'échappement l'air est plus important sur l'orifice du bas: la résultante = R2



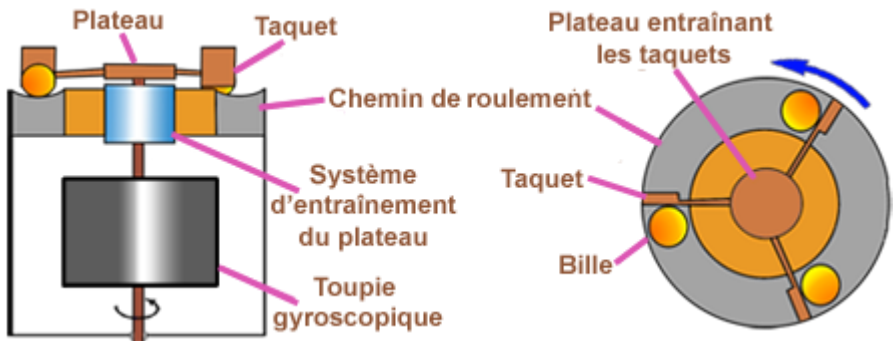
C'est donc l'échappement l'air par ces orifices qui provoque une résultante aérodynamique sur le carter du gyroscope. Cette résultante va créer un mouvement de précession qui redressera le carter donc le gyroscope.

Système érecteur par gravité

Un plateau situé au-dessus du carter du gyroscope et monté sur l'axe, est entraîné soit par friction mécanique, soit par courant de Foucault.

Ce plateau tourne à très faible vitesse environ 20 t/min.

Sur ce plateau 3 billes sur un chemin de roulement sont entraînées par 3 taquets. L'ensemble est perpendiculaire à l'axe du gyroscope.

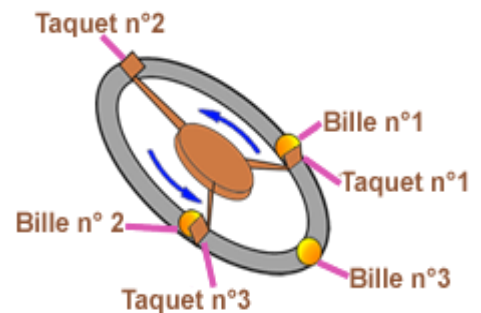


Lorsque l'axe du gyroscope correspond à la verticale réelle ou apparente, les 3 billes poussées par les taquets roulent à une vitesse uniforme.

Si l'axe du gyroscope fait un angle avec la verticale réelle ou apparente, le plateau étant incliné les 3 billes n'ont plus leur vitesse uniforme.

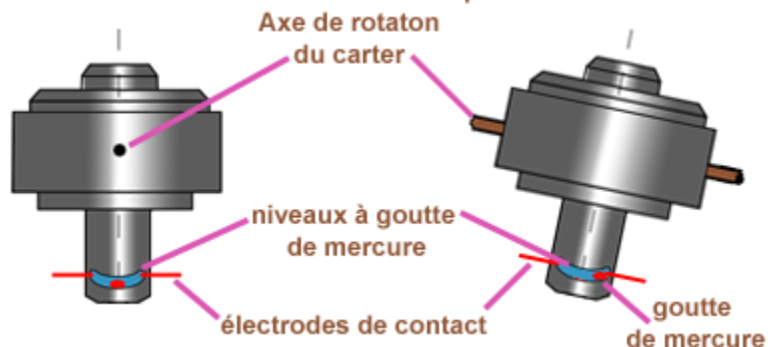
- la bille 1 reste en contact avec son taquet durant la montée
- la bille 2 quitte son taquet roule dans la descente et vient se bloquer contre le taquet 3
- la bille 3 ayant roulé reste au point le bas jusqu'à ce que le taquet 3 la rejoigne pour la remonter.

Comme dans le système précédent la position excentrée des billes crée un ensemble de forces agissant sur le gyroscope. La résultante de ces forces va créer un mouvement de précession qui redressera le carter et donc le gyroscope.



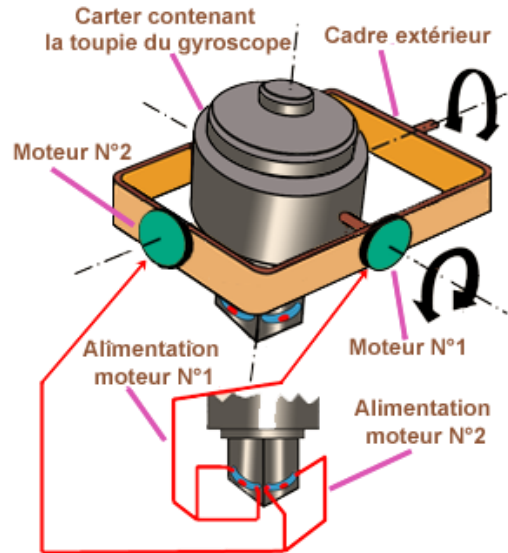
Système érecteur électrique

Le principe de fonctionnement est basé sur deux niveaux en verre à goutte de mercure. Chaque goutte de mercure soumise à la pesanteur se déplace dans le tube en verre, dont chaque extrémité comporte un contact électrique.



Lorsque l'axe du gyroscope fait un angle avec la verticale apparente, la goutte rentre en contact avec une électrode permettant ainsi l'alimentation d'un moteur électrique.

Chaque niveau commande un moteur-couple (pouvant tourner dans les deux sens), qui crée la force corrective pour recalibrer l'axe du gyroscope suivant la verticale pendulaire.

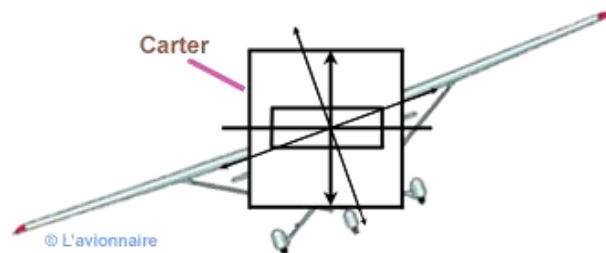


7) Utilisation

Inclinaison latérale de l'avion en vol horizontal.

Si l'avion s'incline à gauche par exemple:

- l'axe du gyroscope restant vertical, le carter reste aussi vertical
- l'axe de rotation du cadre étant dirigé suivant l'axe de roulis, celui-ci reste donc horizontal.



Repères d'inclinaison à 30° et 60°



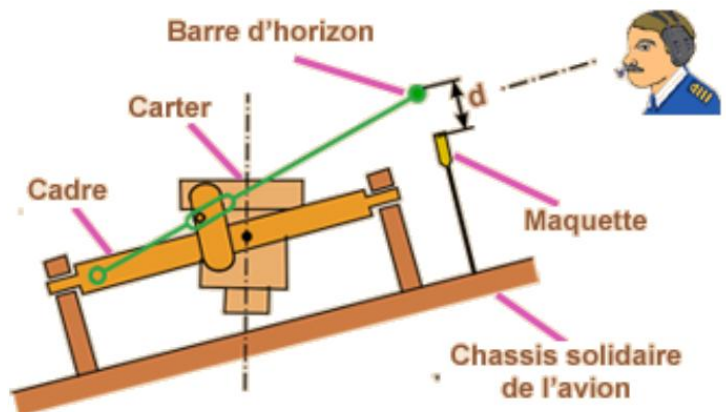
Repères horizontaux

La barre d'horizon solidaire du cadre reste également horizontale et se déplace par rapport à la maquette qui s'incline avec l'avion.

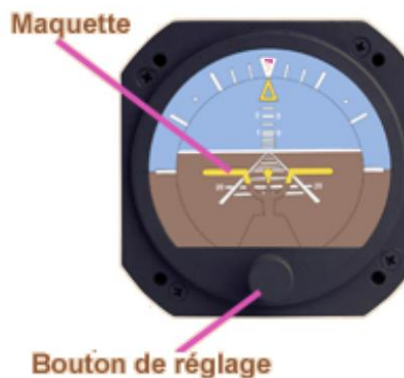
Indication de l'assiette

Si l'avion passe en piqué par exemple (rotation autour de l'axe de tangage - le nez de l'appareil vers le bas) :

- l'axe du gyroscope restant vertical, le carter restera donc vertical
- le cadre lié au tableau de bord suivant l'axe de roulis, suit les mouvements de l'avion et "bascule" également vers le bas.
- la barre d'horizon liée au cadre se déplace vers le haut par rapport à la maquette



Un bouton en bas du cadran permet de régler la position de la maquette en hauteur, de façon à faire coïncider la barre et la maquette pour un régime de vol choisi, afin d'obtenir un pilotage plus précis.



8) Indication de l'horizon artificiel pour différentes positions de l'avion

Assiette en cabré



Vol en palier



Assiette en piqué





1) But de l'altimètre

L'altimètre fournit une altitude-pression. Cette mesure est basée sur la décroissance de la pression atmosphérique lorsque l'altitude augmente.

L'altimètre est en réalité un baromètre gradué en altitudes.

Cette mesure d'altitude comporte un certain nombre d'inconvénients étudiés plus loin.

2) Présentation de l'altimètre

Il existe plusieurs types d'altimètres :

- altimètres à 1 aiguille,
- altimètres à 2 aiguilles,
- altimètres à 3 aiguilles,
- altimètres à 1 aiguille et un tambour
- et altimètres à 1 aiguille et un compteur.



Les unités les plus utilisées pour la graduation des cadrans sont :

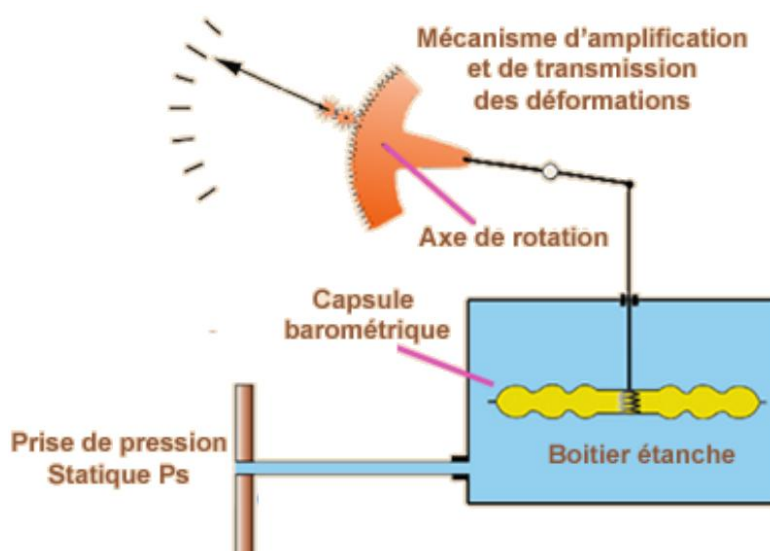
- La centaine de pieds (ft = feet) pour les avions de transport et les avions privés à gauche.
- Le mètre pour certains avions privés et les planeurs à droite.

3) Principe de fonctionnement

Une prise de pression statique située sur le fuselage de l'avion est reliée à un boîtier étanche par un système de canalisations.

Dans ce boîtier soumis à la pression statique P_s , une ou plusieurs capsules anéroïdes dans lesquelles règne une pression quasiment nulle, servent d'éléments sensibles à la pression statique P_s .

Par un mécanisme d'amplification et de transmission, les déformations de la ou des capsules font pivoter un râteau autour d'un axe.



Par un système d'engrenage le râteau commande une aiguille qui se déplace devant un cadran gradué en altitudes.

4) Éléments composant l'altimètre

Capsule

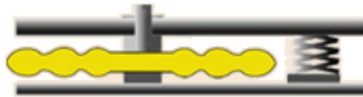
La capsule est constituée de deux flasques circulaires d'un diamètre de 40 à 60 mm et d'une épaisseur de 1 à 2 dixièmes de mm, où règne un vide poussé (capsule de VIDÉ).



Δf est sensiblement proportionnel à la variation de la pression différentielle

Généralement plusieurs capsules dont les déformations s'ajoutent sont utilisées.

Pour éviter l'écrasement de la capsule sous l'action de la pression statique un ressort antagoniste est utilisé.



Ressort extérieur

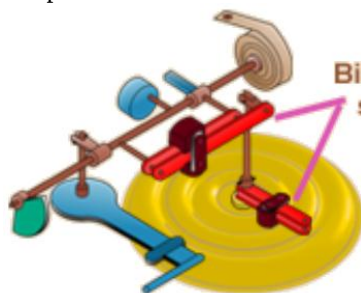


Ressort intérieur

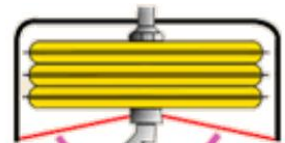
Correction de température

Les variations de températures entraînent une dilatation de la capsule et un changement du coefficient d'élasticité. Pour remédier à ces problèmes les capsules sont conçues en laissant une pression résiduelle à l'intérieur ce qui rend la capsule insensible à la température pour certaines pressions.

Pour les corrections complémentaires de températures on utilise des bilames, soit au niveau des capsules (*figure gauche*), soit au niveau du mécanisme (*figure droite*).

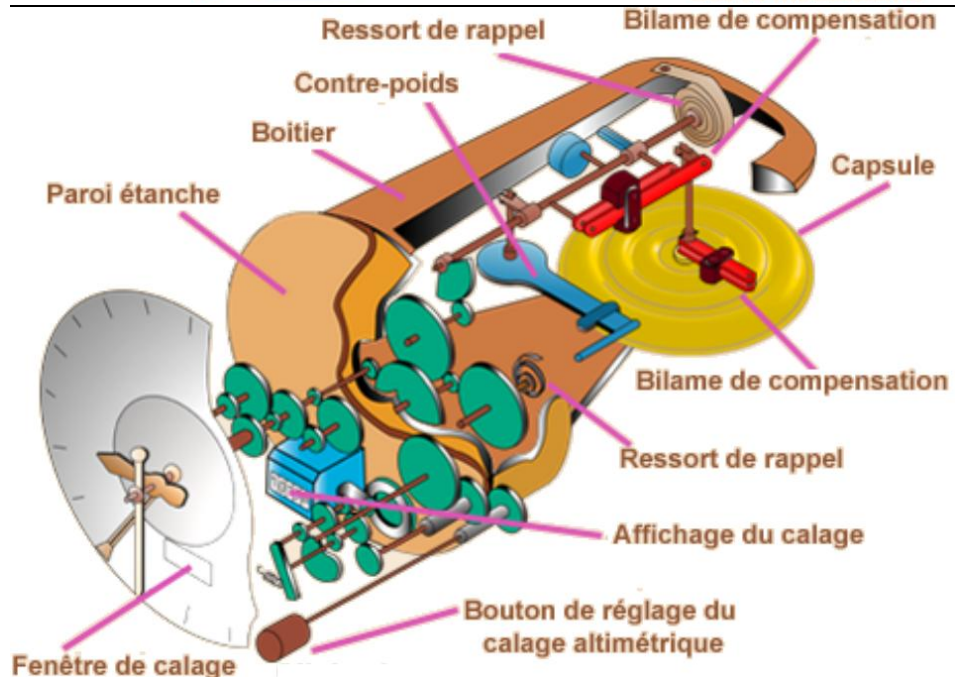


Bilames agissant sur la capsule

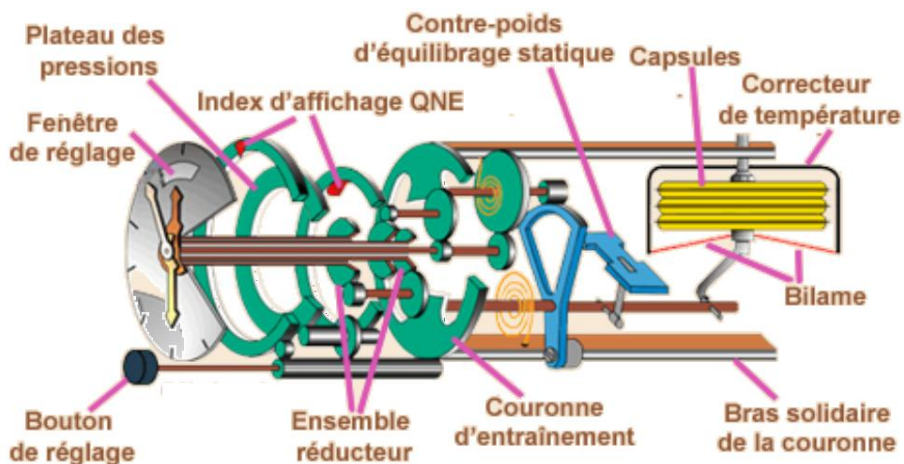


Bilames agissant sur le mécanisme

Altimètre Jeager



Altimètre Kollsman



5) Les erreurs instrumentales

Dans la partie altimétrie les erreurs dues aux conditions de vol ont été analysées. Dans ce chapitre nous allons répertorier uniquement les erreurs dues à la conception de l'altimètre.

Erreur de statique

Voir section anémomètre prises totales et statiques.

Erreur de température

Malgré les bilames pour corriger l'influence de la température sur les capsules, cette correction n'est jamais parfaite. Cette erreur va varier avec la température ambiante donc avec l'altitude.

Erreur d'hystérésis

L'altimètre a toujours un léger retard par rapport à l'avion. Ce retard est dû aux déformations des capsules qui ne peuvent suivre les différences de pression différentielles lors des changements de configurations de vol. L'erreur augmentera avec la Vz.

Erreur de mobilité

Elle est due aux frottements dans le mécanisme de retransmission des déformations des capsules. Elle croît avec l'altitude.

Erreur due aux accélérations

Lors des accélérations l'altimètre subit des facteurs de charges qui engendrent des erreurs.

Erreur du vieillissement

Très faible peut être considérée comme négligeable.

Erreur de lecture

Une légère erreur est toujours commise lors de la lecture de l'altimètre.

Erreur sur le réglage de la pression de référence QFE

Cette erreur est due à plusieurs causes:

- précision de la lecture lors du calage altimétrique.
- différences d'altitude d'un point à un autre sur l'aérodrome.
- hauteur de l'instrument par rapport au sol.
- réglage et détalonnage de l'instrument.

Il est donc important avant chaque décollage de relever et de noter l'erreur instrumentale entre le QFE donné par le contrôle et le QFE lu sur l'altimètre avec l'aiguille à zéro.

6) Les différents calages altimétriques utilisés

Calage QFE

Ce calage est utilisé pour les phases de décollage et atterrissage, il consiste à afficher dans la fenêtre de réglage la pression qui règne au niveau de l'aérodrome.

Au sol avant le décollage en plaçant l'aiguille à zéro à l'aide du bouton de réglage, on peut lire le QFE dans la fenêtre.

En vol un altimètre réglé au **QFE** indique une **hauteur** (altitude/pression) par rapport à l'aérodrome concerné. Le QFE peut être soit communiqué par radio au pilote, soit calculé à partir du QNH local et de l'altitude de l'aérodrome. Dans le cas où le QFE est transmis par un service de la circulation aérienne le niveau de référence est l'altitude officielle de l'aérodrome.

Avantages: donne une connaissance de la hauteur de l'avion dans le volume limité autour de l'aérodrome. Permet d'avoir l'indication à zéro à l'atterrissage.

Inconvénients: le QFE n'est pas utilisable pour certains altimètres sur des aérodromes à altitude élevée, dû à la limitation des possibilités d'affichage des pressions.

Calage QNH

Ce calage consiste à afficher dans la fenêtre de réglage la pression qui devrait régner au niveau de la mer, si la pression Ps du moment correspondait à l'atmosphère standard entre le niveau de la mer et l'altitude topographique de l'aérodrome.

Au sol un altimètre réglé au **QNH** indique l'**altitude topographique** Z_t de l'aérodrome concerné.

En vol un altimètre réglé au **QNH** indique une **altitude**. A noter que le calage au QNH n'est valable que pour un secteur donné environ 100 à 150 km autour de la station qui a calculé ce QNH.

Avantages: donne dans un volume limité une valeur approchée de son altitude.

Inconvénients: Il peut exister des différences importantes entre l'indication de l'altimètre et l'altitude vraie dues au principe même du mode de calcul du QNH. Le pilote devra donc prendre une marge de sécurité pour effectuer des franchissements d'obstacles comme le survol de montagnes par exemple.

Calage 1013,25mb ou 29,92 in Hg

Ce calage consiste à afficher dans la fenêtre de réglage la pression qui régnerait au niveau de la mer si l'atmosphère réelle correspondait à l'atmosphère standard, c'est à dire 1013,25mb.

Ce calage est utilisé pour la circulation aérienne, car il est indépendant de toute pression mesurée ou calculée. Il permet un espacement correct dans le plan vertical de tous les aéronefs volant dans l'espace aérien. Il permet de connaître son **niveau de vol**.

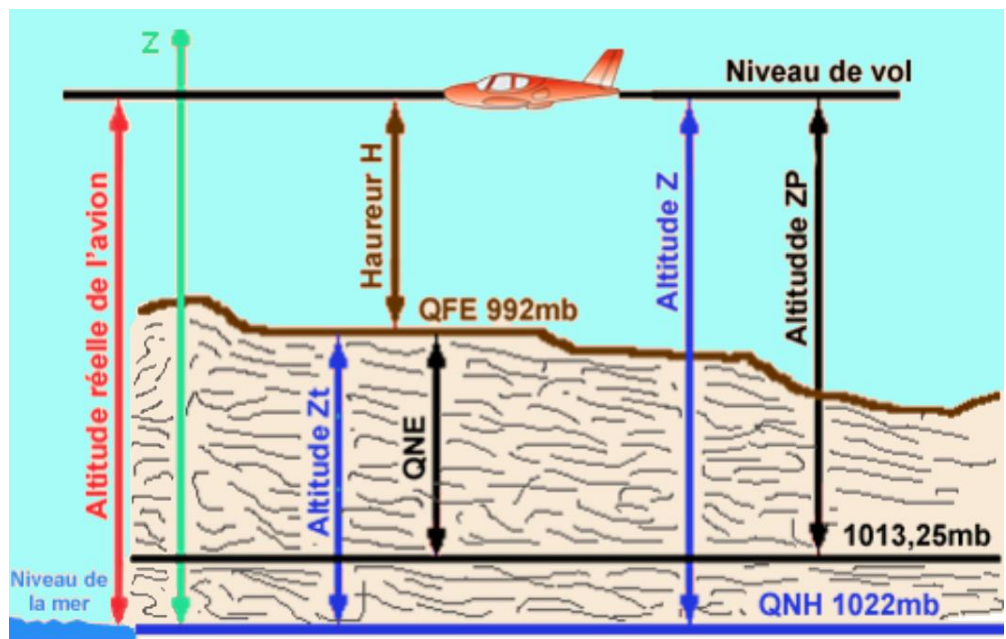
Au sol un altimètre réglé à **1013,25 mb** indique une **altitude pression de l'aérodrome**, qui serait son altitude topographique si l'atmosphère réelle était identique à l'atmosphère standard.

Cette altitude pression appelée QNE est utilisée pour les aérodromes à altitude élevée. En vol un altimètre réglé à 1013,25 indique une altitude pression Z_p ou Niveau de vol.

Schéma récapitulatif des calages altimétriques

Dans l'exemple ci-dessus le **QNH** a une valeur plus grande que **1013,25 mb** et le **QFE** a une valeur plus petite.

Dans la réalité le QNH peut être inférieur à 1013,25mb et pour des aérodromes à faible altitude le QFE peut être supérieur à 1013,25mb.





Comme pour l'horizon artificiel ou le directionnel, nous considérons que les notions sur le principe de fonctionnement d'un gyroscope sont acquises.

1) But de l'indicateur de virage

L'indicateur de virage, généralement associé à un indicateur d'inclinaison à bille :

- mesure le taux et le sens du virage.
- contrôle la régularité du virage.

On appelle **taux de virage** la vitesse de changement de cap de l'avion. C'est à dire le nombre de degrés divisé par le temps en secondes.

Le virage est dit standard ou **taux = 1**, si l'avion effectue **360° en 120 secondes** soit 3° par seconde.

• A quoi sert le virage au taux standard

Un virage dit "standard" au taux 1 est un virage de 360° effectué en 2 minutes. (Ce qui nous donne 180° en une minute). Pour les appareils volant à plus de 500 Km/h ou 270 Kts, on utilise le virage au taux 1/2, c'est à dire 360° en 4 minutes : en effet, le virage au taux 1 obligerait à une forte inclinaison (40° pour 270 Kts).

Vous devez absolument savoir virer au taux standard pour effectuer correctement les procédures habituelles. Citons quelques applications :

- Tour de piste standard
- Circuit d'arrivée sur un ILS
- Circuit d'attente (ou stack ou hippodrome)
- Anticipation sur alignement d'une radiale
- Retour sur axe
- Retour verticale d'une balise sur un QDM perpendiculaire

• Réalisation du virage au taux standard

En calcul mental, la formule de l'inclinaison est : 15 % de la vitesse vraie (TAS) : Exemple : à 100 Kts et à basse altitude, on peut considérer que la vitesse propre est proche de la vitesse indiquée : pour faire un virage standard, nous inclinerons de 15°.

A 140 kts, l'inclinaison devra être de 20°. En théorie, vous devez pouvoir faire votre virage en contrôlant l'inclinaison sur l'horizon artificiel : MAIS : il faudra maintenir une vitesse constante, surveiller la bille, le chrono et le cap ... ce qui fait beaucoup à la fois !

Il sera plus facile d'utiliser les deux instruments gyroscopiques suivants :

- le conservateur de cap : indispensable pour lire le cap pendant les virages
- le coordonnateur de virage, ou inclinomètre, à ne pas confondre avec un horizon artificiel.

2) Présentation de l'indicateur de virage

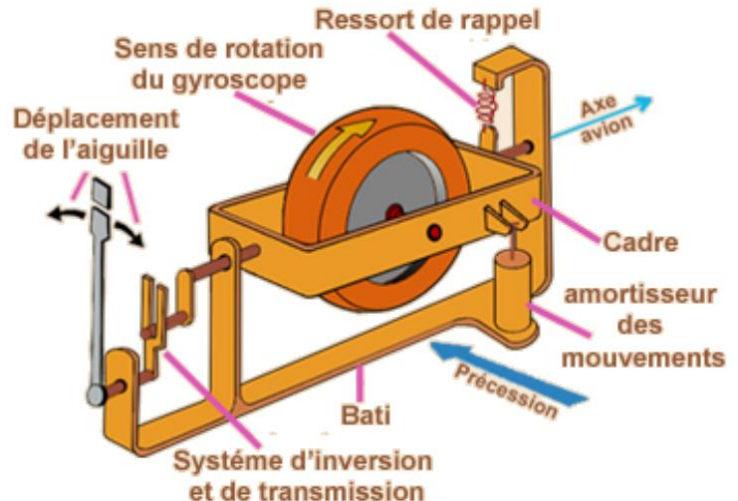
Il se présente sous deux formes :

- une bille aiguille
- une bille maquette



3) Eléments composant l'indicateur de virage

- Un gyroscope à 1 cadre constituant l'élément sensible à la vitesse de changement de cap de l'avion.
- Un cadre supportant le gyroscope dont l'axe est dirigé suivant l'axe de roulis de l'aérodynamique.
- Un ressort de rappel agissant sur le cadre.
- Un amortisseur constitué par un frein à air permet d'amortir les mouvements du cadre.
- Un système retransmettant la rotation du cadre à une aiguille.



- Une aiguille se déplaçant de gauche à droite et de droite à gauche devant un repère de référence placé sur un écran.

4) Principe de fonctionnement

En virage correct à vitesse uniforme la vitesse de rotation de l'avion sur sa trajectoire peut être représentée par un vecteur $\vec{\Omega}$.

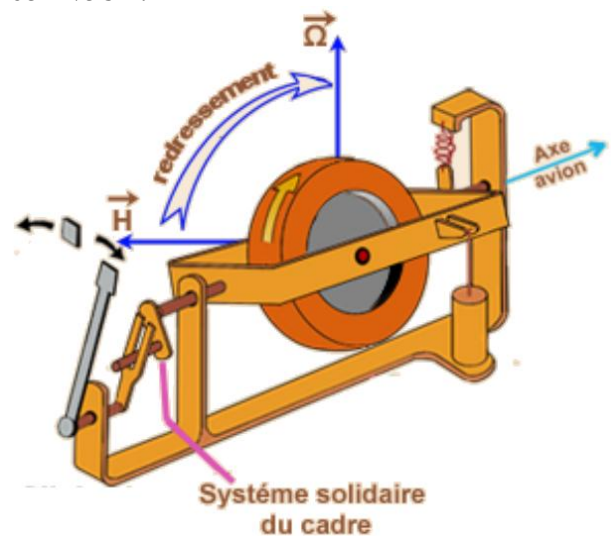
A cette rotation obligée le gyroscope répondra par une rotation de H vers Ω .

Ainsi lorsque l'avion commence son virage le moment cinétique $\vec{H}$ va tendre à s'aligner sur la vitesse $\vec{\Omega}$ sous l'effet d'un couple gyroscopique: $C_g = H \cdot \Omega \sin(\vec{H}, \vec{\Omega})$.

Ce couple gyroscopique sera équilibré par un couple de rappel créé par un ressort de raideur K proportionnel à l'angle dont tournera la vecteur H .

Le cadre prendra alors une position en fonction de l'orientation du vecteur moment cinétique $\vec{H}$.

Pour augmenter la sensibilité de l'indicateur de virage, le moment cinétique du rotor est toujours dirigé vers la gauche de l'avion.



5) Alimentation du gyroscope

Elle peut être pneumatique ou électrique :

L'alimentation pneumatique par dépression nécessite l'utilisation d'un dispositif de création de vide. Une pompe à vide entraînée par le moteur de l'avion est généralement utilisée. La dépression ainsi obtenue se situe entre 4,4 et 5,2 in.hg (pouces de mercure. Unité employée pour ce genre d'instrument).

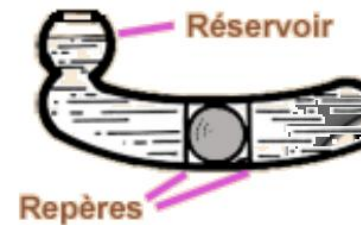
L'alimentation électrique se fait soit par courant continu généralement en 28 volts, soit par courant alternatif à partir du réseau de bord en 26 volts 400Hz ou 115 volts 400hz.

6) Bille indicateur de symétrie

Une bille située dans un tube en verre incurvé et baignant dans un liquide amortisseur est soumise aux forces des accélérations subies dans le plan transversal.

A l'une des extrémités du tube, un vase d'expansion permet la dilatation du liquide.

Deux repères verticaux distants du diamètre de la bille sont gravés sur le verre.



7) Principe de fonctionnement

De part sa masse, la bille est constamment soumise aux forces résultantes des accélérations subies par l'avion dans le plan transversal. Le tube étant lié à l'avion, la bille agissant comme un pendule indiquera la direction de la résultante de ces forces, c'est à dire la direction de la verticale apparente.

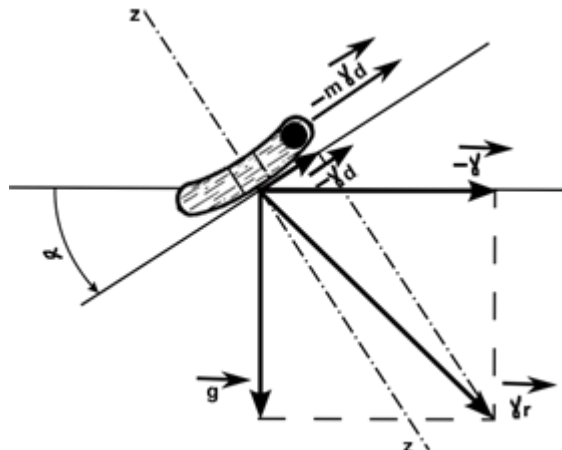
Le tube étant incurvé, tant que la verticale apparente est perpendiculaire au plan de symétrie des ailes, la bille restera au centre du tube, le vol est alors symétrique.

Si la verticale apparente n'est plus perpendiculaire au plan de symétrie des ailes, la bille se déplacera du côté de la verticale apparente.

Avion en virage à gauche insuffisamment incliné

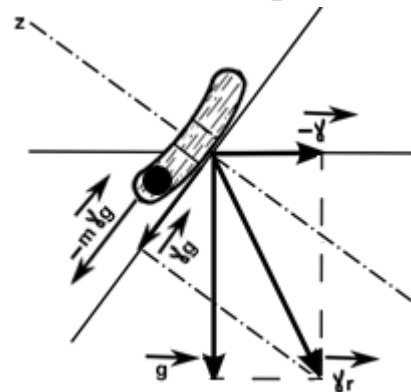
La bille de masse m est soumise à la pesanteur $\vec{g}$ est à l'accélération d'inertie $-\vec{\gamma}$

La résultante $\vec{\gamma}_r$, de $\vec{g}$ et $-\vec{\gamma}$ n'est pas située dans le plan de symétrie longitudinal de l'avion.



Avion en virage à gauche trop incliné

Même raisonnement, mais cette fois la bille se trouve en bas du tube.



8) Utilisation

L'indicateur de virage et la bille permettent donc au pilote de savoir si le vol est rectiligne ou en virage et si il est symétrique.

Vol rectiligne



Vol symétrique



Inclinaison à droite



Inclinaison à gauche

Vol en virage à droite



Vol symétrique



Inclinaison trop faible
(dérapage)



Inclinaison trop forte
(glissade)

Vol en virage à gauche



Vol symétrique



Inclinaison trop faible
(dérapage)



Inclinaison trop forte
(glissade)



Comme pour l'indicateur de virage ou l'horizon artificiel, nous considérons que les notions sur le principe de fonctionnement d'un gyroscope sont acquises.

1) But du directionnel ou conservateur de cap

Le directionnel ou conservateur de cap est un gyroscope qui fournit une information de cap. Son inertie est suffisante pour ne pas subir les perturbations et accélérations parasites comme le compas magnétique, ce qui permet une tenue de cap suffisamment stable pour effectuer des changements de caps précis.

2) Présentation du directionnel

Il se présente sous deux formes :

- le modèle ancien avec défilement du cap horizontal à gauche.
- le modèle avec rose qui est utilisé actuellement à droite.

Avantage meilleure lecture et évite les confusions de caps



3) Systèmes d'alimentation des directionnels

Alimentation pneumatique

Comme pour l'horizon artificiel, le rotor du gyroscope est constitué d'une turbine à air.

Les jets d'air peuvent provenir soit d'une pression en amont, soit d'une dépression en aval. En général on préfère la deuxième solution qui supprime en partie les remous et diminue les frottements.

La vitesse de rotation du rotor du gyroscope est de l'ordre de **10 000tr/min** à **15 000tr/min**.

Alimentation électrique

Là aussi comme pour l'horizon artificiel le rotor du gyroscope est constitué par un moteur asynchrone triphasé en 26 volts/400 Hz ou en 115 volts/400 Hz.

Détecteur de panne

En général un **drapeau d'alarme** (Flag) apparaît sur le cadran pour signaler un défaut d'alimentation du gyroscope ou une baisse de la pression ou de la dépression si l'alimentation est pneumatique (Voir ci-dessus).

4) Principe de fonctionnement

Le directionnel ou conservateur de cap est un instrument ayant une inertie suffisante pour pouvoir garder un certain temps la direction initialement sélectionnée.

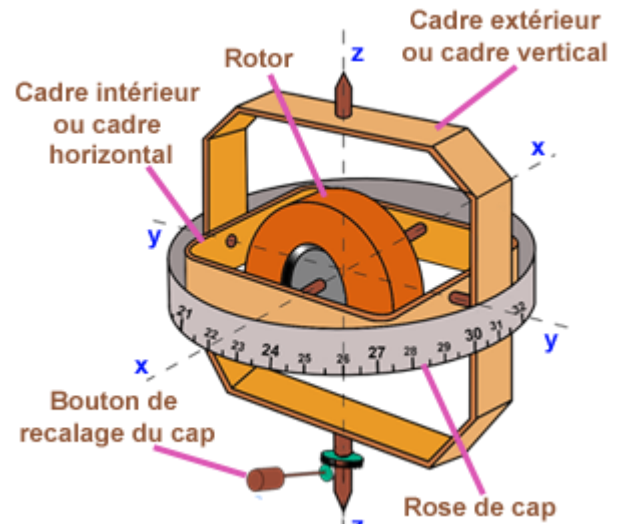
Il se compose d'un gyroscope à deux cadres et à axe horizontal suspendu à la cardan.

Le cadre intérieur est horizontal et supporte le rotor du gyroscope.

Le cadre extérieur est vertical et est solidaire d'une rose de cap, soit directement (ancien directionnel) soit par l'intermédiaire d'engrenages (nouveau directionnel).

Un système érecteur maintient les deux cadres perpendiculaires l'un par rapport à l'autre (non représenté ci-contre).

Un bouton de sélection faisant pivoter l'ensemble permet le recalage du cap désiré.



L'ensemble est contenu dans un boîtier comportant une fenêtre avec une ligne de foi (ancien directionnel) ou une silhouette d'avion dont la pointe sert de ligne de foi (nouveau directionnel).

5) Causes des inexactitudes des indications

L'axe du gyroscope s'écarte en permanence de la verticale locale par suite d'un certain nombre de causes (voir le gyroscope):

- La rotation terrestre
- Le déplacement de l'avion par rapport à la terre
- Les imperfections mécaniques notamment le frottement sur les axes
- L'influence de l'inclinaison latérale et transversale de l'avion

6) Les systèmes érecteurs

Le but du système érecteur est de maintenir l'axe du gyroscope horizontal. Ce principe sera réalisé en maintenant en permanence les deux cadres perpendiculaires l'un par rapport à l'autre à long terme (vitesse d'érection faible).

Suivant le système d'alimentation pour l'entraînement du gyroscope, le système érecteur sera pneumatique ou électrique.

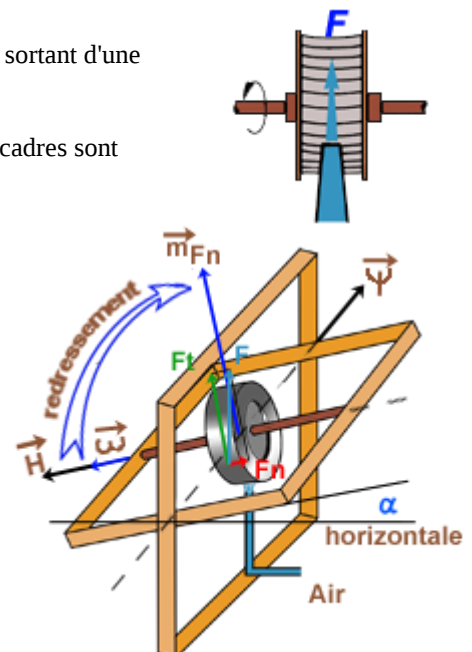
Système érecteur pneumatique

Le rotor du gyroscope est constitué d'une turbine alimentée par un jet d'air sortant d'une tuyère solidaire du cadre vertical (extérieur).

Ce jet d'air provoque une force F tangentielle sur le rotor lorsque les deux cadres sont perpendiculaires.

Lorsque les deux cadres ne sont plus perpendiculaires la force F se décompose en :

- F_t composante tangentielle au rotor
- F_n composante suivant l'axe du rotor provoque un moment m_{Fn} perpendiculaire à $\vec{\omega}$ d'où un mouvement de précession assurant le redressement du cadre intérieur par rapport à sa position initiale.



Système érecteur électrique

Un dispositif formé de deux demi-disque isolés entre eux électriquement et solidaires du cadre intérieur (cadre horizontal) détecte la non perpendicularité des deux cadres.

Un curseur solidaire du cadre vertical fournit l'alimentation à un moteur-couple à deux enroulements permettant ainsi au moteur de tourner dans les deux sens.

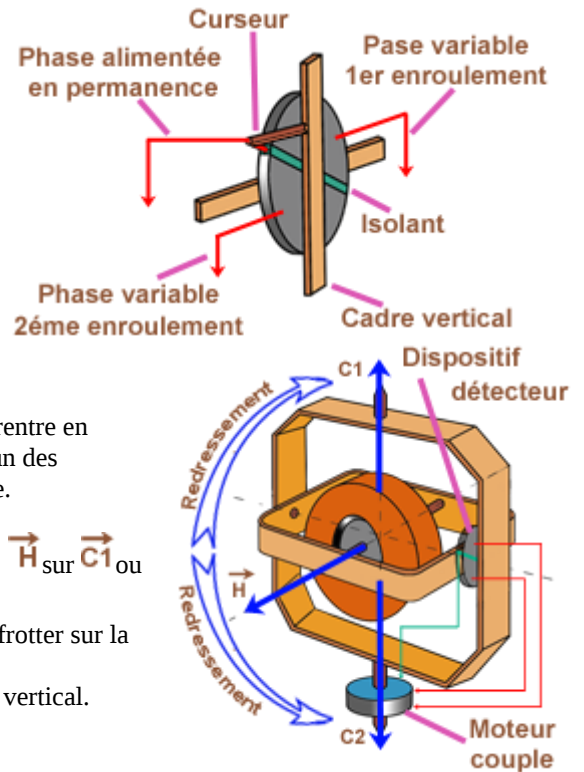
- Le curseur est sur la position isolante le moteur-couple n'est pas alimenté.
- Le curseur est en contact avec le demi-disque A le moteur-couple tourne dans un sens.
- Le curseur est en contact avec le demi-disque B le moteur-couple tourne dans l'autre sens.

Lorsque les deux cadres ne sont plus perpendiculaires, le curseur rentre en contact avec l'un des deux demi-disque permettant l'alimentation de l'un des enroulements du moteur-couple qui produit un couple sur le gyroscope.

Celui-ci est alors soumis à un mouvement de précession ramenant $\vec{H}$ sur $\vec{C1}$ ou $\vec{C2}$

Ce moment cessera lorsque le curseur du dispositif érecteur reviendra frotter sur la partie isolante séparant les deux demi-disque.

Ce moteur-couple est fixé généralement à la partie basse du cadre vertical.



Système érecteur à niveau

Sur certains directionnels un niveau à goutte de mercure solidaire du cadre intérieur et parallèle à l'axe du rotor, détecte l'erreur et permet par l'intermédiaire d'électrodes l'alimentation d'un moteur-couple pouvant tourner dans les deux sens (voir horizon artificiel érecteur électrique).



1) But du variomètre

Le variomètre fournit la vitesse verticale V_z de l'avion, c'est à dire la composante verticale de la vitesse de l'avion par rapport à la masse d'air.

Le variomètre est utile au pilotage pour déterminer soit une vitesse ascensionnelle V_z supérieure à 0, soit un taux de descente V_z inférieure à 0, il est possible de l'utiliser également pour contrôler le vol en palier.

2) Présentation du variomètre

Les unités les plus utilisées pour la graduation des cadrans sont :

- La centaine de pieds/minute (ft/mn) pour les avions de transport et les avions privés à gauche.
- Le mètre par seconde (m/s) pour certains avions privés et les planeurs à droite.



3) Principe de mesure

La variation de la pression statique P_s avec l'altitude est donnée par la loi de Laplace : $dP_s = - \rho g dZ$

Or la vitesse verticale V_z de l'avion peut s'écrire : $V_z = \frac{dz}{dt}$

dz = différence d'altitude.

dt = différence de temps.

Soit le taux de variation d'altitude par rapport au temps écoulé. Nous aurons donc :

$$\frac{dz}{dt} = - \frac{1}{\rho g} \frac{dP_s}{dt} \text{ soit } V_z = - \frac{1}{\rho g} \frac{dP_s}{dt}$$

La V_z sera donc proportionnelle au taux de variation de la pression statique P_s par rapport au temps t .

Le variomètre est donc un manomètre différentiel qui mesure la grandeur V_z .

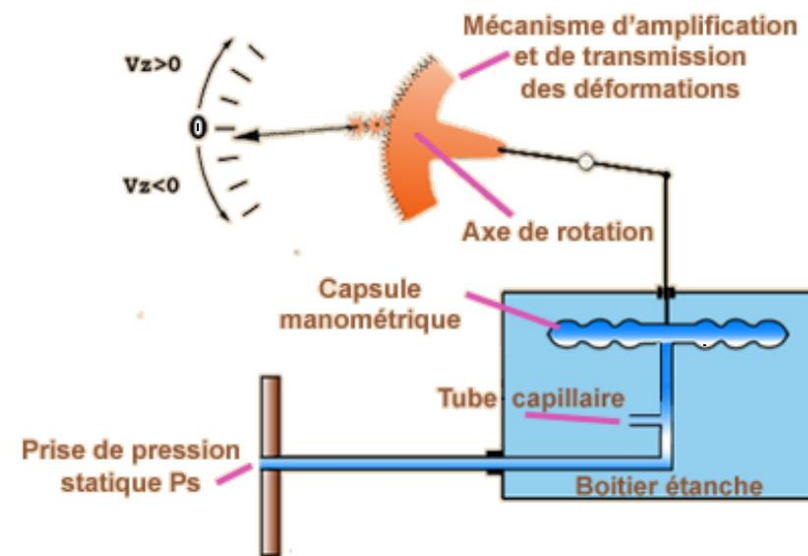
4) Principe de fonctionnement

Une prise de pression statique P_s sur la partie latérale du fuselage (en général commune à l'altimètre) est reliée à une capsule manométrique située dans un boîtier étanche, qui est isolé thermiquement.

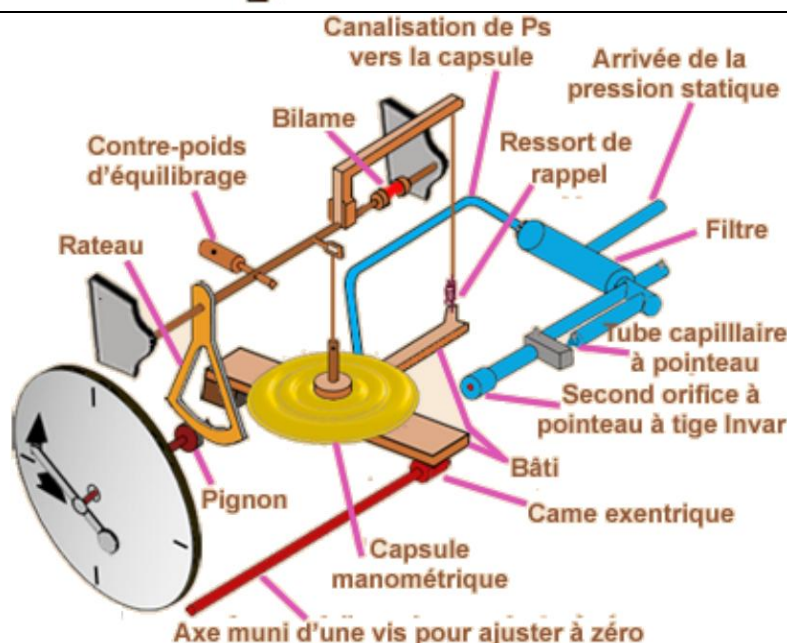
Un tube capillaire branché sur la canalisation de la prise statique, permet à l'air de pénétrer lentement dans le boîtier.

La capsule est donc soumise d'une part à la pression statique actuelle, d'autre part à la pression statique d'un instant légèrement antérieur établie dans le boîtier grâce au retard apporté par le tube capillaire qui permet l'écoulement de la pression statique dans le boîtier.

Un système de leviers et d'engrenages amplifient et retransmettent les déformations de la capsule à une aiguille qui se déplace devant un cadran gradué en vitesse verticale de part et d'autre d'un zéro.



Variomètre type Badin



5) Les erreurs instrumentales

Erreur de statique

Une prise de pression statique de performance médiocre influe sur les indications en vol non stabilisé. Notamment lors des virages, ressourçages, rafales de vent, etc...

Erreur de température

La variation de la température de l'air dans le boîtier va avoir une influence notable sur les indications. Il est donc nécessaire de réaliser un très bon isolement thermique. Certains variomètres sont protégés par une double enveloppe thermique.

Erreur de rapidité

De par le principe même de fonctionnement du variomètre, l'indication se fait avec un certain retard. Il faudra attendre quelques secondes (environ 5) pour que l'aiguille de l'instrument fournisse une indication valable. Ce retard sera d'autant plus grand que l'altitude sera élevée.

Erreur de viscosité

La viscosité de l'air varie avec la température et la pression. L'étalonnage de l'instrument se fait pour une température et une pression données. Il fournira donc des indications erronées pour des altitudes et des températures différentes à celles de l'étalonnage.

Il faut retenir que la Vz lue est supérieure à la Vz réelle quand l'altitude augmente.

Corrections apportées au variomètre

L'influence des variations de la viscosité se compense en général par une deuxième fuite à débit variable, qui est commandée par un élément sensible à la température.

Nous aurons donc deux fuites:

- l'une provenant du tube capillaire avec une vis pointeau pour gérer le débit.
- l'autre provenant d'un orifice à paroi mince commandée par un pointeau à tige d'Invar. Celui-ci sensible à la température du boîtier se dilatera ou se contractera et permettra une compensation partielle de l'influence des variations de la viscosité.

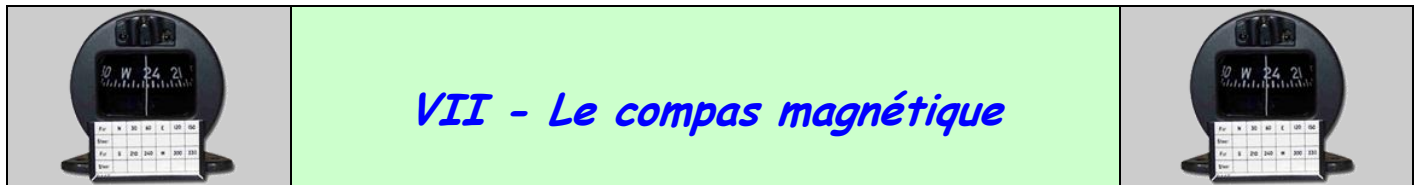
Les débits de ces deux fuites varient donc en sens inverse quand la pression varie, ainsi il est possible de faire un étalonnage pour deux altitudes de références. Sachant que pour les autres altitudes les écarts persisteront.

Ce système permet également de corriger l'influence des variations de la température statique extérieure.

6) En résumé

Le variomètre n'indique la vitesse verticale qu'avec un certain retard et une précision médiocre. Plus rapide que l'altimètre pour déterminer un début de montée ou de descente, le variomètre ne doit pas cependant être considéré comme un instrument de pilotage, mais plutôt comme un instrument de tendance.

Mais malgré ces inconvénients, il fournit une information suffisamment exploitable pour les calculs de pente, de temps de montée ou de descente.



1) But du compas

Indiquer en permanence la direction du nord magnétique quelque soit la route suivie par l'avion.
Une graduation de 0 à 360 degrés tourne devant une ligne de foi figurant l'axe de l'aérodyne, ce qui permet au pilote de savoir le cap magnétique suivi.

2) Présentation du compas

Ci-contre à gauche un compas magnétique classique à flotteur avec son tableau " de régulation ou de déviations résiduelles".

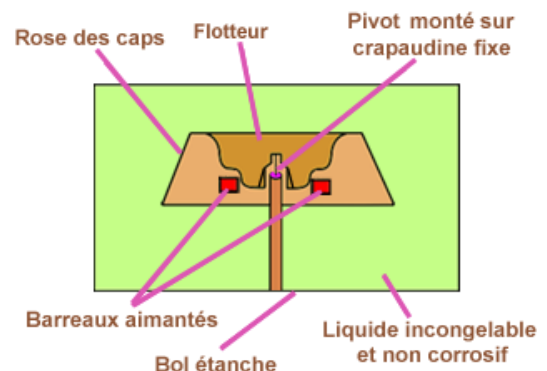
A droite un compas de nouvelle génération à rose verticale (ressemble à un directionnel).



3) Principe de fonctionnement d'un compas à flotteur

Le compas est constitué d'un organe mobile aimanté par des barreaux, qui s'oriente suivant le champ magnétique résultant à l'intérieur de l'aérodyne. Cet organe appelé également **rose des caps** est gradué de 0 à 360 degrés.

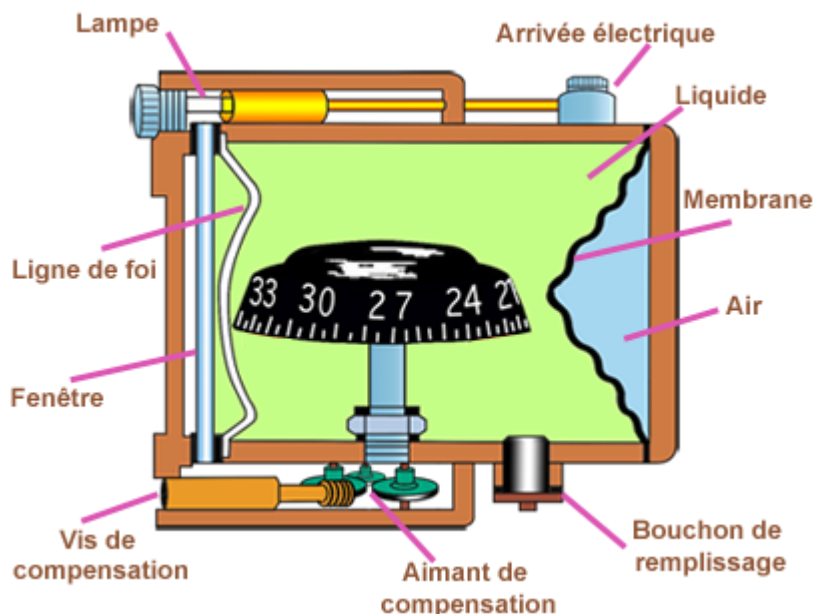
Cette graduation tourne devant un **index (ligne de foi)** solidaire de l'aérodyne. Cette rose montée sur un pivot baigne dans un **liquide amortisseur** incongelable et non corrosif à base d'hydrocarbure (white-spirit, kérosène...), qui amortit les oscillations.



4) Eléments composant le compas à flotteur

- Des **barreaux aimantés** servent d'éléments sensibles à la composante du champ magnétique terrestre.
- Un **flotteur**, sur lequel sont fixés les barreaux aimantés sert à diminuer les frottements sur le pivot.
- Un **pivot** par l'intermédiaire d'un palier en rubis repose sur une crapaudine.
- Une **rose des caps** en métal léger, solidaire du flotteur est graduée de 0 à 360 degrés.
- **Ces quatre éléments forment l'équipage mobile du compas.**
- Une partie étanche contenant le **liquide** incongelable et non corrosif.
- Le liquide à plusieurs fonctions:
 - amortir les oscillations de l'équipage mobile.
 - lubrifier le pivot.
 - alléger le poids de l'équipage mobile.
 - la position des barreaux aimantés induit un centre de gravité de l'équipage mobile en-dessous du pivot, l'action du poids et de la poussée d'Archimède diminuent l'effet de la composante du champ magnétique terrestre.

- Une **chambre d'expansion** dans laquelle un soufflet ou une membrane (comme ci-dessous) permettent de compenser les dilatations du liquide dues aux variations de températures.
- Une **fenêtre** permettant la lecture de la rose des caps.
- Une **ligne de foi** quelque fois réglable servant d'index.
- Un **système de compensation** pour diminuer la déviation du compas.
- Un **boîtier** contenant la partie étanche, le dispositif de compensation et l'éclairage de la rose.



5) Compensation du compas

Le but de la compensation est d'annuler ou de diminuer au maximum les effets des champs magnétiques perturbateurs existants dans chaque aérodyne.

Compensation de la dérive constante

C'est la possibilité de régler la ligne de foi par rapport au boîtier ou de déplacer le boîtier par rapport à sa fixation sur l'aérodyne.

Compensation de la semi-circulaire

La compensation semi-circulaire est une action sur les fers durs.

Soit on agit sur les fers durs si ceux-ci existent dans le boîtier du compas, soit on introduit de petites aiguilles aimantées dans des logements prévus à cet effet.

Compensation de la quadrantale

La compensation de la quadrantale est une action sur les fers doux.

Cette action se fait soit en manœuvrant les fers doux simultanément, soit en manoeuvrant le ou les fers doux individuellement.

Régulation du compas

La compensation d'un compas n'est jamais parfaite. Il existe toujours des petites erreurs entre le cap indiqué par le compas et le cap magnétique réel. D'où l'intérêt après chaque compensation d'établir un **courbe** ou un **tableau** dit " de **Régulation** ou de **déviation** résiduelles".

Cap magnétique

Fer	N	30	60	E	120	150
Steer	0	-2	-2	3	-1	-1
Fer	S	210	240	W	300	330
Steer	+1	+3	+2	+1	+2	+2

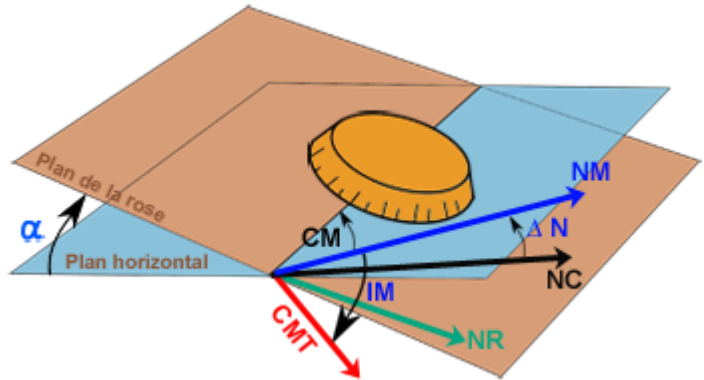
Corrections à appliquer

6) Les différentes erreurs d'un compas à flotteur

Erreur de Nord

Lors d'un virage, la rose des caps soumise à la pesanteur s'incline comme l'avion et son plan est perpendiculaire à la verticale apparente. L'équipage mobile s'oriente alors suivant la direction de la projection du champ magnétique terrestre sur le plan de la rose, que l'on peut appeler Nord rose.

Comme le cap est un angle défini sur le plan horizontal, le nord indiqué par le compas NC sera défini comme étant la projection dans le plan horizontal du Nord rose.



- CMT :** champ magnétique terrestre
- NM :** Nord magnétique
- NR :** Nord de la rose projection du champ magnétique sur le plan de la rose
- NC :** Nord compas projection du Nord rose sur le plan horizontal
- CM :** cap magnétique. Angle entre la ligne de foi du compas et le Nord magnétique
- ΔN :** angle entre le Nord compas et le Nord magnétique
- IM :** inclinaison magnétique. Angle entre le Nord magnétique et le champ magnétique terrestre

La valeur de l'erreur variera en fonction de l'inclinaison de l'avion donc de la rose.

Inclinaison avion < 90° - IM (virages à faible inclinaison)

L'erreur de changement de Nord ΔN est :

- nulle aux caps 90° et 270°
- maximum aux caps 180° et 360°

Cas des virages avec arrêt face au Nord ou face au Sud.

Une règle approchée rappelle:

- Pour s'arrêter face au cap nord dans une virage à droite, il faut arrêter son virage à:
 $360^\circ - (\text{Latitude} + \text{inclinaison avion}) / 2$
- Pour s'arrêter face au cap nord dans une virage à gauche, il faut arrêter son virage à:
 $360^\circ + (\text{Latitude} + \text{inclinaison avion}) / 2$

Au cap sud l'erreur s'inverse:

- Pour s'arrêter face au cap sud dans une virage à droite, il faut arrêter son virage à:
 $180^\circ + (\text{Latitude} + \text{inclinaison avion}) / 2$
- Pour s'arrêter face au cap sud dans une virage à gauche, il faut arrêter son virage à:
 $180^\circ - (\text{Latitude} + \text{inclinaison avion}) / 2$

Conclusion:

Lors d'un virage, pour s'arrêter face au Nord, il ne faut JAMAIS voir le Nord

Lors d'un virage, pour s'arrêter face au Sud, il faut TOUJOURS voir le Sud.

Inclinaison avion > 90° - IM (virages à forte inclinaison)

L'erreur de changement de Nord ΔN est:

- nulle au cap 90° en virage à gauche et au cap 270° en virage à droite
- égale à 180° au cap 90° en virage à droite et au cap 270° en virage à gauche

Inclinaison avion 90° - IM

La rose du compas est inerte:

- au cap 90° en virage à droite
- au cap 270° en virage à gauche

Le vecteur du champ magnétique terrestre étant alors perpendiculaire au plan de la rose, il n'a donc plus aucune action directrice sur elle. Dans ces deux cas le compas est inutilisable.

Erreur due aux accélérations

Cette erreur est due à la présence de balourd de masse. Celui-ci est destiné à annuler l'effet de l'angle d'inclinaison magnétique sur l'équipage mobile. Actuellement la majorité des compas magnétiques sont conçus avec un réservoir rempli de liquide (voir ci-dessus) et ne comporte plus de balourd.

Erreur due de la déclinaison

La valeur de l'angle compris entre le nord géographique indiqué par le méridien du lieu et le nord magnétique indiqué par la composante du champ magnétique terrestre est appelée déclinaison. Cette valeur n'est pas constante, elle varie avec le lieu et peut dans certaines régions varier rapidement. Elle est portée sur les cartes utilisées pour la navigation aérienne sous forme de lignes isogones.

Erreur de rapidité

Le temps de réponse d'un compas est de plusieurs secondes du fait des oscillations de la rose sur son pivot et de son balancement dans le plan transversal.

Erreur de parallaxe

Le décalage de la ligne de foi du compas par rapport à l'axe visuel du pilote introduit une erreur de parallaxe. Celle-ci sera plus importante si la ligne de foi se trouve éloignée de la rose.

Erreur due aux objets magnétiques

La présence d'objets magnétiques à bords va provoquer un champ perturbateur qui faussera les indications du compas.

Exemple: pose d'un appareil photographique, d'un téléphone ou d'un trousseau de clés sur le bandeau du tableau de bord près du compas.

Principe de fonctionnement du compas à cadran vertical

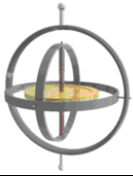
Le compas à cadran vertical est un compas totalement nouveau pour les avions d'aujourd'hui.

Cette boussole à "sec" ne comporte ni flotteur ni liquide. L'avantage d'un tel concept est la suppression des fuites du fluide.

Conçu comme un directionnel, son rose tourne devant une silhouette d'avion fixe dont la pointe avant sert de ligne de foi, ce qui permet d'éliminer un certain nombre d'erreurs et de confusions de caps.



Un équipage mobile monté sur pivot fait tourner la rose par l'intermédiaire d'un jeu d'engrenages. Les oscillations sont amorties par courants de Foucault. Cet instrument ne nécessite pas d'alimentation électrique (sauf pour l'éclairage) pour fonctionner.



Complément sur les gyroscopes



Un complément sur les gyroscopes étant nécessaire pour le CAEA, il a été extrait et résumé à partir d'un très bon article de Wikipédia : <http://fr.wikipedia.org/wiki/Gyroscope> et à partir de différentes sources complémentaires dont le manuel du CAEA de Charles Pigailhem

1) Gyroscope

Un **gyroscope** (du grec « qui regarde la rotation ») est un appareil qui exploite le principe de la conservation du moment angulaire en physique (ou encore stabilité gyroscopique ou effet gyroscopique).

Dans les capteurs : un gyroscope est un capteur de position angulaire et un **gyromètre** un capteur de vitesse angulaire. La distinction est parfois subtile car un même appareil peut fonctionner en gyroscope ou gyromètre.

Le gyroscope donne la position angulaire (selon un, deux ou les trois axes) de son référentiel par rapport à un référentiel inertiel (ou galiléen).

2) Effet gyroscopique

L'essentiel du dispositif est une roue (ou tout objet correctement équilibré) tournant sur un axe qui, une fois lancée tend à résister aux changements de son orientation.

Manip intéressante à réaliser

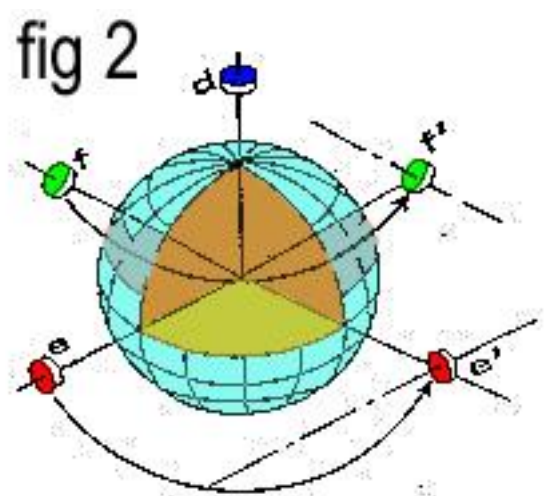
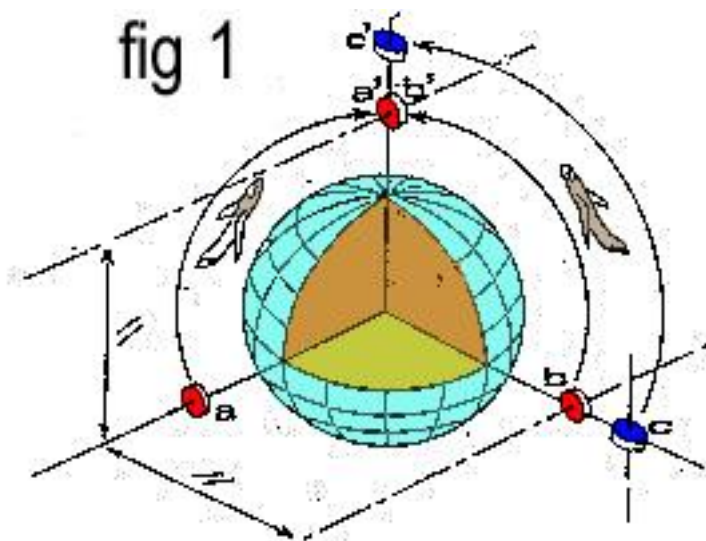
La démonstration la plus simple et la plus parlante consiste à tenir à bout de bras une roue de vélo par les écrous du moyeu et de la faire tourner rapidement par une autre personne. Lorsque l'on tente de pencher sur le côté la roue en rotation, on ressent une résistance. C'est la conservation du moment de rotation qui tend à s'opposer à ce mouvement.

3) Les lois de fonctionnement du gyroscope

Première loi gyroscopique : loi de Fixité

Un gyroscope libre animé d'une grande vitesse de rotation a pour propriété fondamentale de conserver son axe de rotation selon une orientation fixe par rapport à l'espace absolu à condition :

- De ne subir aucun couple de forces sur son axe
- De ne subir aucun frottement



Cela signifie que **son orientation n'est pas liée aux références terrestres**. On constate sur la fig 1:

L'axe du gyroscope "a" (rouge) suspendu dans le vide au-dessus de l'équateur, est orienté suivant la

verticale. Si on le transporte vers le pôle nord en "a", son axe reste orienté parallèlement à sa première position et devient par conséquent perpendiculaire à la verticale locale du pôle nord.

Ce même gyroscope "a" se déplaçant vers l'Est (vers position "b"), voit son axe passer de la position verticale à la position horizontale après un déplacement de 90° autour de l'équateur.

Le gyroscope "b" dont l'axe horizontal est orienté dans le sens Est-Ouest, conservera son axe horizontal si on le déplace vers l'un des deux pôles.

Le gyroscope "c" (bleu) dont l'axe horizontal est orienté dans le sens Nord-Sud, voit passer son axe à la position verticale, si on le déplace dans le sens Sud-Nord.

Deuxième loi gyroscopique : précession d'un gyroscope

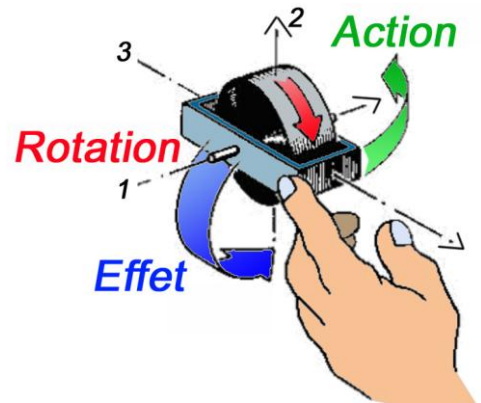
Si l'on applique un couple à un gyroscope en rotation, couple appliqué sur un axe différent de son axe de rotation, il réagit à ce couple de manière à amener son axe de rotation parallèle à celui du couple appliqué, et ceci par le plus court chemin.

Ce mouvement est dit "mouvement de précession" lorsqu'il est provoqué volontairement, et "dérive" lorsqu'il est dû à un élément perturbateur.

Exemple des effets d'une action mécanique

Comme le montre les équations ci-dessous vous avez un axe de rotation du gyroscope (Wiki), un axe pour une action et la rotation s'effectue autour du troisième axe... exemple ci-contre.

Pour une action dirigée autrement que dans un plan perpendiculaire à l'axe de rotation on n'utilisera que les projections dans ce plan.



Comment prévoir LE SENS de l'effet de la force exercée ? (Analyse du schéma ci-dessus)

Les 3 axes seront respectivement et dans l'ordre **Pouce**, **Index** & **Majeur**.

Les axes (représentés par les doigts de la **main droite**) seront positionnés et orientés de manière à ce que la rotation s'effectue dans le "**sens direct**" (sens habituel du "**tire-bouchon**").

Allons y !

1 - Sur le même schéma le pouce est placé horizontalement dirigé vers la droite

2 - L'action fait tourner autour d'un axe vertical dans le sens "montant"

3 - Le majeur est donc horizontal dirigé vers nous ce qui, en tournant dans le sens "direct" nous donne la solution du schéma

Troisième loi gyroscopique : vitesse angulaire de précession

La vitesse angulaire de précession (Ω) est proportionnelle à la valeur du couple appliqué et inversement proportionnelle au moment cinétique (lui même proportionnel à la vitesse de rotation).

En clair, plus le gyroscope tourne vite et moins il est sensible aux effets ...

4) Le gyroscope de Foucault (Culturel)

Le gyroscope fut inventé et nommé en 1852 par Léon Foucault pour une expérimentation impliquant la rotation de la Terre. La rotation avait déjà été mise en évidence par le Pendule de Foucault. Cependant Foucault ne comprenait toujours pas pourquoi la rotation du pendule s'effectuait plus lentement que la rotation de la Terre (d'un facteur $\frac{1}{\sin(\text{latitude})}$:).

Un autre instrument était donc nécessaire pour mettre en évidence la rotation de la Terre de façon simple. Foucault présenta ainsi en 1852 un appareil capable de conserver une rotation suffisamment rapide (150 à 200 rotations par seconde) pendant un laps de temps suffisamment long (une dizaine de minutes) pour que des mesures observables puissent être effectuées. Cette prouesse mécanique (pour l'époque) illustre le talent en mécanique de Foucault et de son collaborateur, Froment.

Foucault se rendit aussi compte que son appareil pouvait servir à indiquer le nord. En effet, en bloquant certaines pièces, le gyroscope s'aligne sur le méridien. Le compas gyroscopique était né. On trouvera également ce dispositif pour le

guidage inertiel des missiles et, par exemple, le pilotage vers la Lune lors du programme Apollo1. On en trouve également dans les satellites artificiels pour le contrôle de l'attitude.

5) Généralités (Culturel)

Le fonctionnement du gyroscope repose sur le **phénomène de précession**.

Les gyroscopes peuvent être utilisés pour construire des compas gyroscopiques qui complètent ou remplacent les compas magnétiques (boussoles)- dans les navires, aéronefs et véhicules en général - ainsi que pour aider à la stabilité des motocyclettes, du télescope spatial Hubble et comme un dépôt pour le moment angulaire pour les roues inertielles.

Contrairement à une idée répandue, le phénomène de précession est négligeable dans le cas de l'équilibre d'une bicyclette.

Les effets gyroscopiques sont aussi la base de jouets comme les yoyos, Powerballs et les toupies.

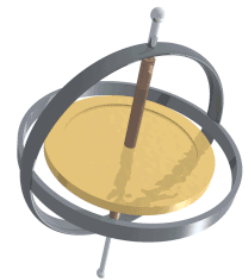
6) Lois physiques (compliqué... Wikipédia)

Exemple de mouvement de précession de l'axe d'un gyroscope.

L'équation fondamentale décrivant le comportement du gyroscope est :

$$\vec{\tau} = \frac{d\vec{L}}{dt} = \frac{d(I\vec{\omega})}{dt} = I\vec{\alpha}$$

où les vecteurs $\vec{\tau}$ et $\vec{L}$ sont respectivement le moment (ou couple) sur le gyroscope et son moment cinétique, le scalaire I est son moment d'inertie, le vecteur $\vec{\omega}$ est sa vitesse angulaire, et le vecteur $\vec{\alpha}$ est son accélération angulaire.



Il découle de cela qu'un moment $\vec{\tau}$ appliqué perpendiculairement à l'axe de rotation, et donc perpendiculaire à $\vec{L}$, provoque un déplacement perpendiculaire à la fois à $\vec{\tau}$ et $\vec{L}$. Ce mouvement est appelé *précession*. La vitesse angulaire de la précession Ω_p est donnée par

$$\vec{\tau} = \vec{\Omega}_p \wedge \vec{L}$$

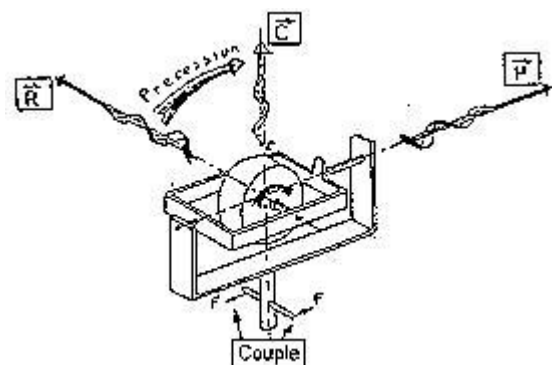
Le phénomène de précession peut être observé en plaçant un gyroscope tournant autour de son axe vertical et soutenu par le sol ou un point fixé au sol à une extrémité. Au lieu de tomber comme on peut s'y attendre, le gyroscope apparaît comme défiant la gravité en restant sur son axe vertical, même si un bout de l'axe n'est pas soutenu. L'extrémité libre de l'axe décrit lentement un cercle dans un plan horizontal. Les équations précédentes décrivent cet effet. Le moment du gyroscope est fourni par un couple de forces : la gravité pousse vers le bas le centre de la masse du dispositif, et une force égale la pousse vers le haut pour soutenir le côté libre. Le déplacement résultant de ce moment n'est pas vers le bas, comme l'intuition nous le fait supposer, mais perpendiculaire à la fois au mouvement gravitationnel (le bas) et l'axe de rotation (vers l'extérieur du point d'appui), c'est-à-dire dans une direction horizontale vers l'avant, faisant faire à l'appareil une rotation lente autour du point de support.

Un autre schéma d'analyse d'effets ... pour s'entraîner !

Le vecteur "R" représente le sens d'avance d'un tire-bouchon tournant dans le même sens que le gyroscope.

Le vecteur "C" représente le sens d'avance d'un tire-bouchon tournant dans le même sens que le couple appliqué.

Le vecteur "P" représente le sens d'avance d'un tire-bouchon tournant dans le même sens que la précession.



7) Asservissements à la verticale : systèmes érecteurs.

Les principaux systèmes on été vus (pages 6, 7, et 8) : pneumatique, gravitationnel et électrique... lors de l'étude de l'horizon artificiel... Le but étant de rechercher la verticale du lieu.

Une autre référence : le pendule de Schüller

Lors de l'étude des systèmes érecteurs on croise parfois un certain "pendule de Schüller"...

Cet objet, purement imaginaire, serait un pendule simple (un fil et une masse au bout) suspendu au point étudié mais qui aurait pour longueur la distance séparant ce point du centre de la Terre (6400 km environ ... plus l'altitude de l'avion).

La période (T) de ce pendule serait de : **T = 84,4 minutes**... mais il reste en fait stabilisé sur la verticale du lieu.

8) Applications en aéronautique

On a vu précédemment que trois instruments de bord sont gyroscopiques.

Le plus spectaculaire sera l'horizon artificiel.

Tandis que le gyroscope conserve une position stable (fixe ?) par rapport à la Terre, c'est le boîtier de l'instrument, solidaire du tableau de bord, qui se déplace avec l'avion selon deux axes.

Attention !!! Le pilote, lié à l'avion, a, lui, l'impression que c'est le gyroscope qui change de direction !





Compléments sur les moteurs.

Version C.A.E.A.



Des compléments un peu techniques (CAEA) et un peu culturels sur les moteurs

1) Les moteurs à combustion interne

Il existe principalement deux grandes catégories de moteurs alternatifs à combustion interne :

1. les moteurs à **allumage commandé** (à essence ou à gaz), dont le principe a été défini par le français **Beau de Rochas** en 1860, et la première réalisation effectuée par l'allemand Otto en 1876.
2. les moteurs à **allumage par compression**, dits **Diesel**, du nom de leur inventeur allemand, qui les a brevetés en 1892.

Ce qui distingue les deux types de moteur, ce n'est pas tant leur cycle théorique que les **caractéristiques de la combustion**, dont les cinétiques suivent des lois très différenciées selon que le combustible est volatil ou non. Dans un moteur à essence, le combustible est prémélangé au comburant et on parle de **flamme de prémélange**, tandis que dans un moteur Diesel la combustion se déroule dans un milieu hétérogène où les gouttes de combustible s'enflamment au contact avec l'air chaud : on parle de **flamme de diffusion**.

1) Analyse fonctionnelle

La finalité d'un moteur alternatif à combustion interne (essence ou diesel) est de produire de la puissance mécanique à partir d'un combustible liquide ou gazeux propre.

Les trois phases de compression, de combustion et de détente du fluide correspondent aux trois fonctions principales qui permettent de répondre à la finalité du système.

Dans un moteur alternatif à combustion interne, ces trois phases sont ainsi réalisées par un seul assemblage mécanique constitué par la culasse, la chemise et le piston, ce qui souligne bien la différence entre les fonctions et les solutions technologiques.

Les trois fonctions principales d'un moteur alternatif à combustion interne peuvent donc être énoncées comme suit :

- compresser la charge fraîche ;
- la porter à haute température par combustion ;
- détendre les gaz brûlés en produisant du travail mécanique.

Les gaz détendus sortant du moteur sont évacués et remplacés par une nouvelle charge d'air frais. Nous regrouperons dans une seule fonction contrainte ces deux évolutions, et l'appellerons « Renouveler la charge fraîche ».

La transmission du mouvement alternatif du piston sur l'arbre du moteur se fait quant à elle par l'intermédiaire d'une bielle et d'un vilebrequin dont nous ne détaillerons pas ici le fonctionnement, nous contentant d'ajouter une fonction contrainte à la fonction principale « Détendre les gaz brûlés en produisant du travail ».

Une fonction contrainte supplémentaire correspondant à l'alimentation en combustible doit être ajoutée, et une autre pour représenter le contrôle de la combustion, très différent selon le type de moteur.

Les températures atteintes dans les moteurs à combustion interne étant très élevées (jusqu'à environ 2200 °C), des précautions particulières doivent être prises pour bien refroidir et lubrifier le moteur, deux fonctions contraintes fondamentales pour sa bonne marche.

Les parois latérales et les fonds de cylindre des moteurs alternatifs sont toujours refroidis énergiquement, le plus souvent par circulation d'eau dans des évidements de la paroi.

2) Modes de combustion

Une différence importante entre un moteur à essence et un moteur diesel réside non dans le mode d'introduction du combustible, qui, dans certains moteurs à essence, est aussi injecté, mais dans le moment où le combustible est introduit, qui détermine la nature des gaz lorsque la réaction se déclenche.

Dans le moteur à essence, le combustible est introduit suffisamment à l'avance pour que le cylindre soit rempli, lorsque l'allumage se produit, d'un mélange sensiblement homogène. Dans le moteur diesel, le combustible est injecté au dernier moment, et brûle au fur et à mesure de son introduction.

Pour cette raison, en règle générale, **les moteurs à essence brûlent des combustibles gazeux**, ou des **liquides volatils**, et **les moteurs diesel des combustibles liquides non volatils**, mais on peut à la rigueur brûler dans les moteurs à essence des combustibles liquides peu volatils pulvérisés très finement, et dans les moteurs diesel des combustibles gazeux sous pression ou des combustibles liquides volatils.

3) Cycles à quatre et à deux temps

D'après le procédé employé pour évacuer les gaz brûlés et les remplacer par une charge fraîche, on distingue les fonctionnements à quatre temps et à deux temps.

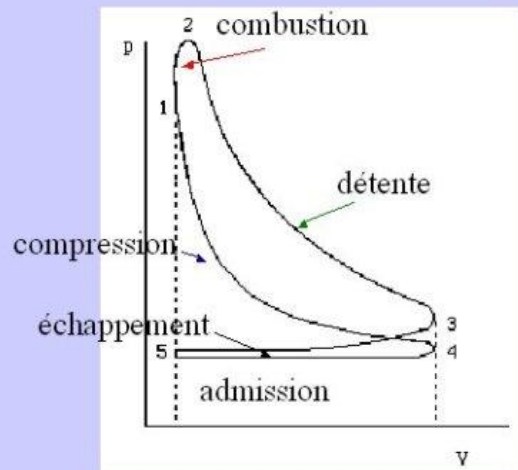
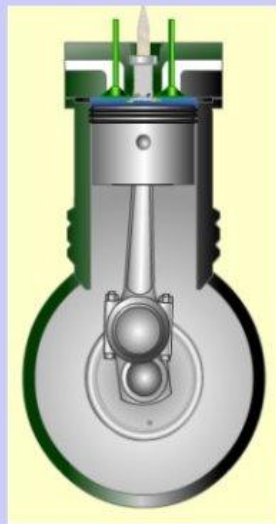
Dans les **cycles à quatre temps**, les plus répandus, le fond du cylindre est percé de deux orifices, contrôlés par des soupapes commandées, qui le mettent en communication avec les enceintes d'admission et d'échappement. On notera la différence avec les compresseurs à piston, où les soupapes ne sont pas commandées, mais s'ouvrent en fonction des différences de pression entre le cylindre et ces enceintes.

L'évolution de la pression et du volume massique des gaz dans le cylindre est souvent représentée dans le diagramme de Watt (figure à droite).

À la fin de la détente en 3, la soupape d'échappement s'ouvre, la pression tombe à la pression atmosphérique, et le piston effectue une course complète vers le fond, chassant ainsi les gaz brûlés.

Quand il atteint le PMH, en 5, la soupape d'échappement se ferme, et celle d'admission s'ouvre. En s'éloignant, le piston aspire une charge de gaz frais.

Cycle à 4 temps



En 4, au PMB, la soupape d'admission se ferme, et la compression 4-1 commence, suivie de la combustion 1-2 et de la détente. Il s'agit donc d'un cycle à quatre courses simples, d'où le nom de moteur à quatre temps.

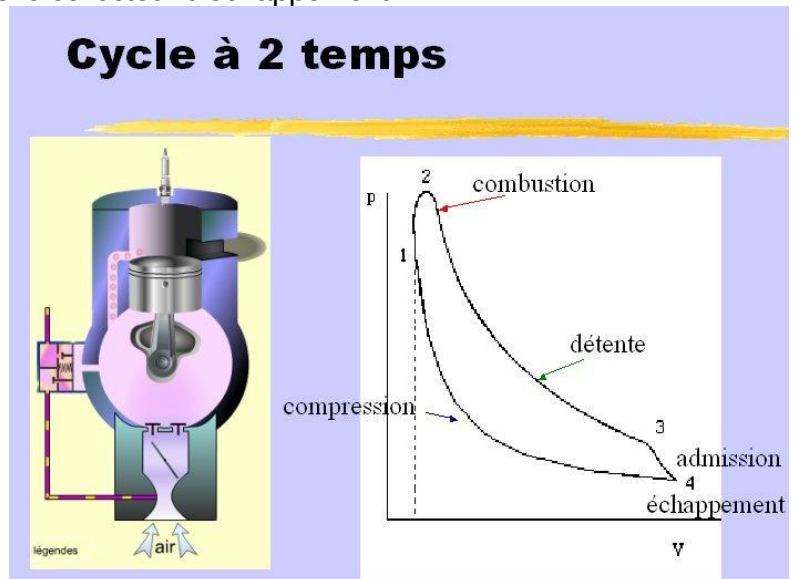
Dans les **moteurs à deux temps**, l'échappement se produit à la fin de la course de détente par des orifices pratiqués dans la paroi latérale (les lumières), à un niveau tel qu'ils sont démasqués par le piston au PMB. Au même moment ou peu après s'ouvrent des orifices dits de balayage mettant en communication le cylindre avec un collecteur de balayage, rempli de gaz frais à une pression un peu supérieure à celle qui règne dans le collecteur d'échappement.

L'ouverture des orifices d'échappement en 3 fait tomber la pression au niveau de celle du collecteur d'échappement, puis l'ouverture de l'orifice de balayage produit une irruption brutale de gaz frais, qui chassent les gaz brûlés vers le collecteur d'échappement.

La vidange des gaz brûlés et leur remplacement par des gaz frais s'effectuent pendant un temps assez court à la fin de la course de détente et au début de la course suivante.

Les orifices d'échappement et de balayage se ferment alors, puis vient la compression 4-1, la combustion 1-2 et la détente.

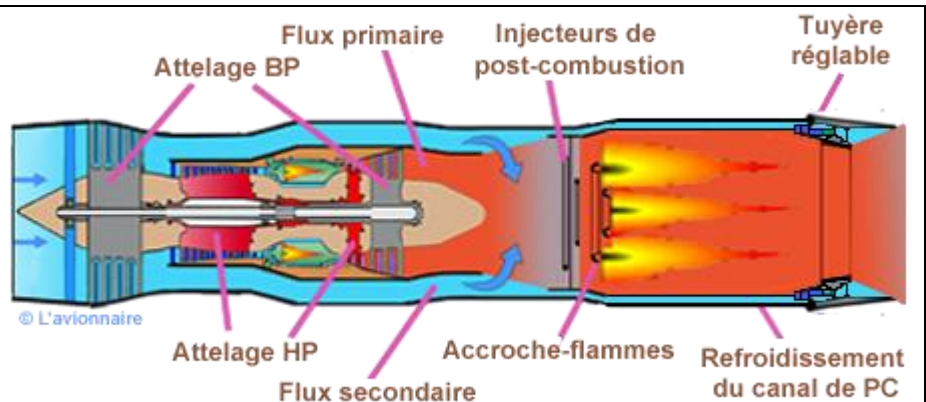
L'ensemble du fonctionnement se déroule pendant deux courses simples, d'où le nom de cycle à deux temps.



2) La post combustion

1) WIKI

"Le principe de la postcombustion est d'injecter du kérosène, via un canal prolongeant la tuyère du turboréacteur, dans les gaz d'échappement qui s'enflamment alors spontanément sous l'effet de la chaleur. La température élevée des gaz, comprise entre 1 800 K et 2 000 K, favorise en effet la formation du mélange carburant-gaz ainsi que son inflammation et sa combustion³. Il se produit alors une réaction supplémentaire.



Le fait de réchauffer l'air en sortie de réacteur permet d'augmenter la vitesse de sortie des gaz, et donc la poussée du réacteur.

Ces gaz atteignent d'ailleurs des vitesses supersoniques et forment des disques d'ondes de choc facilement reconnaissables. En effet ces gaz sont éjectés à une vitesse supérieure à Mach 1 mais à une pression inférieure à la pression atmosphérique. Pour équilibrer les pressions, un choc se produit avec une augmentation de la pression mais aussi de la température ce qui entraîne la combustion localisée.

Ce système offre un très gros avantage, celui d'augmenter significativement la poussée de l'avion sans ajout de systèmes de propulsion complexes et lourds. Cette puissance supplémentaire est obtenue au prix d'une augmentation importante de la consommation en carburant, environ quatre à cinq fois plus importante que sans postcombustion, du bruit et de la signature infrarouge. La postcombustion produit une flamme gigantesque en sortie des réacteurs, qui dépasse parfois la longueur de l'avion, ainsi qu'un bruit effroyable."

2) LAVIONNAIRE

Après la combustion normale du carburant qui a lieu dans la chambre de combustion, la post-combustion appelée également réchauffe se fait dans un canal prolongeant la tuyère. Du carburant (Kérosène) injecté en fines gouttes se vaporise et se mélange dans l'écoulement à forte vitesse qui sort de la tuyère du turboréacteur, et qui contient encore environ un tiers de l'oxygène de l'air initial. Les flammes créées se stabilisent un peu plus loin dans une ou plusieurs gouttières toriques

appelées "accroche-flammes" qui maintiennent des noyaux de re-circulation des gaz dans leur sillage. On obtient ainsi un regain de poussée dû à cette nouvelle combustion.

La post-combustion peut aussi bien équiper les turboréacteurs simple flux que double flux. Elle n'est utilisée actuellement que par des avions militaires supersoniques et principalement par des avions de combat rapides.

Seuls deux avions civils l'avaient utilisée, le Concorde franco-anglais et le Tupolev Tu-144 russe.

Ci-contre le turboréacteur Adour issu de la coopération Rolls-Royce-Turboméca dans sa version post-combustion.



Pour ceux que "Concorde" intéresse je vous recommande :

<http://le-pointu.aviatechno.net/images.php?image=37&dir=7&n=1>

On y découvre que la post combustion sur concorde est appelée "réchauffe" et n'apporte que 15 à 18,7 % de poussée supplémentaire au lieu des +50 % habituels.

Intéressant aussi de savoir aussi que les moteurs "Olympus" de Concorde partagent avec les "J58" du SR 71 (un autre avion exceptionnel) le rare privilège de pouvoir fonctionner très longtemps (quasiment tout le vol) PC allumée (ce qui explique un gain plus faible car il faut gérer la consommation).

3) Le moteur en H !!!

Dans les architectures moteurs du cours "classique" on n'a pas évoqué les originalités les plus diverses comme ce **moteur en H** développé lors de la dernière guerre.

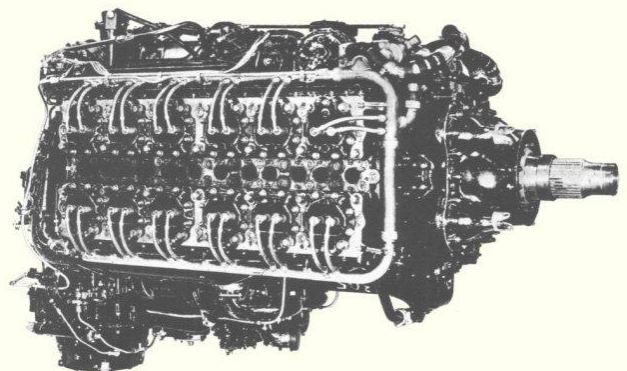
- **Le Napier "Sabre"**

En collaboration avec Hawker, Napier étudia un nouveau moteur qui allait devenir le fameux Sabre. D'une conception originale, il ouvrait une voie nouvelle. Afin de respecter l'encombrement, on eut recours à la solution compacte d'un étage de douze cylindres à plat disposé en ligne surmonté d'un deuxième de même nature, architecture pour la première fois réalisée d'un moteur en H placé horizontalement. Pour disposer d'une puissance d'au moins 2.000 CV, on étudia une forte cylindrée de plus de 36 litres.

De plus, pour pouvoir entraîner une machine lourde avec des performances élevées, un haut rendement unitaire en terme de couple était requis, il fût alors choisi le type suralimenté par compresseur mécanique à double étage, les cylindres sans soupapes, la distribution par chemises louveroyantes, le tout agrémenté d'une construction surdimensionnée en terme de résistance de toutes les pièces mécaniques.

Sa puissance au litre atteignait 95,40 CV, son poids à sec était de 1.135 kg pour un modèle VA, la longueur étant de 2,089 m, la largeur 1,016 m et la hauteur 1,168 m pour ce type. Ce propulseur fut principalement monté sur le Typhoon et sur Tempest.

Il équipera d'abord le **Hawker Typhoon** d'attaque au sol, (issu du prototype du Tornado) puis son successeur le rapide chasseur bombardier **Hawker Tempest** (sept tonnes !!). En passant au Tempest, le Napier Sabre devint Sabre II, plus puissant, disposant de 2.500 CV, encore fiabilisé, il offrait un dispositif de secours permettant d'augmenter momentanément la puissance jusqu'à plus de 3.000 CV par injection d'un mélange d'eau et d'éthanol.



Moteur Napier Sabre II, 24 cylindres en H, compresseur mécanique centrifuge à deux vitesses et commande hydraulique (ratio de réducteur 4,68:1 basse vitesse, 5,83:1 haute vitesse), puissance de 2.400 CV.



Le Hawker Typhoon



Avec le Hawker Tempest on passe à un avion plus lourd, plus grand, plus fin, plus puissant (noter la quadripale de plus grand diamètre) et avec un profil plus mince... pour augmenter la vitesse

Ce système apporta dans bien des cas le salut à des pilotes, confrontés à des chasseurs rapides du type Focke-Wulf 190, mais également des succès considérables dans la poursuite et destruction des fusées V-1 qui volaient avec leur charge mortelle vers Londres à des vitesses supérieures à 800 km/h.

Le Tempest était capable d'un piqué à 900 km/h ! Ces survitesses de nature à endommager tout autre moteur n'altéraient en rien la résistance du Sabre.

Une dernière version du Sabre culminait, en 1946 après la guerre, à une puissance de 3.500 CV

4) Explosion détonation déflagration combustion... faisons le point.

1) Petites précisions ...

Pour les physiciens la combustion est une réaction chimique *exothermique* (c'est-à-dire accompagnée d'une production d'énergie sous forme de chaleur).

Pour les chimistes c'est une réaction d'oxydoréduction (*terme chimique qui qualifie des échanges d'électrons ... mais pas nécessairement la présence d'oxygène*).

Pour que la réaction "démarré" il est nécessaire de fournir une énergie d'Activation. (étincelle, flamme... point chaud).

C'est une réaction auto-entretenu

Lorsque la combustion est vive (*on précise car il y a des combustions lentes ou très lentes et sans flammes comme l'oxydation du fer qui forme la rouille...*), elle se traduit par une flamme dans le cas d'une combustion.

On distingue deux cas

- La déflagration avec propagation du front de flamme a une vitesse inférieure à la vitesse du son
- Et détonation si le front de flamme dépasse la vitesse du son.

Pour le mot explosion, beaucoup l'associent à un phénomène d'expansion (*production de gaz, dilatation ... et tout cela très rapidement*) ... mais ils retombent rapidement sur les mots déflagration et détonation...

En fait les spécialistes préfèrent réserver le terme "explosion" à une combustion différente de la déflagration et de la détonation. Il s'agit de la phase ultime de l'évolution d'une réaction auto-accélérée qui prend naissance dans un mélange combustible. L'explosion se produit spontanément (quasiment !) dans tout le mélange. Il n'y a donc pas à proprement parler de propagation.

Pour revenir à nos moteurs "à explosion" on est donc bien dans un cas de combustion... et on reste même dans la catégorie propagation inférieure à la vitesse du son.

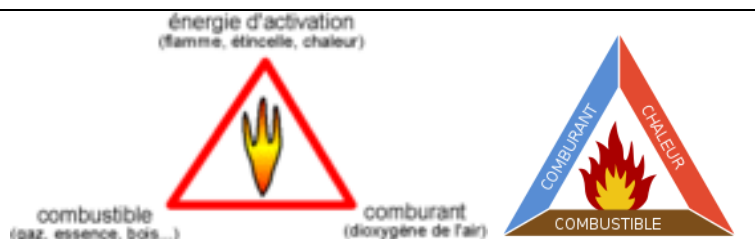
2) Combustion

La **combustion**

1) Triangle du feu

La réaction chimique de combustion ne peut se produire que si l'on réunit trois éléments : un combustible, un comburant, une énergie d'activation en proportion suffisante.

On représente de façon symbolique cette association par le triangle du feu.



Le **combustible** peut être :

- un gaz (butane, propane, gaz de ville, dihydrogène...),
- un liquide (essence, gasoil, huile, kérosène...),
- un solide (bois, papier, carton, tissu, plastique...).

Ce peut être un mélange de différents corps.

Le **comburant** est l'autre réactif de la réaction chimique. La plupart du temps, il s'agit de l'air ambiant, et plus particulièrement de l'un de ses composants principaux, le dioxygène. En privant un feu d'air, on l'éteint ; par exemple, si on place une bougie chauffe-plat allumée dans un bocal de confiture et qu'on ferme le bocal, la flamme s'éteint ; à l'inverse, si l'on souffle sur un feu de bois, cela l'active (on apporte plus d'air). Dans certains chalumeaux, on apporte du dioxygène pur pour améliorer la combustion.

Dans certains cas très particuliers (souvent explosifs), le comburant et le combustible sont un seul et même corps (par exemple la célèbre nitroglycérine, molécule instable comportant une partie oxydante greffée sur une partie réductrice).

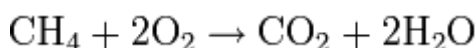
La réaction est déclenchée par une énergie d'activation. La production de chaleur permet à cette réaction de s'auto-entretenir dans la plupart des cas, voire de s'amplifier en une réaction en chaîne.

L'énergie d'activation est le déclencheur du feu. Il s'agit généralement de chaleur. Par exemple, ce sera l'allumette que l'on frotte, le câble électrique qui chauffe, ou une autre flamme (propagation du feu), étincelle (de l'allume-gaz, de la pierre du briquet ou d'un appareil électrique qui se met en route ou s'arrête). Mais il y a d'autres façons de fournir l'énergie d'activation : électricité, radiation, pression... qui permettront toujours une augmentation de la température.

2) Approche chimique : exemple de la combustion du méthane dans le dioxygène

La réaction de combustion, comme toutes les réactions, est la rupture des liaisons entre les molécules de deux corps, et la création de nouvelles molécules plus stables chimiquement.

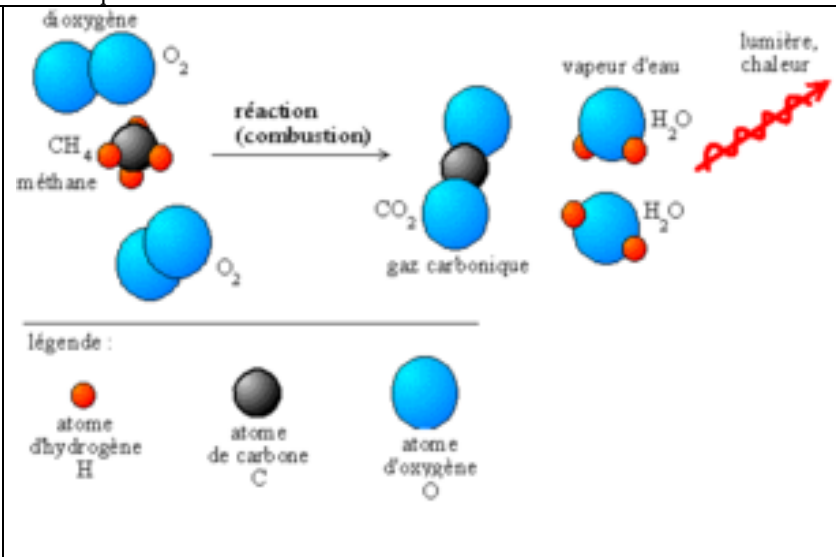
Exemple : combustion du méthane dans le dioxygène



Le dioxyde de carbone et l'eau sont plus stables que le dioxygène et le méthane.

La combustion est une réaction d'oxydo-réduction, en l'occurrence l'oxydation d'un combustible par un comburant ;

- le combustible est le corps qui est oxydé durant la combustion ; c'est un réducteur, il perd des électrons ;
- le comburant est le corps qui est réduit ; c'est un oxydant, il gagne des électrons.



Certains composés chimiques, appelés catalyseurs, modifient par leur présence la quantité d'énergie nécessaire pour activer la réaction, soit en la réduisant (activateur), soit en l'augmentant (inhibiteur).

Dans le cas des combustibles solides, l'énergie d'activation va permettre de vaporiser ou de pyrolyser le combustible. Les gaz, ainsi produits, vont se mélanger au comburant et donner le mélange combustible. Si l'énergie produite par la combustion est supérieure ou égale à l'énergie d'activation nécessaire, la réaction de combustion s'auto-entretient.

3) Énergie dégagée et pouvoir calorifique

La quantité d'énergie produite par la combustion est exprimée en joules (J) ; il s'agit de l'enthalpie de réaction. Dans les domaines d'application (fours, brûleurs, moteurs à combustion interne, lutte contre incendie), on utilise souvent la notion

de pouvoir calorifique, qui est l'enthalpie de réaction par unité de masse de combustible ou l'énergie obtenue par la combustion d'un kilogramme de combustible, exprimée en général en kilojoule par kilogramme (noté kJ/kg ou kJ•kg⁻¹).

Les combustions d'hydrocarbures dégagent de l'eau sous forme de vapeur. Cette vapeur d'eau contient une grande quantité d'énergie. Ce paramètre est donc pris en compte de manière spécifique pour l'évaluation du pouvoir calorifique, et l'on définit :

- le **pouvoir calorifique supérieur (PCS)** : " Quantité d'énergie dégagée par la combustion complète d'une unité de combustible, la vapeur d'eau étant supposée condensée et la chaleur récupérée.
- le **pouvoir calorifique inférieur (PCI)** : " Quantité de chaleur dégagée par la combustion complète d'une unité de combustible, la vapeur d'eau étant supposée non condensée et la chaleur non récupérée.
-

La différence entre le PCI et le PCS est la chaleur latente de vaporisation de l'eau (L_v) multipliée par la quantité de vapeur produite (m), qui vaut à peu-près 2 250 kJ•kg⁻¹ (cette dernière valeur dépend de la pression et de la température).

On a la relation $PCS = PCI + m \cdot L_v$.

4) Vitesse du front de flamme et explosion

La combustion est caractérisée par la vitesse du front de flamme :

- La déflagration : vitesse de quelques centaines de mètres par seconde
- La détonation : vitesse de l'ordre du kilomètre par seconde (supérieure à la vitesse du son)

3) Explosion déflagration détonation

Lors d'une combustion très rapide, abusivement qualifiée d'**explosion**, on assiste à la transformation rapide d'une matière en une autre matière ayant un volume plus grand, généralement sous forme de gaz.

Plus cette transformation s'effectue rapidement, plus la matière résultante se trouve en surpression ; en se détendant jusqu'à l'équilibre avec la pression atmosphérique, elle crée un souffle déflagrant ou détonant, selon sa vitesse.

1) Déflagration détonation

Les combustions très rapides (explosions) peuvent être classées en fonction de la vitesse de l'onde qu'elles engendrent :

- on emploie le terme **déflagration** lorsque le front de décomposition se déplace à une vitesse inférieure à la vitesse du son dans le milieu local,
- on parle de **détonation** lorsque le front de flamme dépasse la vitesse du son, ce qui engendre une onde de choc. C'est ce qui se produit lors de l'utilisation d'un détonateur ou d'un explosif brisant, le front de décomposition peut se propager à des vitesses qui dépassent 10 km/s.

2) Causes

Une explosion peut résulter d'une réaction chimique : le volume occupé par les gaz produits par la réaction est supérieur au volume des réactifs :

- les réactifs solides (par exemple poudre) ou liquides sont donc plus denses que les gaz produits ;
- les réactifs peuvent être aussi des gaz, mais la quantité de gaz produite (nombre de moles) est supérieure à la quantité de gaz initiale ;
- si la réaction est exothermique, la chaleur provoque une dilatation des gaz de réaction.

Une explosion peut aussi résulter d'une vaporisation très violente, comme dans le cas de l'ébullition-explosion ou bleve ; il s'agit alors d'une transformation physique, un changement de phase.

3) Utilisation

On utilise la détente des gaz pour produire un travail dans les moteurs à explosion (déflagration) ou les moteurs à réaction.

On utilise aussi les propriétés de transformation hyper rapide de certains matériaux pour fabriquer des explosifs à des fins de génie civil, génie militaire ou pour fabriquer des munitions et des armes.

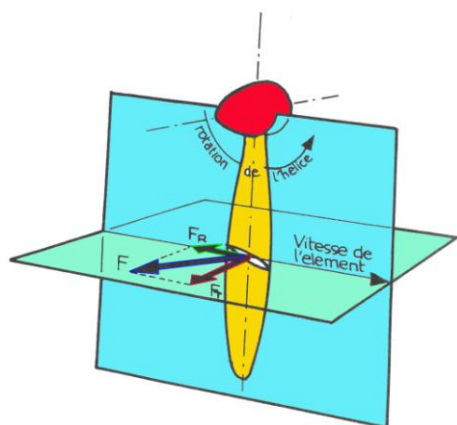


Mise en page à revoir PLUS illustrations hélice non vrillée et hélice avec calage modifiable au sol

1) Définitions

• L'hélice :

L'hélice est un ensemble de pales animées d'un mouvement de rotation rapide dont chacune se comporte comme une aile d'avion.

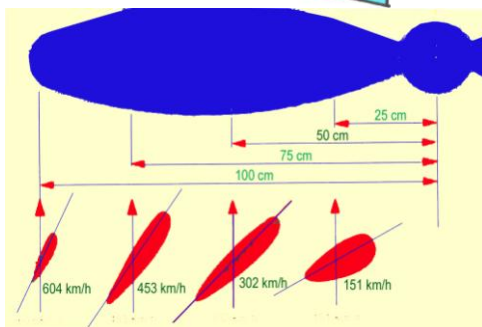


Comme pour une aile d'avion, la résultante aérodynamique peut être décomposée en portance et traînée.

F_R : traînée tendant à s'opposer à la rotation de l'hélice

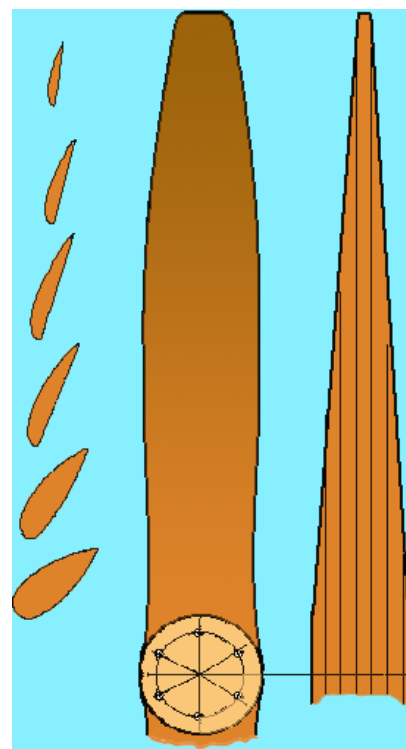
F_T : portance qui participe à la traction de l'hélice.

Pour une même vitesse angulaire, la vitesse tangentielle varie selon la distance à l'axe.

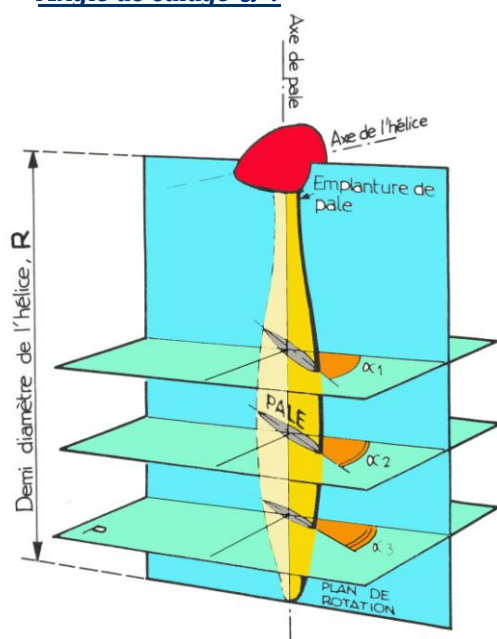


Elle est directement proportionnelle au rayon ou elle est mesurée.

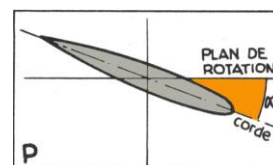
(Sur l'exemple ci-contre on passe tout de même de 151 km/h au premier quart... à 604 km/h (évidemment 4 fois plus) lorsqu'on est en bout de pale.)



• Angle de calage α :



On peut définir un **angle de calage α** pour chaque section droite, entre la corde moyenne et le plan de rotation.



Pour une pale à pas constant α diminue quand on s'écarte du pied de la pale.

- Le pas et l'avance par tour :

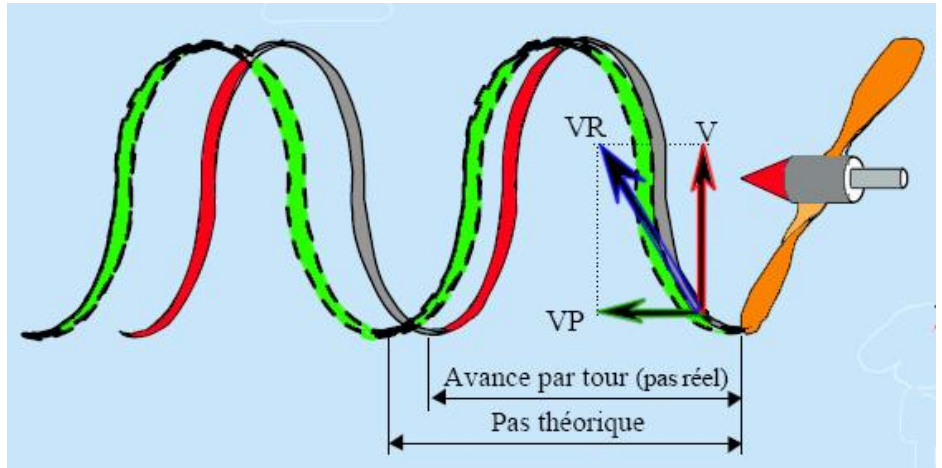
Le pas est le chemin théorique parcouru par la section de pale en un tour complet.

Pas : $p = 2 \cdot \pi \cdot R \cdot \tan(\alpha)$

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 : **Avance par tour = V_p (en m/s)/(tours/s)**

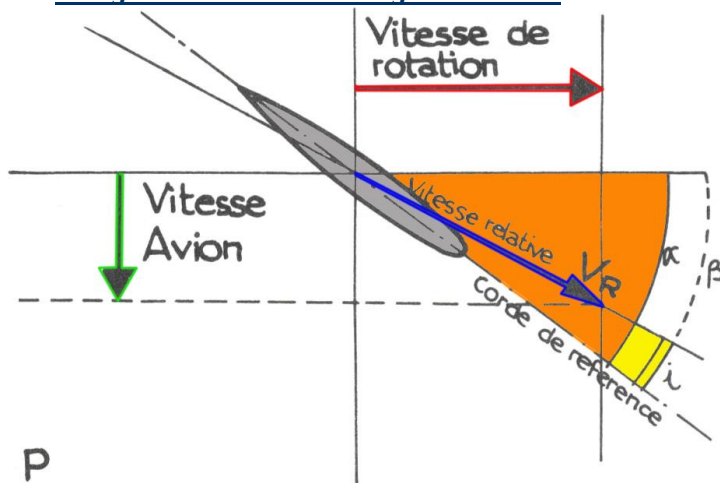


GAG !

On peut facilement déterminer le pas ou l'avance par tour à l'aide d'un mètre à ruban et en effectuant des mesures sur l'avion voisin !



- L'angle d'incidence i et l'angle d'avance :



Du fait de l'avancée de l'avion, la vitesse relative de la pale par rapport à l'air, V_R est la somme géométrique de sa **vitesse de rotation** et de la **vitesse de l'avion**.

L'incidence réelle de la pale par rapport à l'air i est l'angle entre V_R et la corde de référence de la pale.

- L'angle $\beta = \alpha - i$: angle d'avance

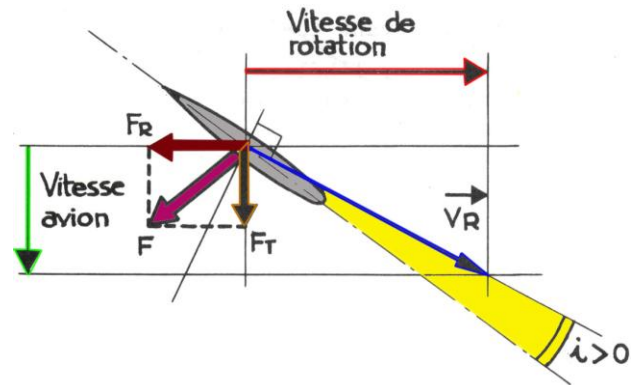
Remarque : le calage de la section variant tout au long de la pale on caractérise celle-ci à la **section de référence** située à $0,7 R$ de l'emplanture.

2) Les différents cas de fonctionnement de l'hélice

- Fonctionnement normal

L'hélice est tractive, l'incidence est i est >0 .

L'hélice fournit une traction F_T et consomme de la puissance pour vaincre F_R .



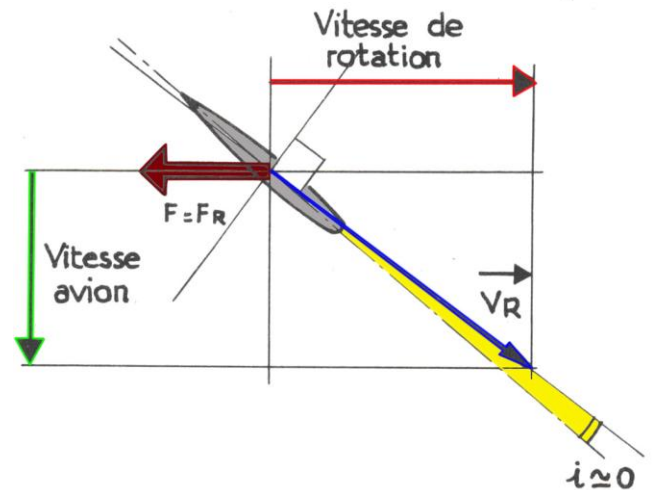
- Fonctionnement en transparence

Pour la même vitesse de rotation quand la vitesse de l'avion augmente l'incidence devient quasi nulle.

La force aérodynamique vient sur le plan de rotation donc $F = F_R$.

La traction de l'hélice est nulle (transparence) mais l'hélice consomme de la puissance pour vaincre F_R .

Ce régime est utilisé en vol d'entraînement pour simuler un vol moteur coupé sans couper effectivement le moteur (meilleure sécurité).

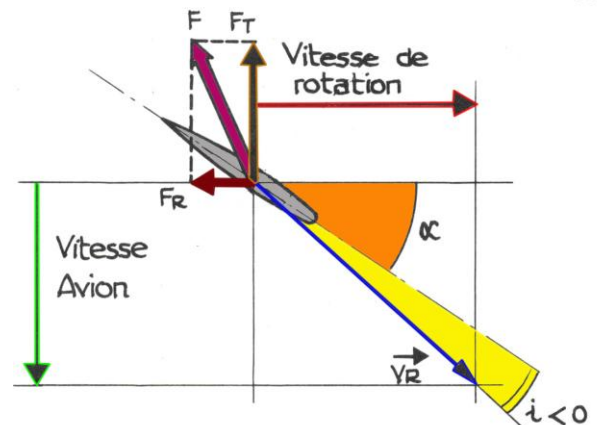


- Fonctionnement en frein

Toujours à la même vitesse de rotation quand la vitesse de l'avion augmente encore i devient <0 la force aérodynamique passe derrière le plan de rotation.

$F_T < 0$ (hélice en frein)

F_R devant toujours être vaincue l'hélice consomme toujours de la puissance.

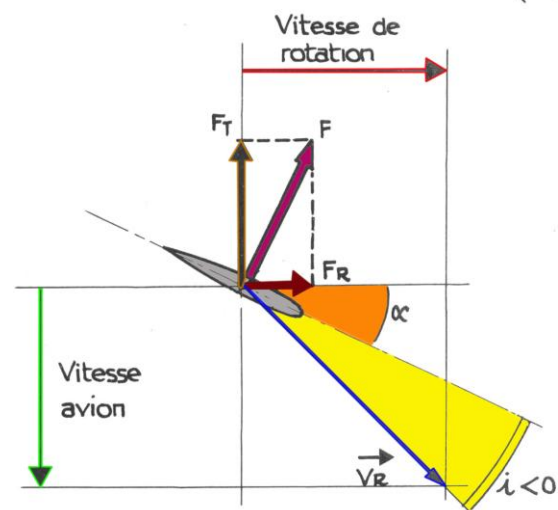


- Fonctionnement en moulinet

Pour des vitesses avions assez élevées et des calages faibles on peut voir la force aérodynamique basculer de façon que F_R change de sens.

La traction F_T est toujours <0 (effet frein) mais F_R provoque maintenant la rotation de l'hélice qui peut avoir lieu moteur arrêté (moulinet).

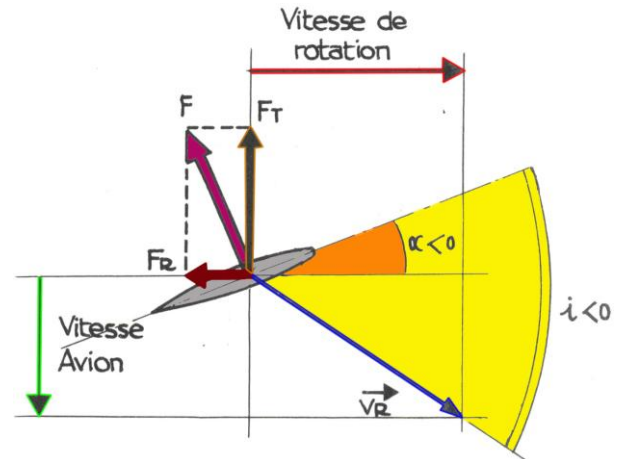
L'hélice emprunte de l'énergie à l'écoulement.



- **Fonctionnement en inversion de poussée (reverse)**

Pour un calage $\alpha < 0$ et important, l'hélice fournit une traction $F_T < 0$ au prix d'une consommation de puissance pour vaincre F_R .

C'est la position de l'hélice utilisée pour le ralentissement de l'hélice à l'atterrissage.

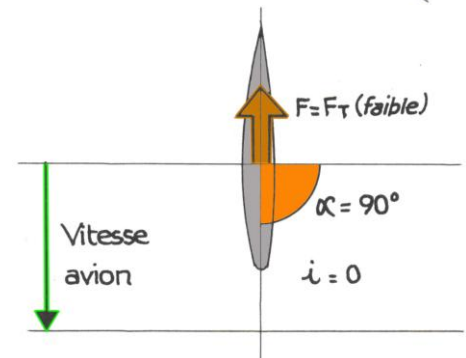


- **Fonctionnement en drapeau**

C'est le cas extrême où le calage vaut 90° : la pale est parallèle à l'écoulement $i = 0$.

La force aérodynamique vaut $F = F_T$ (faible).

L'hélice n'absorbe ni ne fournit d'énergie : c'est la position qui traîne le moins est qui est préférable en cas d'arrêt moteur.



Lors du redémarrage moteur lorsqu'on passe de la position drapeau à la position normale c'est le dévirage. Cette opération provoque une augmentation notable de la traînée, elle s'effectue donc moteur réduit pour éviter un emballement du moteur au moment du redémarrage.

Remarque : pour une hélice à calage fixe seuls les cas 1,2,3,4 sont possibles.

3) Rendement des différents types d'hélice

- **Rendement de l'hélice :**

La définition "classique" du rendement consiste à comparer ce que reçoit le système avec ce qu'il restitue :

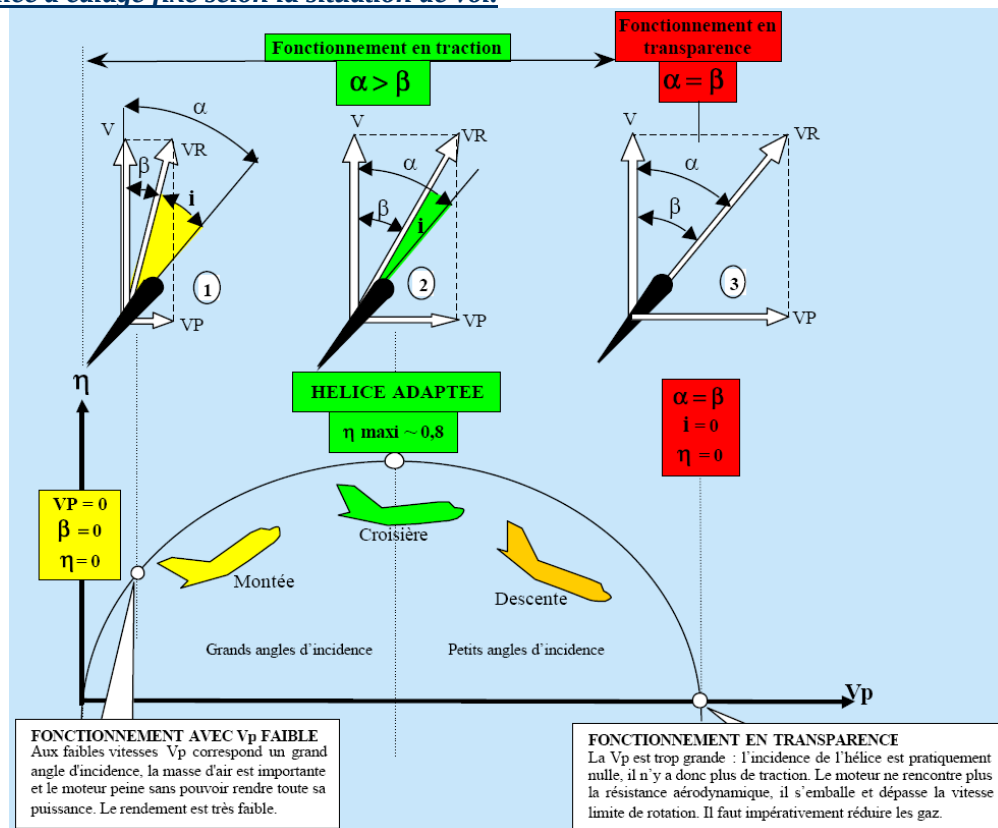
$$\eta = \frac{F_T \times v}{\text{puissance absorbée}} = \frac{\text{puissance restituée par l'hélice}}{\text{puissance fournie par le moteur}}$$

Avec F_T : force de traction et v vitesse de l'avion.

- Rendement d'une hélice à calage fixe selon la situation de vol.

La variation de la vitesse de l'avion (V_P sur le schéma) en fonction de son évolution modifie énormément l'angle d'attaque par rapport au vent relatif ... et, en conséquence, son rendement.

On constate rapidement que le rendement d'une hélice à calage fixe ne peut pas être bon dans toutes les situations de vol.

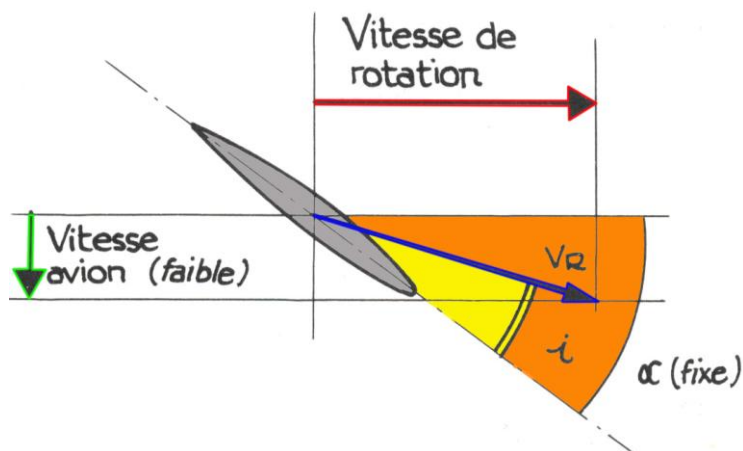


4) L'hélice à calage fixe

Ce type d'hélice équipe la plupart des avions légers, il présente plusieurs inconvénients dont le principal est qu'il n'est adapté qu'à un seul régime de vol.

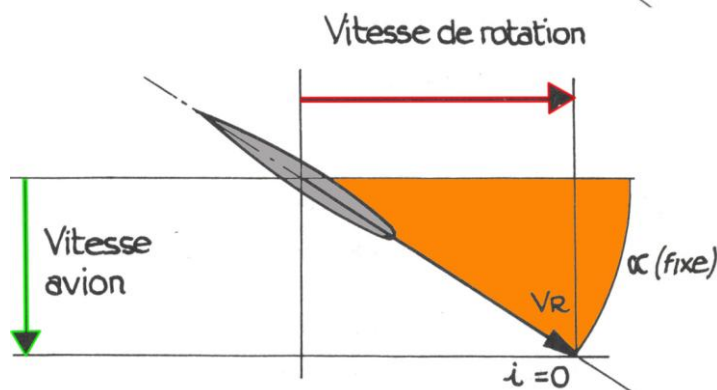
Au décollage le calage est trop important et l'incidence est trop grande.

Le moteur ne peut donner sa puissance maximum.

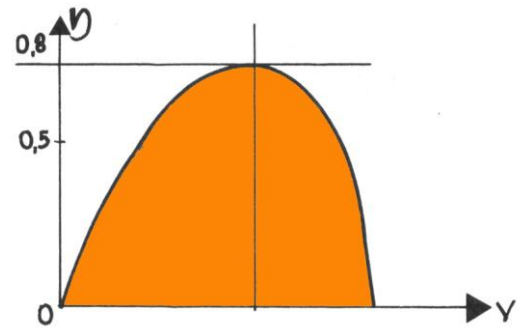


Au delà d'une vitesse d'adaptation, l'incidence devient nulle annulant la traction.

En croisière le calage s'avère trop faible et le moteur a tendance à s'emballer : il faut limiter la pression d'admission.



Le rendement d'une telle hélice test nul au point fixe (vitesse avion $v = 0$) passe par un maximum à la vitesse d'adaptation et s'effondre ensuite.



5) Hélice à calage fixe... modifiable ?

Initialement il n'y avait que des hélices à calage fixe. Mais on pouvait "choisir" son hélice !

Le pilote pouvait favoriser une performance particulière (montée, croisière, vitesse, voltige...) au détriment des autres. Selon son objectif, le pilote pouvait choisir et changer son hélice. Les constructeurs ont ensuite proposé des hélices à pas (calage) réglable au sol.

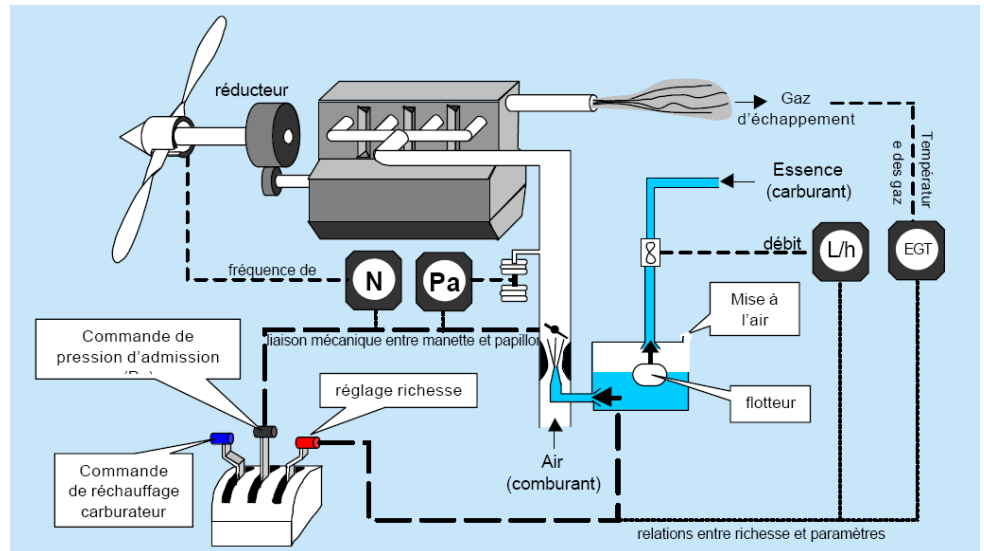
Le déblocage d'un collier de serrage des pales permettait de les faire pivoter pour en changer le pas.

6) Hélice à calage variable

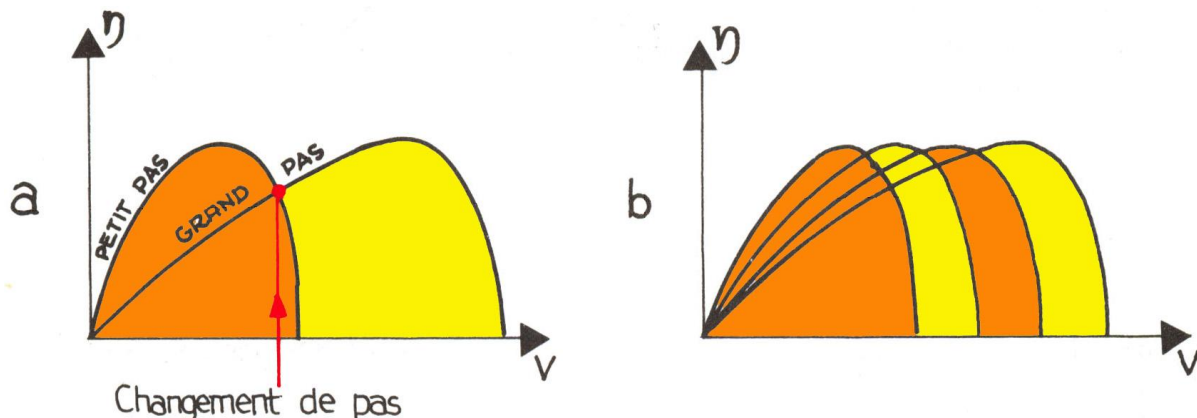
Les ingénieurs ont ensuite proposé des hélices à pas variable, modifiable depuis l'intérieur du cockpit en actionnant une manette de réglage. Les systèmes de réglage du pas pouvant être hydraulique, électrique ou encore mécanique.

Le calage peut alors être optimisé en fonction de la vitesse de vol pour obtenir un rendement maximum.

- Le système de réglage du pas.



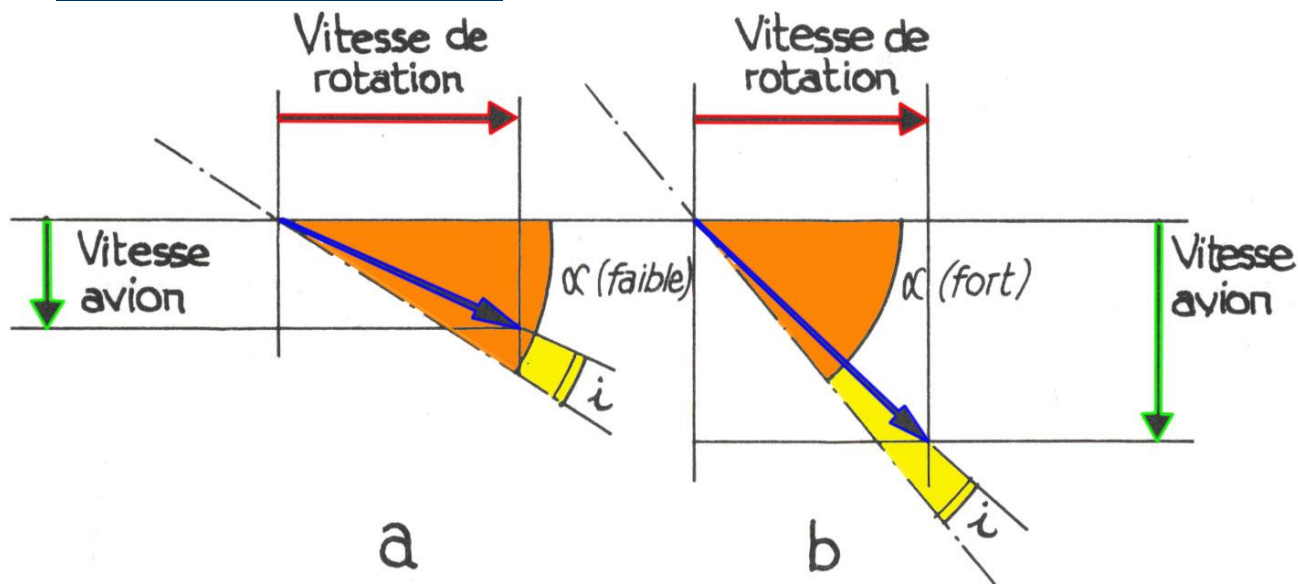
- Les différentes possibilités de réglage.



On peut disposer de deux calages seulement petits pas et grands pas auquel cas on change de pas à la vitesse pour laquelle les deux courbes de rendement se recroisent.

Sur des avions évolués on peut disposer d'un nombre plus important de calages.

- Deux exemples de réglages optimisés



Au décollage on prend un calage faible : petits pas (a)

En croisière on prend un calage élevé : grands pas (b)

7) Hélice à vitesse constante

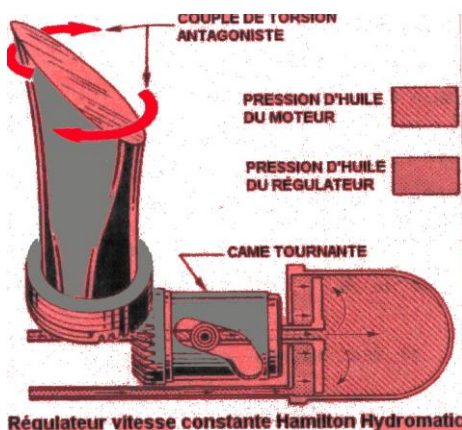
L'ultime évolution sera l'hélice à vitesse constante.

En pratique une hélice à calage variable est adaptée à une situation donnée, par exemple la croisière. Lorsque le régime de vol est établi, si le pilote modifie l'assiette de son avion (passage en montée ou en descente) le réglage précédent ne convient plus ! Le moteur va trop forcer en montée ou passer en surrégime en descente.

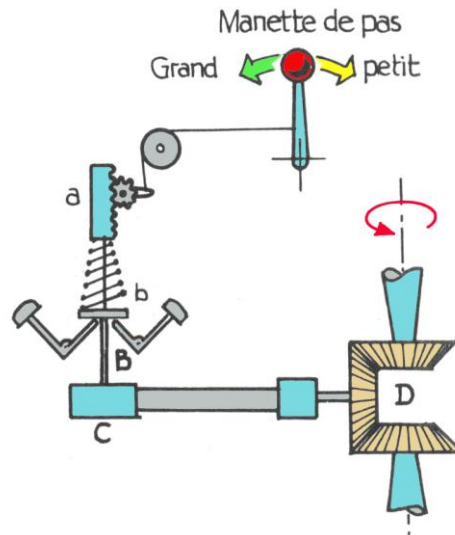
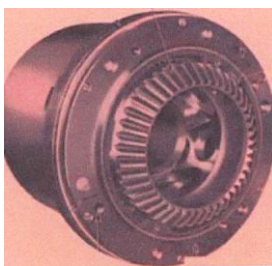
La solution : l'hélice à vitesse constante !

Les ingénieurs ont à nouveau planché sur le problème et ont inventé un système capable de changer automatiquement le pas de l'hélice pour compenser les variations de régime. L'hélice "constant speed" était née.

Elle nécessite un **régulateur** permettant de maintenir le nombre de tours-minute désiré et ce, quelles que soient les variations de vitesse de l'appareil.

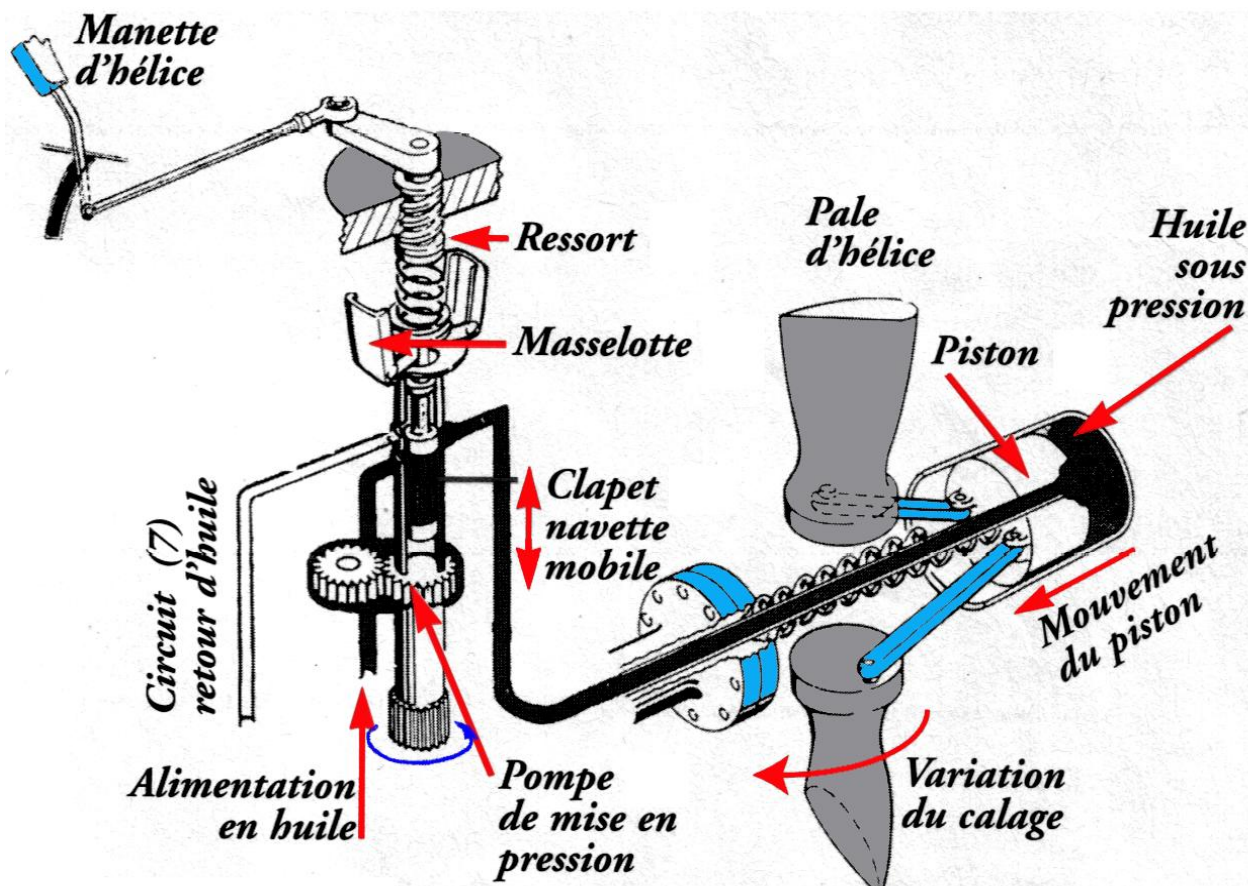


Came tournante



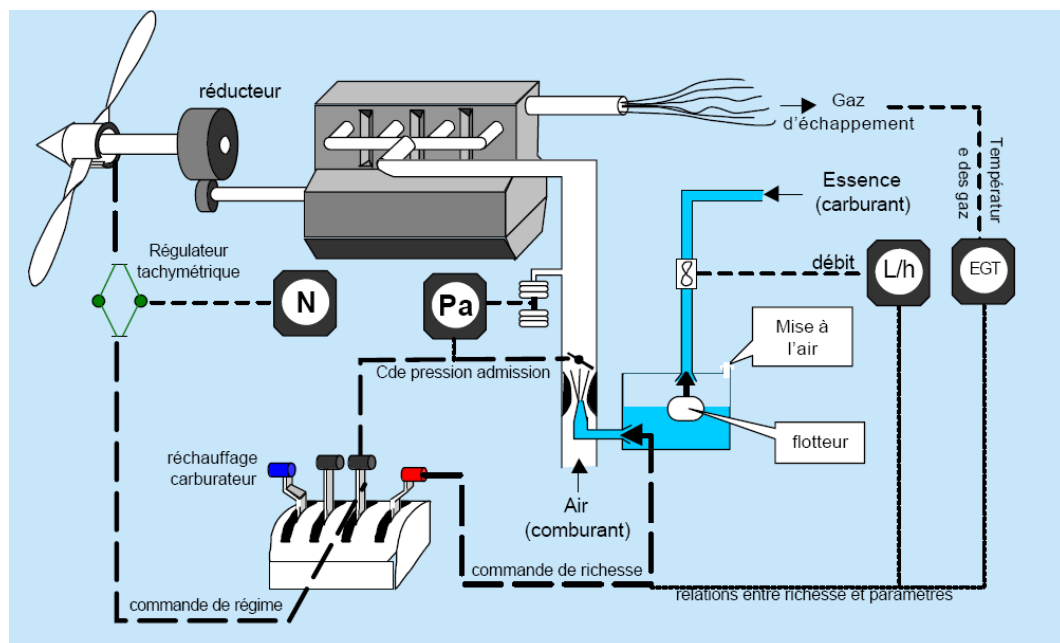
Ce cours entièrement récupéré auprès du CIRAS de Lille correspond au programme du CAEA.

et **calage variable**, un régulateur permet de maintenir constante la vitesse de rotation afin que le rendement de l'hélice reste en permanence au maximum.



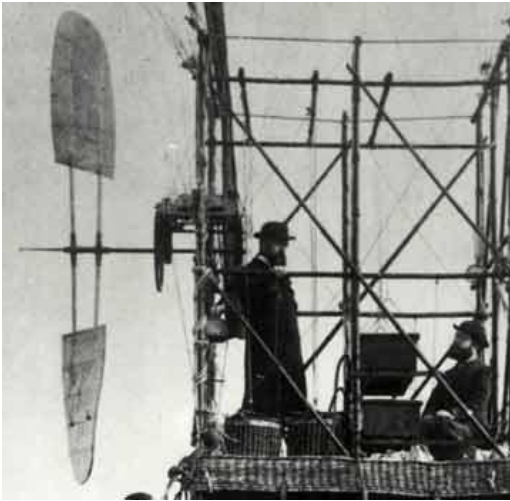
- Le système de régulation du pas en fonction du régime.

Hélice "constant speed" ou "vitesse constante" et sa régulation (ici mécanique).



8) Résumé sur le calage...

Les premières hélices possédaient un calage et un pas constant (pas de vrillage progressif).

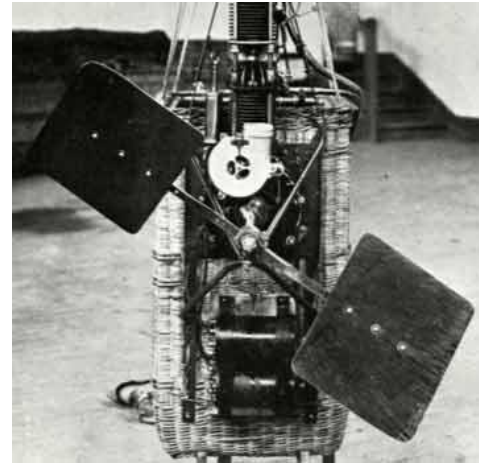


1883, l'hélice du dirigeable électrique des frères Tissandier

D'après <http://alain.vassel.pagesperso-orange.fr/avion3-2.html>



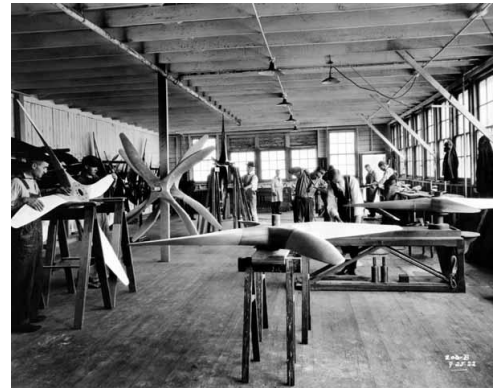
1909 : l'hélice de l'Antoinette



1898 : l'hélice du premier dirigeable de Santos-Dumont.

On a rapidement pensé à vriller l'hélice pour obtenir un comportement aérodynamique satisfaisant tout au long de la pale.

Usine de fabrication d'hélice.



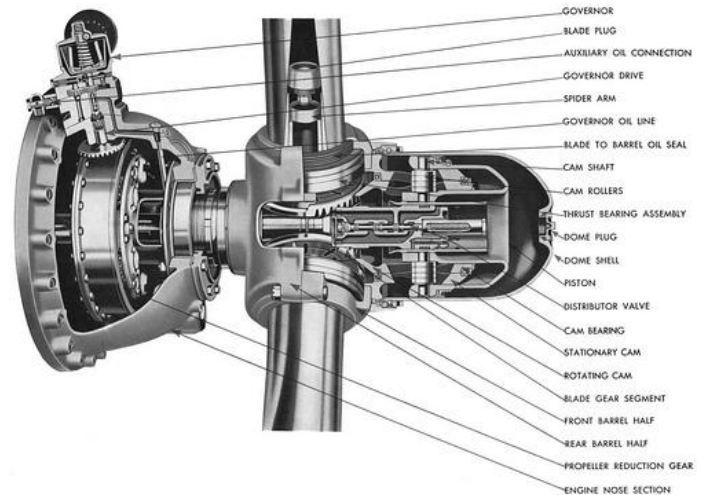
Le rendement dépendant du choix d'évolution les pilotes choisissaient entre différentes hélices.

On a donc proposé des calages modifiables AVANT le vol (au sol).

Ici une hélice à calage réglable avant le vol pour modèle réduit.

Evidemment le calage variable en vol a été l'étape suivante (différentes positions, ou variation continu) .

On est passé ensuite aux hélices à vitesse constante pour résoudre un des derniers défauts : les variations de vitesse de rotation lors d'un changement d'assiette.



9) Le souffle hélicoïdal de l'hélice

La rotation de l'hélice provoque un écoulement particulier de l'air et surtout un problème à résoudre : celui du **souffle hélicoïdal**.

Le souffle hélicoïdal est produit par l'hélice lors de la mise en mouvement tournant de la masse d'air.

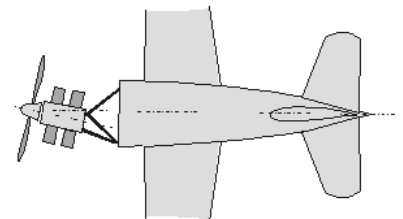
Ce souffle constitue une gêne car il crée une trainée et surtout des forces latérales ou même des couples de rotation lorsqu'il s'appuie sur différentes parties de l'avion (soufflage latéral du fuselage et de la dérive... mais aussi des effets de rotation sur les gouvernes de profondeur et les ailes ...).

Cet appui est dissymétrique ce qui fait que l'avion a tendance à se déporter un côté. Par exemple vers la gauche lorsque l'hélice tourne vers la droite vu de la place du pilote.

L'effet s'inverse lorsque l'on réduit le moteur.



L'humidité de l'air permet de visualiser ce souffle sur un "Chance Vought Corsair" et sur un Hercules C130.



Décalage axe moteur : 2 à 3 °

Déport d'axe (très exagéré) sur un monomoteur.

• Quelles solutions pour contrer le souffle hélicoïdal ?

- Compensation par **déport d'axe moteur** (schéma ci-dessus)
- Utilisation d'**hélices contrarotatives** (voir ci-dessous)
- **Moteurs tournant en sens inverse** par paires (push pull, bimoteur etc..). (voir ci-dessous)

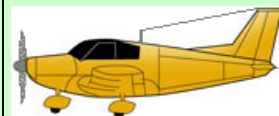
Pour un monomoteur (avion de club) la solution économique consiste à décaler l'axe moteur de 2 ou 3°.

Pour des avions plus sophistiqués on peut utiliser des hélices contrarotatives.

Un effet équivalent peut aussi être obtenu en plaçant 2 moteurs tournant en sens inverse sur un m^eme axe (configuration push pull).



Pour les bimoteurs et quadrimoteurs il était aussi intéressant de faire en sorte que les moteurs se compensent en tournant en sens inverse ...



1) Le Deltaplane.

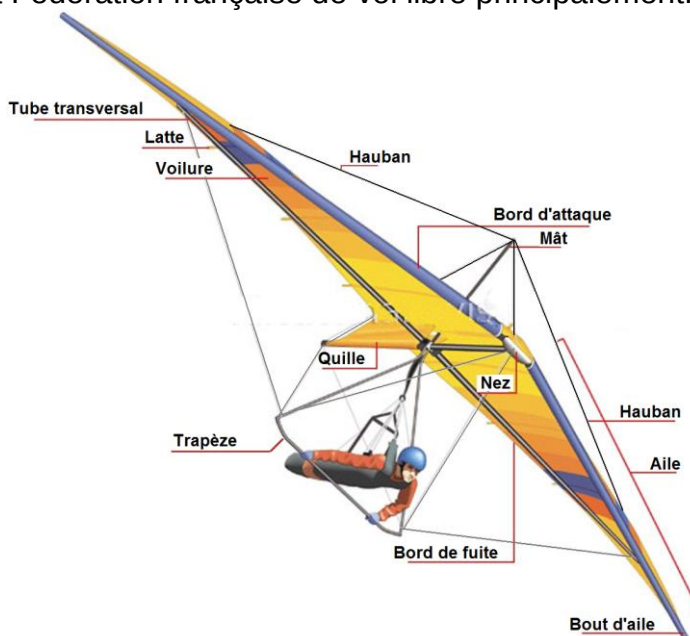
Le deltaplane ou aile delta est un aéronef de vol libre, à armature rigide. Sa pratique est un sport aérien encadrée, en France, par la Fédération française de vol libre principalement.

Le deltaplane est un appareil volant, adaptant l'**aile Rogallo** (invention initialement destinée aux véhicules spatiaux) au concept inventé dans les années 1890 par Otto Lilienthal.



Les premiers engins sont des assemblages de **tubes** et de **toile** rigidifié par un **mât** et des **haubans**.

Afin de gagner en performance, les deltaplanes modernes sont équipés d'une aile à double surface, c'est-à-dire ayant, comme les ailes d'avions, un extrados et un intrados : des lattes, ou longerons, servent à conserver le profil de l'aile.



Dans les années 1990, les progrès des matériaux (alliages de métaux, composites, plastiques et fibre de verre ou de carbone) ont permis la fabrication de deltaplanes d'abord sans mât ni haubans, puis à ailes rigides. Mais cet essor fut compromis par le développement d'un nouveau type d'aéronef : le parapente ressenti comme plus facile à utiliser.

Le deltaplane est pourtant plus performant ! Meilleure finesse, vitesse de vol supérieure, position du pilote horizontale à la manière d'un oiseau, plus grande durée de vie...

2) Performances et pilotage des deltaplanes.

L'aile delta, est autostable quand elle vole. Le pilotage "pendulaire" se fait avec peu d'effort. Le pilote est allongé la tête au vent dans un harnais intégral profilé, fixé sur le squelette solide de l'aile, au point d'accrochage au milieu de la voile.

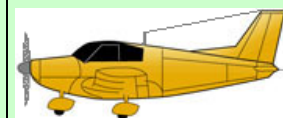
Le « trapèze » avec ses deux montants et sa barre de contrôle permet au pilote par l'effort de ses bras de se décaler sur les côtés et d'avant en arrière pour déplacer le centre de gravité par rapport au centre de portance de l'aile delta ce qui engendre un léger vrillage des ailes, suffisant pour induire un virage ou une accélération.

Pour les plus performantes, le mât a disparu et les profils aérodynamiques sont nettement plus travaillés. La finesse atteint 15, le taux de chute 0,85 m/s, et la vitesse maximum 140 km/h.

Sur l'évolution "rigide", le pilotage est tout différent et se fait sans effort à l'aide d'ailerons intégrés à l'aile. La finesse atteint environ 18, le taux de chute descend à 0,7m/s pour les machines les plus récentes, la vitesse maximum peut atteindre 120 km/h, et l'allongement est d'environ 11.

Enfin, la Rolls des ailes de vol libre, le **Swift** pour ne pas le nommer, est un véritable planeur à bretelles, réservé aux pilotes expérimentés et fortunés. Son taux de chute de 0,5 m/s et sa finesse max de 25 en font l'aile la plus performante du vol libre actuel. Son pilotage, maintenant en 3 axes, s'effectue par gouvernes. Les ailes, de type planeur, se rangent dans une caisse qui peut être transportée sur le toit d'une voiture ou sur une remorque. La majorité des pilotes de Swift utilisent leur machine avec un moteur auxiliaire et décollent et atterrissent par roulage, ce qui les place à la charnière entre le vol libre et le vol à voile.





1) Le Kite surf

Le kitesurf (*anglicisme*) ou la planche volante (*fly-surf*) ou la planche aérotractée est un sport nautique de traction.. Il consiste à glisser sur une **planche** de surf de taille réduite en étant tracté par un cerf-volant (*kite en anglais*) appelé **aile**.

Le pratiquant pilote, à l'aide d'une **barre**, une aile de traction distante de vingt à trente mètres. Deux à cinq **lignes** relient la barre à l'aile. Les ailes les plus courantes sont gonflables et comportent 4 lignes, et quelques ailes sont aujourd'hui équipées d'une 5e ligne qui apporte un supplément de confort et de sécurité.



2) Le matériel de Kite surf



• L'aile

La voile est dirigée par une barre, elle-même rattachée grâce à un harnais au kitesurfeur. Ce dernier oriente la barre à laquelle sont fixées quatre ou cinq lignes de 15 mètres à 30 mètres de long, de façon à assurer la traction et la direction de l'ensemble.

Grâce à la voile, les pratiquants de ce sport peuvent faire des sauts allant parfois jusqu'à 20 mètres au-dessus de l'eau. La surface de la voile se situe généralement entre 5 m² et 20 m².

Deux grands types d'ailes sont utilisés :

- **aile à caissons** : ces profils souples sont inspirés du parapente. Les caissons de l'aile se gonflent naturellement, sous l'action du vent. Les ailes à caissons sont davantage utilisées pour la traction terrestre. Les dernières évolutions, équipées de clapets, autorisent le redécollage sur l'eau.



Aile à caisson



Aile C-shape

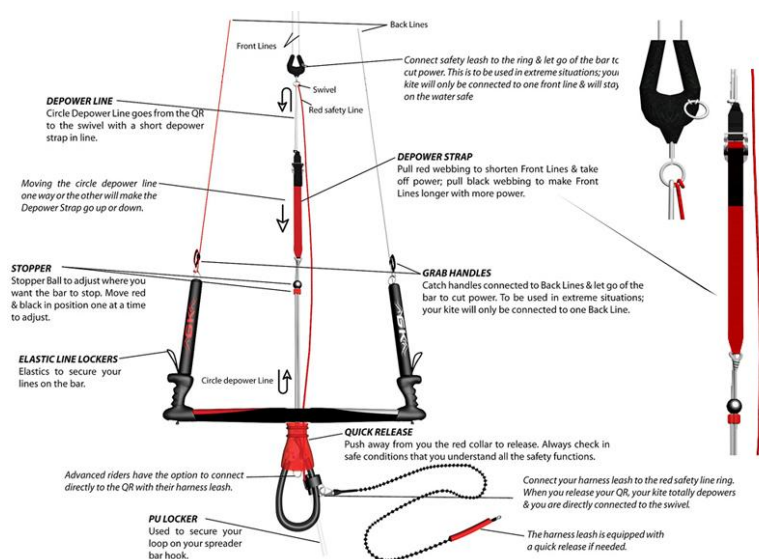
- **aile à boudin** : brevet international déposé par les frères Legaigoux en 1984. Le principe consiste en une structure gonflable à l'aide d'une pompe, qui modèle le profil de l'aile et lui permet de redécoller de l'eau. Il en existe aujourd'hui trois types : **en forme d'arche** (ou C-shape), généralement en 5 lignes. C'est le type encore le plus courant aujourd'hui.



les ailes plates : nommées ainsi en raison de leur allure. Elles permettent notamment une plus grande sécurité, grâce à une possibilité très importante de réduction de la puissance. Pour ce faire, les ailes plates disposent généralement d'un grand border-choquer. Il suffit de pousser la barre pour réduire instantanément la traction.

les hybrides : qui sont un intermédiaire entre aile plate et aile en arche. Une aile hybride a une forme classique en C, mais utilise un bridage se rapprochant d'une aile plate, pour un depower important.

• La barre, les lignes de contrôle de l'incidence de l'aile



C'est la partie par laquelle on contrôle les mouvements de l'aile. Elle est plus ou moins grande en fonction de la taille de l'aile.

On y attache 2 ou 4 **lignes** pour contrôler l'aile et gérer la puissance.

Pour les nouvelles ailes, on trouve souvent une 5e ligne utilisée pour améliorer la sécurité et le contrôle de l'aile.

Les lignes permettent de réguler la puissance en jouant sur l'angle d'incidence de l'aile. Ces avants sont accrochés au harnais. Un système de sécurité permet, en cas d'urgence, de se désolidariser de l'aile.

La longueur des avants est fixe, alors que celle des arrières a justement vocation à être sans cesse modulé en cours de navigation en tirant ou poussant la barre. Ce principe consistant à pouvoir augmenter ou diminuer la puissance de traction de l'aile s'appelle le border/choquer.

• La planche



On distingue deux grandes familles de planche, les **directionnelles** et les **bidirectionnelles**.

À l'origine du kitesurf, vers 1995, les premiers utilisateurs étaient généralement issus de deux sports le surf et le windsurf. Ainsi les premières planches utilisées pour le kitesurf furent donc des **planches directionnelles**. En 1998, des planches de série spécifiques au kitesurf sont apparues sur le marché. Elles conservaient la forme et les proportions des planches de surf et étaient munies de trois footstraps issues du windsurf. Les années suivantes des planches inspirées du wakeboard sont apparues à leurs tours. Elles sont plus petites, parfaitement symétriques et surtout **bidirectionnelles**. Ainsi les kitesurfeurs s'affranchissent du changement de position lors d'un virage.

En quelques années le public et les écoles adoptent très largement les planches bidirectionnelles, qui sont appelées par leurs noms anglais twin-tips.

Les pieds du kitesurfeur sont maintenus sur la planche grâce aux **foot-straps**. Il s'agit de demi-anneaux en tissus et mousse fixés sur un socle en plastique mou.

Les twin-tips ont généralement 4 ailerons, un à chaque extrémité de la planche d'une taille allant de 3 à 7 cm. Les planches directionnelles, comme les planches de surf, ont soit un soit trois ailerons, situés à l'arrière de la planche, d'une longueur pouvant atteindre 20 cm.

- **Le harnais**

Contrairement à la planche à voile, le harnais est un élément indispensable en kitesurf. En effet, si le kitesurfer lâche la barre sans être rattaché à l'aile par un moyen quelconque, l'aile va s'envoler parfois très loin et, sans parler de la perte du matériel, risquant ainsi de blesser des personnes qui la recevraient.

Il existe deux types de harnais en kitesurf :

Ceinture, ou **Dorsal** : comme son nom l'indique, ce harnais ne passe qu'autour du bassin et non sous les fesses, contrairement au harnais culotte.

Culotte : à la manière d'un baudrier d'escalade, celui-ci passe sous les fesses et évite ainsi souvent les maux de dos au rider. On le recommande généralement aux débutants pour cette raison.



Harnais ceinture

- **Sécurité**

Il est fortement recommandé à toute personne qui désire débiter le kitesurf de le faire par l'intermédiaire d'une école. Des règles de sécurité essentielles, comme l'anticipation, sont à respecter pour éviter des accidents graves, voire mortels. Au cours de son stage d'initiation le débutant apprendra les règles de sécurité de base, comment décoller son aile, comment faire ses premiers bords, comment faire redécoller son aile si celle-ci vient à tomber dans l'eau, et tout ce qui sera nécessaire à une pratique du kitesurf en toute sécurité.

À la suite de plusieurs accidents mortels, la France a décidé sur l'initiative de la DGCCRF (répression des fraudes) en 2003 de créer une norme pour le matériel.

Parmi les solutions retenues, citons :

- *la planche ne doit pas être reliée au surfeur par un leash pour éviter un retour de planche. En effet en cas de saut raté, la planche peut venir heurter le visage du surfeur si elle est reliée par un leash.*
- *la possibilité d'annuler d'urgence la traction (en cas de rafale de vent ou d'approche d'une zone dangereuse), tout en restant relié à l'aile (pour éviter que l'aile ne cause un dommage en s'envolant) ;*
- *la possibilité de détacher l'aile en dernière extrémité.*

3) La technique du Kite surf

Montage-Décollage de l'aile

Gonfler son aile

L'aile est gonflée sur le dos, face au vent.

Poser son aile au sol

L'aile doit toujours être sécurisée au sol. Elle est posée face au vent et lestée en pied du bord d'attaque (sable lorsque disponible).

Connecter son aile

Quelle que soit la procédure suivie, connectez correctement votre aile à ses lignes et vérifiez leur état régulièrement.

Effectuer une visite pré-vol de son aile

- Assurez vous que le gonflage des boudins de votre aile soit suffisant
- Vérifiez l'état de vos lignes
- Vérifiez la connexion de vos lignes à l'aile et à la barre de contrôle
- Assurez vous du bon état de votre système de sécurité

Avant le décollage, vérifiez de ne mettre personne en danger.

Décoller son aile

L'assistant doit ressentir que l'aile cherche à avancer.

Le pilote doit sentir une traction constante. Si tel n'est pas le cas, il doit se déplacer.

Les gestes de communication entre le pilote et son assistant

DECOLAGE

Lorsque le pilote est prêt et exprime à l'assistant qu'il peut lâcher l'aile

J'AI BESOIN D'AIDE

J'ai un problème et j'ai besoin d'aide.

ATERRISSAGE

Je veux faire atterrir mon aile

Selon les conditions de vent et son orientation par rapport à la plage, selon le type de matériel et vos capacités, plusieurs solutions s'offrent à vous pour revenir à la côte :

Néanmoins, gardez à l'esprit qu'une aile ouverte reste en complément du moyen de repérage lumineux, un excellent moyen d'indiquer votre position.

Auto-sauvetage

- Larguer;
- Enrouler en commençant par le leash;
- Enrouler les 4 lignes pour se rapprocher de l'aile;
- Verrouiller le tout par une demi-clief sur la barre.

LE SYSTEME DE SECURITE

Depuis 2005 la norme NF S52-S03 relative aux « systèmes de sécurité des ailes de kite vous garanti un fonctionnement adéquat en cas de perte de contrôle de votre aile.

Néanmoins, votre sécurité et celle des tiers ne doivent pas être uniquement fondées sur le fonctionnement du système de sécurité.

Elles sont le résultat d'un apprentissage convenable, et d'une évaluation juste des conditions de navigation et de leur évolution au regard de vos compétences.

La mise en œuvre d'une procédure de sécurité ne peut pas se découvrir en situation d'urgence. Elle requiert un apprentissage. Il est strictement nécessaire de s'y préparer lors des phases d'entraînement, tout autant que de prévoir les situations à risque afin de ne pas avoir à y recourir.

Votre système de sécurité doit être entretenu et régulièrement vérifié.

Avec le partenaire du kite

EFK ÉCOLE FRANÇAISE DE KITE

AlpEnergie par GDF SUEZ

Tout comme une aile d'avion ou un parapente, l'aile de kite a un profil aérodynamique : le concepteur a défini un angle d'incidence idéal permettant la meilleure qualité de vol.

L'aile de kite est soumise à deux forces principales : la portance et la traînée qui combinées entre elles génèrent la traction sur les lignes.

L'angle d'incidence de l'aile défini par le concepteur varie en fonction des actions du kitesurfeur sur la position de la barre (principe du chocquer - barrière).

Les ailes, caractérisées en 3, 4 ou 5 lignes sont dites à incidence variable.

La traction des lignes, appliquée principalement au cruchet de barre.

Le résultat des forces hydro-dynamiques appliquées au centre d'appui sur la planche.

Le poids du rider appliqué au centre de gravité.

Le pilote peut choisir de modifier la performance de l'aile. Plus il tire la barre vers lui, plus l'angle d'incidence de l'aile augmente, la vitesse du vent diminue, la traînée augmente et la traction augmente. Lorsqu'il lâigne la barre de son corps, la traction de l'aile diminue. La traction résultante dépend de l'angle d'incidence défini par le concepteur et du type d'aile utilisé.



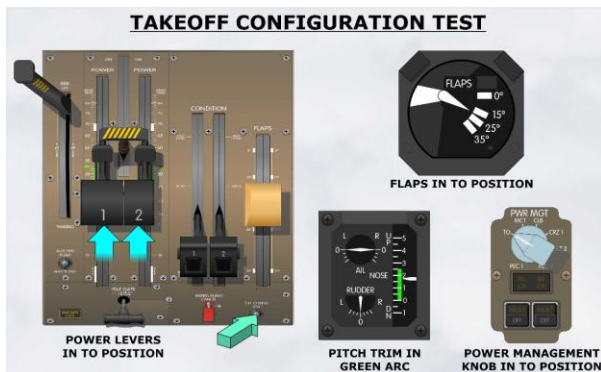
1) Servitudes et alertes pour les manœuvres d'un ATR 42.

Quelques schémas de commandes d'un biturbopropulseur... l'ATR 42 :

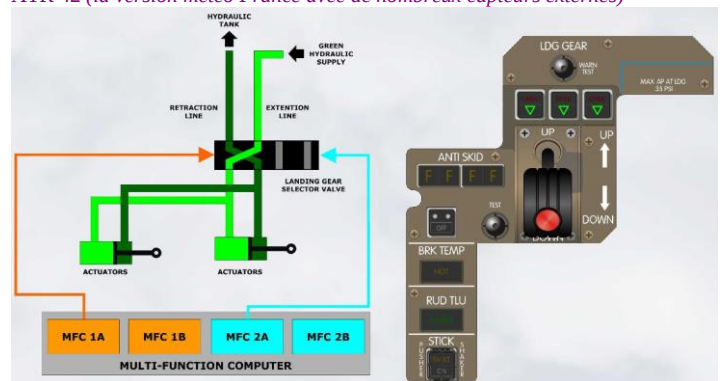
- Notez les commandes moteurs
 - L'indicateur de volets
 - L'indicateur de compensation
- Puis
- Les commandes de train



ATR 42 (la version météo France avec de nombreux capteurs externes)



Contrôles moteurs, volets et trim sur un ATR 42



ATR42-500 Landing Gear Module Screen Shot

2) Tableau de bord d'un Cirrus SR 22

Ce monomoteur moderne de voyage fait dans l'originalité et la modernité.

Tout le tableau est constitué de divers écrans multifonctions.

- Pilotage à gauche
- Moteur au centre
- GPS et radios sur la console

Notez aussi que les commandes se font avec un minimanche... et surtout les trois instruments principaux "classiques" qui viennent suppléer l'éventuelle défaillance des écrans. (Sécurité par redondance des informations).



Cet avion est surtout connu pour son parachute de secours qui ramène au sol l'avion et ses passagers en cas de problème.



AD Aérodrome

ADF Automatic Direction Finder
(radiocompas automatique)

AFIS Aerodrome Flight Information Service
(service d'information de vol d'aérodrome)

AIRMET Air Meteorological Report
(message de météo aéronautique)

APP Approach Control Center (centre de
contrôle d'approche : CCA)

ASFC "Above surface" càd au dessus de la
surface...

ATIS Automatic Terminal Information
Service (service automatique d'information de
région terminale)

AWY Airway (voie aérienne)

Cc Cap Compas

CDN Certificat de navigabilité

Cm Cap Magnétique

CTR Control zone (zone de contrôle)

Cv Cap Vrai

d déviation (liée au compas)

Dm Déclinaison magnétique

DME Distance Measuring
Equipment(dispositif de mesure de distance)

EAS Equivalent Airspeed (vitesse
équivalente au sol : Ev)

Ev Equivalent de vitesse (vitesse
équivalente au sol : Ev)

FIR Flight Information Region (région
d'information de vol)

fb facteur de base (calcul mental en vol)

FL Flight Level (niveau de vol)

ft Feet ou pieds

GMT Greenwich Meridian Time (temps
moyen au méridien de Greenwich)

GPS Global Positionning System

HD Heure de départ

HEA Heure estimée d'arrivée

IAS Indicated Airspeed (vitesse indiquée)

IFR Instrument Flight Rules (règles de vol
aux instruments)

ILS Instrument Landing System (système
d'atterrissage aux instruments)

L Locator (Radiobalise Locator BF/MF)

METAR Meteorological Aerodrome Report
(compte rendu météorologique d'aérodrome)

Nc Nord compas

NM Nautic Mile (mile marin)

Nm Nord magnétique

Nv Nord vrai

NDB Non Directional Beacon (*radiophare non directionnel*)

NOTAM Notice To Airmen (*avis aux aviateurs*)

OACI Organisation de l'aviation civile internationale (*en anglais International Civil Aviation Organization : ICAO*)

QDM Relèvement magnétique de la station mesuré à l'avion

QDR Relèvement magnétique de l'avion mesuré à la station

QFE Pression régnant au niveau de l'aérodrome

QFU Orientation magnétique d'une piste exprimée en degrés

QNH Pression mesurée sur un aérodrome et ramenée au niveau de la mer en conditions standard

Rm Route magnétique

Rv Route vraie

SIGMET Significant Meteorological report (*message du temps significatif*)

SPECI Special Report (*message d'observations spéciales*)

TACAN Tactical Air Navigation Aid (*système de navigation aérienne tactique*)

TEMSI Temps significatif

TWR Tower (*tour de contrôle*)

UTC Universal Time Coordinated (*temps universel coordonné : TU*)

VAC Cartes d'approche et d'atterrissage à vue (*Visual Approach Chart*)

Vc Vitesse corrigée

VFE Velocity Flaps Extended Speed (*vitesse maximale volets sortis*).

VFR Visual Flight Rules (*règles de vol à vue*)

VHF Very High Frequency (*très haute fréquence : THF*)

VMC Visual Meteorological Conditions (*conditions météorologiques de vol à vue*)

VNE Velocity Never Exceed Speed (*vitesse à ne jamais dépasser*)

VNO Velocity Normal Operating Limit Speed (*vitesse maximale en utilisation normal*)

VOR VHF Omni-Range (*radiophare omnidirectionnel VHF*)

Vp Vitesse propre

Vs Vitesse sol

VSO Velocity Landing Gear and Flaps Extended Stalling Speed (*vitesse de décrochage en configuration atterrissage*)

VS1 Velocity Specified Configuration Stalling Speed (*vitesse de décrochage en configuration spécifiée, généralement lisse*)

Kt Knot (*mile/heure*)

VSI Vertical Speed Indicator (*variomètre*)

Vw Direction et force (vitesse) du vent

W Variation ($W = Dm + d$)

Index

A

aile Rogallo.....	52
angle de calage α	42
ATR 42	58
avance par tour	43

C

calage	50, 51
calage variable	47
comburant	40
combustible	40
combustion	39

D

déflagration	41
Deltaplane	52
détonation	41
drapeau	45

E

explosion	41
------------------------	----

F

fonctionnement de l'hélice	44
<i>Fonctionnement en drapeau</i>	45
<i>Fonctionnement en frein</i>	44

<i>Fonctionnement en inversion de poussée</i>	45
<i>Fonctionnement en moulinet</i>	44
<i>Fonctionnement en transparence</i>	44

H

haubans	52
Hawker Tempest	38
Hawker Typhoon	38
hélice	42
<i>hélice à calage fixe</i>	46
Hélice à calage fixe... modifiable	47
<i>Hélice à calage variable</i>	47
hélice à vitesse constante	48
Hélice à vitesse constante	48
<i>hélice en frein</i>	44

I

<i>inversion de poussée</i>	45
-----------------------------------	----

M

mât	52
moteur en H	38
moulinet	44

P

parapente	54, 57
pas	43

portance	42
-----------------------	----

R

<i>réglage du pas</i>	47
régulateur	48
<i>régulation du pas</i>	49
<i>Rendement de l'hélice</i>	45
<i>reverse</i>	45
Rogallo	52

S

souffle hélicoïdal	51
---------------------------------	----

T

Tempest	38
<i>trainée</i>	42
transparence	44
Typhoon	38

V

<i>vitesse angulaire</i>	42
vitesse constante	48
vitesse de l'avion	43
vitesse de rotation	43
<i>vitesse tangentielle</i>	42

Table des matières

<i>Présentation du document & auteurs</i>	2
<i>Illustrations & Copyrights</i>	2
<i>Les instruments de bord</i>	4
<i>Version C.A.E.A.</i>	4
1) Introduction	4
I - L'ANEMOMETRE	4
1) But de l'anémomètre	4
2) Présentation de l'anémomètre.....	4
3) Principe de fonctionnement.....	4
4) Les prises anémométriques	5
5) Antenne prise totale	5
6) Prise statique.....	5

7)	Positionnement des prises	6
8)	Anémomètre d'un avion léger	6
9)	Les différentes vitesses.....	6
10)	En résumé	7
11)	En pratique... on fait quoi ?	7
	• Exemple de calcul :	7
	• Solution :	7
	• Comment se comporter lors d'une navigation ? (spécial pilotes avions légers)	7
<i>II - L' HORIZON ARTIFICIEL</i>		8
1)	But de l'horizon artificiel	8
2)	Présentation de l'horizon artificiel	8
3)	Systèmes d'alimentation des horizons artificiels	8
4)	Principe de fonctionnement	8
5)	Causes des inexactitudes des indications	9
6)	Les systèmes érecteurs	9
7)	Utilisation	11
8)	Indication de l'horizon artificiel pour différentes positions de l'avion.....	12
<i>III - L' ALTIMETRE</i>		13
1)	But de l'altimètre	13
2)	Présentation de l'altimètre	13
3)	Principe de fonctionnement	13
4)	Eléments composant l'altimètre.....	13
5)	Les erreurs instrumentales	15
6)	Les différents calages altimétriques utilisés	15
<i>VI - L' INDICATEUR DE VIRAGE</i>		17
1)	But de l'indicateur de virage	17
	• A quoi sert le virage au taux standard.....	17
	• Réalisation du virage au taux standard	17
2)	Présentation de l'indicateur de virage	17
3)	Eléments composant l'indicateur de virage	18
4)	Principe de fonctionnement	18
5)	Alimentation du gyroscope	18
6)	Bille indicateur de symétrie	18
7)	Principe de fonctionnement	19
8)	Utilisation.....	19
<i>V - LE DIRECTIONNEL</i>		21
1)	But du directionnel ou conservateur de cap	21
2)	Présentation du directionnel	21
3)	Systèmes d'alimentation des directionnels.....	21
4)	Principe de fonctionnement	21
5)	Causes des inexactitudes des indications	22
6)	Les systèmes érecteurs	22
<i>VI - LE VARIOMETRE</i>		24
1)	But du variomètre.....	24
2)	Présentation du variomètre.....	24
3)	Principe de mesure	24
4)	Principe de fonctionnement	24
5)	Les erreurs instrumentales	25
6)	En résumé	26
<i>VII - Le compas magnétique</i>		27
1)	But du compas.....	27
2)	Présentation du compas.....	27
3)	Principe de fonctionnement d'un compas à flotteur.....	27

4)	Eléments composant le compas à flotteur	27
5)	Compensation du compas	28
6)	Les différentes erreurs d'un compas à flotteur	29
	<i>Complément sur les gyroscopes</i>	31
1)	Gyroscope	31
2)	Effet gyroscopique	31
3)	Les lois de fonctionnement du gyroscope	31
4)	Le gyroscope de Foucault (Culturel)	32
5)	Généralités (Culturel)	33
6)	Lois physiques (compliqué... Wikipédia)	33
7)	Asservissements à la verticale : systèmes érecteurs	34
8)	Applications en aéronautique	34
	<i>Compléments sur les moteurs</i>	35
	<i>Version C.A.E.A.</i>	35
1)	Les moteurs à combustion interne	35
1)	Analyse fonctionnelle	35
2)	Modes de combustion	36
3)	Cycles à quatre et à deux temps	36
2)	La post combustion	37
1)	WIKI	37
2)	LAVIONNAIRE	37
3)	Le moteur en H !!!	38
	• <i>Le Napier "Sabre"</i>	38
4)	Explosion détonation déflagration combustion... faisons le point.	39
1)	Petites précisions	39
2)	Combustion	39
1)	Triangle du feu	40
2)	Approche chimique : exemple de la combustion du méthane dans le dioxygène	40
3)	Énergie dégagée et pouvoir calorifique	40
4)	Vitesse du front de flamme et explosion	41
3)	Explosion déflagration détonation	41
1)	Déflagration détonation	41
2)	Causes	41
3)	Utilisation	41
	<i>Compléments sur les hélices</i>	42
	<i>Version C.A.E.A.</i>	42
1)	Définitions	42
	• <i>L'hélice</i> :	42
	• <i>Angle de calage α</i> :	42
	• <i>Le pas et l'avance par tour</i> :	43
	• <i>L'angle d'incidence i et l'angle d'avance</i> :	43
	• <i>L'angle $\beta = \alpha - i$: angle d'avance</i>	43
2)	Les différents cas de fonctionnement de l'hélice	44
	• <i>Fonctionnement normal</i>	44
	• <i>Fonctionnement en transparence</i>	44
	• <i>Fonctionnement en frein</i>	44
	• <i>Fonctionnement en moulinet</i>	44
	• <i>Fonctionnement en inversion de poussée (reverse)</i>	45
	• <i>Fonctionnement en drapeau</i>	45
3)	Rendement des différents types d'hélice	45
	• <i>Rendement de l'hélice</i> :	45
	• <i>Rendement d'une hélice à calage fixe selon la situation de vol.</i>	46
4)	L'hélice à calage fixe	46
5)	Hélice à calage fixe... modifiable ?	47
6)	Hélice à calage variable	47

• Le système de réglage du pas.	47
• Les différentes possibilités de réglage.	47
• Deux exemples de réglages optimisés.....	48
7) Hélice à vitesse constante.....	48
Came tournante	48
• Le système de régulation du pas en fonction du régime.	49
8) Résumé sur le calage... ..	50
9) Le souffle hélicoïdal de l'hélice	51
• Quelles solutions pour contrer le souffle hélicoïdal ?	51
<i>Généralités sur les aéronefs.</i>	52
<i>Vol libre : parapentes Delta ... Kite</i>	52
1) Le Deltaplane.	52
2) Performances et pilotage des deltaplanes.....	53
<i>I.1- Généralités sur les aéronefs.</i>	54
<i>Complément Kite-surf</i>	54
1) Le Kite surf.....	54
2) Le matériel de Kite surf.....	54
• L'aile	54
• La barre, les lignes de contrôle de l'incidence de l'aile	55
• La planche.....	55
• Le harnais	56
• Sécurité	56
3) La technique du Kite surf	57
<i>Exemples de tableaux de bord</i>	58
1) Servitudes et alertes pour les manœuvres d'un ATR 42.	58
2) Tableau de bord d'un Cirrus SR 22	58
<i>LISTE DES ABREVIATIONS COURAMMENT UTILISEES.</i>	59
<i>Index</i>	61
<i>Table des matières</i>	61
<i>Conseils d'utilisation</i>	64

Conseils d'utilisation

En version modifiable (Word)

Ajout d'un renvoi vers la table d'Index.

Sélectionner le mot ou le groupe de mot puis la combinaison de touches Maj+Alt+X

Choisir vos options puis valider.

Avant impression du document complet. (*Avantage = pagination + index + table des matières*)

Vérifier ensuite en mode aperçu qu'il n'y a pas de pages blanches, des erreurs de numérotation ou des polices anormales (des bugs de Word assez pénibles).

Mettre ensuite à jour les références (table des matières et index)

Clic droit sur les éléments actifs (tables des matières simplifiée du début et la complète de la fin ainsi que sur l'index) pour une MISE à JOUR des CHAMPS ou mieux de toute la table en commençant si possible par la fin.