

CONNAISSANCE DES AERONEFS

1	STRUCTURE DES AERONEFS	4
1.1	Composition générale d'un aéronef.....	4
1.1.1	Les avions	4
1.1.2	Les hélicoptères.....	5
1.2	Les différentes formules aérodynamiques	6
1.2.1	Les différentes ailes	6
1.2.2	Les différents fuselages.....	7
1.2.3	Les différents empennages.....	8
1.2.4	Exemples de formules aérodynamiques.....	8
1.3	Les dispositifs hypersustentateurs.....	9
1.3.1	Les volets de bord de fuite	9
1.3.2	Les becs de bord d'attaque	9
1.4	Le train d'atterrissage	10
1.4.1	Les différents types de trains d'atterrissage	10
1.4.1.1	Les trains classiques.....	10
1.4.1.2	Les trains tricycles	10
1.4.2	Constitution d'un atterrisseur	10
1.5	Les commandes de vol.....	11
1.5.1	Les axes du mouvement.....	11
1.5.2	Le contrôle en tangage	11
1.5.3	Le contrôle en roulis	12
1.5.4	Le contrôle en lacet	12
1.5.5	Les commandes hybrides	12
1.5.6	Les effets secondaires des commandes.....	13
1.5.7	Le contrôle de la vitesse.....	13
1.5.8	La compensation statique des commandes	14
1.5.9	Les dispositifs de transmission	14
1.6	Structure d'un avion	16
1.6.1	Efforts appliqués sur un avion et matériaux de construction utilisés.....	16
1.6.2	Structure d'un fuselage.....	17
1.6.3	Structure d'une aile.....	18
2	PROPULSION.....	19
2.1	L'hélice.....	19
2.1.1	Principe de l'hélice	19
2.1.2	Hélice à pas variable	19
2.1.3	Hélice tractive ou propulsive	20
2.2	Le moteur à piston.....	20
2.2.1	Principe de fonctionnement	20
2.2.2	Carburateur et injection.....	22
2.2.3	Contrôle en vol.....	22
2.2.4	Performances et utilisation.....	22
2.3	Le turboréacteur	23
2.3.1	Principe de la propulsion par réaction.....	23
2.3.2	Constitution d'un turboréacteur.....	23
2.3.3	Contrôle du fonctionnement en vol.....	25
2.3.4	Performances et utilisation.....	26
2.4	Le turbopropulseur.....	26
2.4.1	Principe du turbopropulseur.....	26
2.4.2	Contrôle du fonctionnement en vol.....	27
2.4.3	Performances et utilisation.....	27
2.5	Les moteurs « fusée ».....	27
2.5.1	Principe et constitution	27
2.5.2	Performances et utilisation.....	28

3	LES INSTRUMENTS DE BORD	28
3.1	L'altimètre	28
3.1.1	Principe de fonctionnement	28
3.1.2	Présentation de l'instrument	29
3.2	Le variomètre	29
3.2.1	Principe de fonctionnement	29
3.2.2	Présentation de l'instrument	30
3.3	L'anémomètre (ou badin)	30
3.3.1	Les vitesses d'un avion	30
3.3.2	Principe de fonctionnement	30
3.3.3	Présentation de l'instrument	31
3.4	L'indicateur de virage (ou bille-aiguille).....	31
3.4.1	Principe de fonctionnement	31
3.4.2	Présentation de l'instrument	32
3.5	L'horizon artificiel	32
3.5.1	Principe de fonctionnement	32
3.5.2	Présentation de l'instrument	32
3.6	Le compas magnétique.....	32
3.6.1	Principe de fonctionnement	32
3.7	Le conservateur de cap.....	33
3.7.1	Principe de fonctionnement	33
3.7.2	Présentation de l'instrument	33
3.8	Les instruments de radionavigation	34
3.8.1	Le radiocompas (ou ADF : Automatic Direction Finder).....	34
3.8.2	Le VOR (VHF Omni Range).....	34
3.8.3	Le DME (Distance Measurement Equipment).....	35
3.8.4	l'ILS (Instrument Landing System).....	36
3.8.5	Le transpondeur (ou IFF : Identification Friend or Foe).....	37
3.8.6	Le GPS (Global Positioning System).....	37

1 STRUCTURE DES AERONEFS

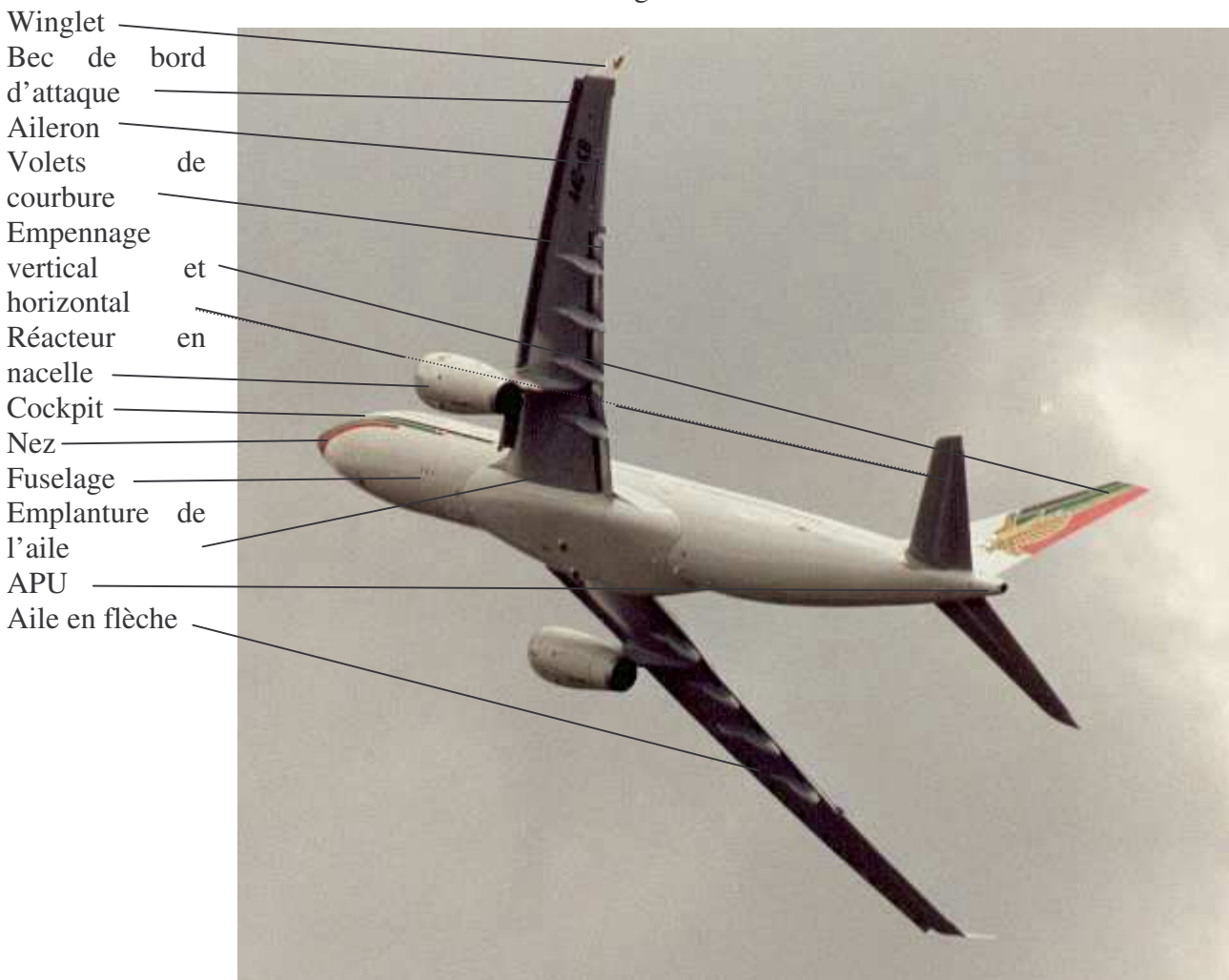
1.1 COMPOSITION GENERALE D'UN AERONEF

1.1.1 Les avions

Observons la structure générale d'un avion de tourisme de petite taille : Jodel DR140 Mousquetaire



Intéressons nous maintenant à celle d'un avion de ligne à réaction : Airbus A330



Examinons maintenant le cas d'un avion de chasse :



Nous pouvons donc constater que globalement, quel que soit le type d'avion envisagé et sa fonction, nous retrouvons les mêmes grandes parties dans la structure. Leur forme et leur taille varient en fonction de l'utilisation de l'avion et des performances qu'on lui demande d'atteindre.

1.1.2 Les hélicoptères

Pour les hélicoptères la structure peut être sensiblement différente :



1.2 LES DIFFERENTES FORMULES AERODYNAMIQUES

1.2.1 Les différentes ailes

Les ailes des avions peuvent prendre des formes très différentes en fonction des performances demandées à l'aéronef. Leur dessin est fonction de la vitesse de vol en croisière, de l'altitude de vol, de la masse de l'appareil et des conditions d'utilisation de celui-ci. Leur rôle reste toujours le même : assurer la sustentation de l'appareil.

Voici les exemples les plus classiques de formes d'ailes :



Ailes droites



Ailes en flèche



Ailes trapézoïdales



Ailes delta



Ailes elliptiques



Biplan

Pour pouvoir s'adapter à des plages de vitesse très larges d'environ 200 à plus de 2000 Km/h, certains avions de combat sont munis d'une voilure à géométrie variable.

Non seulement les formes d'ailes peuvent être différentes, mais elles peuvent aussi être calées différemment par rapport au plan horizontal. On parle du dièdre des ailes. Il s'agit de l'angle entre le plan horizontal et le plan d'une aile. Il est positif si le plan de l'aile est au-dessus de l'horizontale et négatif dans le cas contraire.



Dièdre nul



Dièdre négatif



Dièdre positif



Ailes basses



Ailes hautes



Ailes médianes

La distance entre les deux extrémités des ailes est appelée **envergure** de l'avion. Elle peut aller de 5 m à plus de 60 m selon les avions. Un autre paramètre caractéristique des ailes est

l'**allongement** défini par : $\lambda = \frac{b^2}{S}$

où b représente l'envergure des ailes et S à leur surface (y compris la partie traversant le fuselage). Les avions de transport et les planeurs présentent un allongement important pour assurer une forte sustentation alors que les avions de chasse ou les avions de voltige ont un faible allongement pour permettre une bonne maniabilité.

1.2.2 Les différents fuselages

Les fuselages des avions peuvent avoir des formes très différentes en fonction de leur utilisation. Le fuselage doit permettre d'emporter l'équipage, le carburant, la charge utile (s'il y en a) et doit également permettre de fixer les différentes parties de l'appareil pour assurer la cohésion de l'ensemble. Les formes les plus courantes présentent des sections circulaires, elliptiques, rectangulaires ou carrées. L'utilisation de plus en plus courante des matériaux composites fait apparaître de plus en plus souvent des fuselages aux formes compliquées. Voici quelques exemples :



fuselage cylindrique



fuselage en coque



fuselage carré

1.2.3 Les différents empennages

L'**empennage** désigne la queue de l'avion. Il comporte une partie verticale (dérive) et une partie horizontale (stabilo). Comme pour les autres parties de l'aéronef, il existe différentes géométries possibles qui sont similaires à celles des ailes. L'implantation de l'empennage est également différente selon les avions. Voici les principaux types d'empennages :

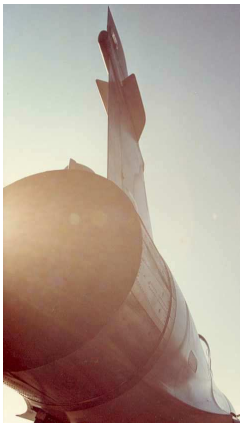
Empennage classique



Empennage en T



Empennage double



Sans empennage horizontal Empennage cruciforme

Empennage papillon

1.2.4 Exemples de formules aérodynamiques

Dans de très nombreux cas, l'expérience a amené les constructeurs à opter pour des formules aérodynamiques typiques liées à l'utilisation de l'appareil :

- Les avions de tourisme présentent des voilures droites et des fuselages à section carrée ou rectangulaire. L'empennage est classique ou en T.

- Les avions de voltige modernes présentent des ailes médianes trapézoïdales associées à empennage classique dont le plan horizontal présente en général la même géométrie que la voilure. Le fuselage est souvent à base cylindrique.

- Les avions de ligne longs et moyens courriers présentent en majorité une voilure basse à flèche moyenne qui supporte de 2 à 4 réacteurs placés en nacelles. Leur empennage est classique ou en T. Le fuselage est cylindrique ou elliptique. (ex : les avions de la famille AIRBUS et la grande majorité des BOEING).

- Les avions de transport régional sont souvent des bi turbopropulseurs à aile haute et empennage en T. (avions de la famille ATR). On trouve également beaucoup de biréacteurs à aile basse et empennage en T (famille des ERJ et BAe 146).

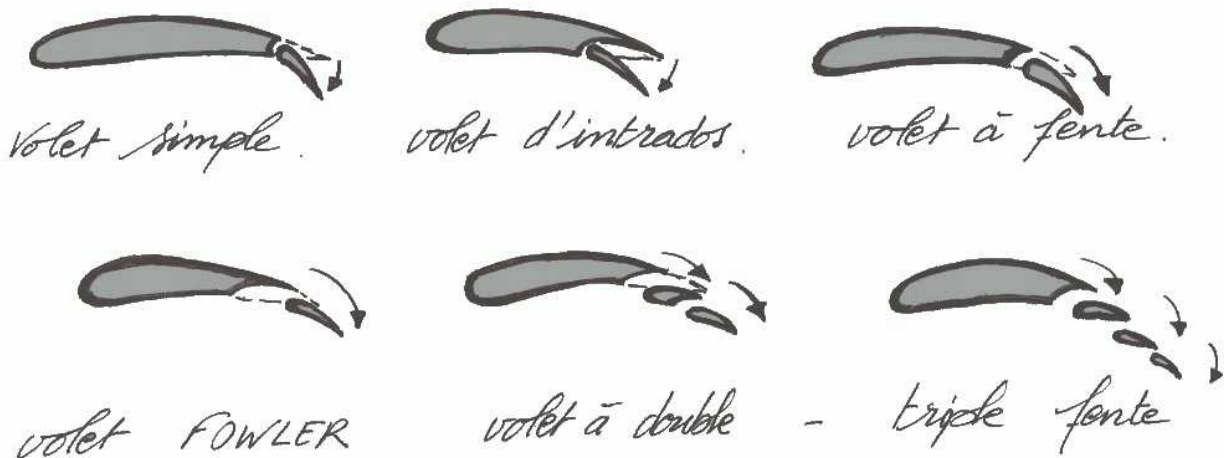
- Les avions de chasse modernes présentent une voilure trapézoïdale et un empennage classique ou une voilure delta sans empennage horizontal ou avec empennage canard. Les formules sont en fait plus variées dans le domaine de l'aviation de combat que dans les autres.

1.3 LES DISPOSITIFS HYPERSUSTENTATEURS

Lors des phases d'approche et de décollage un avion doit disposer d'une portance optimale. Dans le cas d'un décollage il faut pouvoir quitter le sol et s'élever rapidement avec une vitesse pas trop importante afin que la distance de décollage ne soit pas trop longue et que l'on puisse survoler les obstacles entourant les terrains sans problèmes. Pour l'atterrissage, il s'agit de se poser avec la vitesse la plus faible possible. Cela facilite le posé de l'avion. Plus la machine se pose vite et moins le pilote a de temps pour réagir en cas de mauvaise présentation. De plus avec une vitesse élevée les risques d'éclatement de pneus augmentent et la longueur de piste nécessaire augmente. Les ingénieurs ont donc développé des dispositifs **hypersustentateurs** (augmentant la portance) qui ne servent que dans ces phases de vol. Ces dispositifs augmentent également la résistance de l'air sur l'avion et il est donc préférable de les escamoter pour les autres phases de vol.

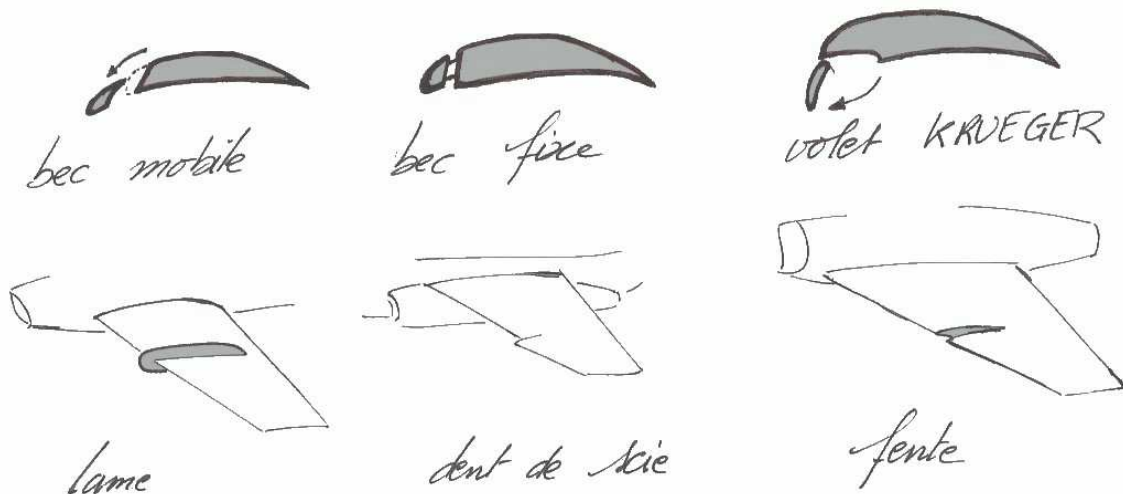
1.3.1 Les volets de bord de fuite

Les volets de bord de fuite sont des surfaces mobiles que l'on peut incliner vers le bas. Ils se situent sur le bord arrière de l'aile. Ils en occupent entre 1/3 et les 2/3 de la longueur. La plupart des avions en est munie, même les appareils légers. Ils sont entièrement déployés pour l'atterrissage et au tiers pour le décollage. Il en existe de divers types, les principaux sont présentés ci-dessous :



1.3.2 Les becs de bord d'attaque

On trouve également des dispositifs sur le bord avant de l'aile ayant la même fonction :



Les dispositifs de bord d'attaque amovibles ne sont utilisés, en général, que pour l'atterrissage.

1.4 LE TRAIN D'ATTERRISSAGE

Cette partie vitale de l'avion est destinée à permettre les manoeuvres au sol (roulage) et à assurer le décollage et l'atterrissage. Une fois en vol, le train d'atterrissage constitue une gêne car il augmente la traînée de l'appareil (résistance dans l'air). Sur les avions rapides le train peut s'escamoter dans le fuselage ou dans les ailes. On parle de train rentrant. Dans le cas contraire, il est qualifié de fixe.

1.4.1 Les différents types de trains d'atterrissage

1.4.1.1 Les trains classiques

On appelle ainsi les trains constitués de deux jambes principales et d'une roulette de queue. Lorsqu'il est au sol l'avion est incliné en arrière. Les premiers avions possédaient tous un train de ce type. On utilise toujours ce concept aujourd'hui. Les avions possédant ce type d'atterrisseurs sont plus difficiles à poser.



1.4.1.2 Les trains tricycles

Ils sont constitués de deux jambes de train principales et d'une roulette de nez. Ce type de train est très courant. Aussi bien pour les petits que les gros avions. Lorsqu'il est au sol, un avion possédant ce type de train est à l'horizontale. Cela facilite nettement les manoeuvres car la visibilité vers l'avant est dégagée.

Pour certaines applications particulières, le train d'atterrissage peut être muni de flotteurs ou de skis.



1.4.2 Constitution d'un atterrisseur

D'une manière générale, un train d'atterrissage est constitué d'un train auxiliaire (roulette de queue pour les modèles classiques ou train avant pour les modèles tricycles) et d'un train principal (gauche et droit). La distance entre le train principal et le train auxiliaire est appelée **empattement** et celle entre les deux jambes du train principal est appelée **voie**. Lorsque le train ne possède qu'une seule roue, on parle de train simple; s'il en comprend 2, on parle de **diabolo** et s'il en comprend 4 ou 6 on parle de **boggie**.



Voici l'exemple de la constitution détaillée du train d'atterrissage d'un Mirage 2000 :



Train avant



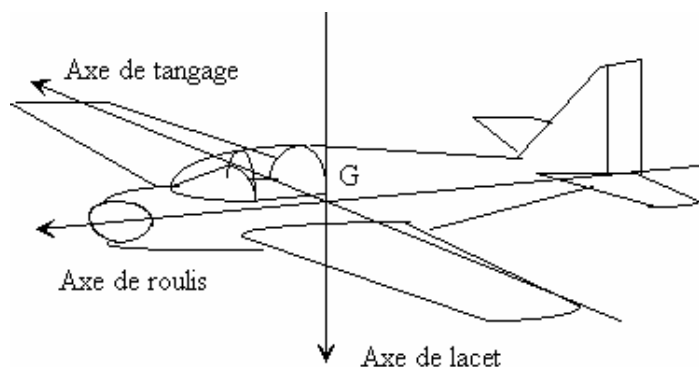
Train principal gauche

1.5 LES COMMANDES DE VOL

1.5.1 Les axes du mouvement

Un avion pouvant se déplacer dans l'espace, son mouvement autour de son centre de gravité peut se décrire selon 3 axes :

- l'axe de tangage
(axe passant par le bout des ailes)
- l'axe de roulis
(axe longitudinal de l'avion)
- l'axe de lacet
(axe perpendiculaire au plan des ailes)



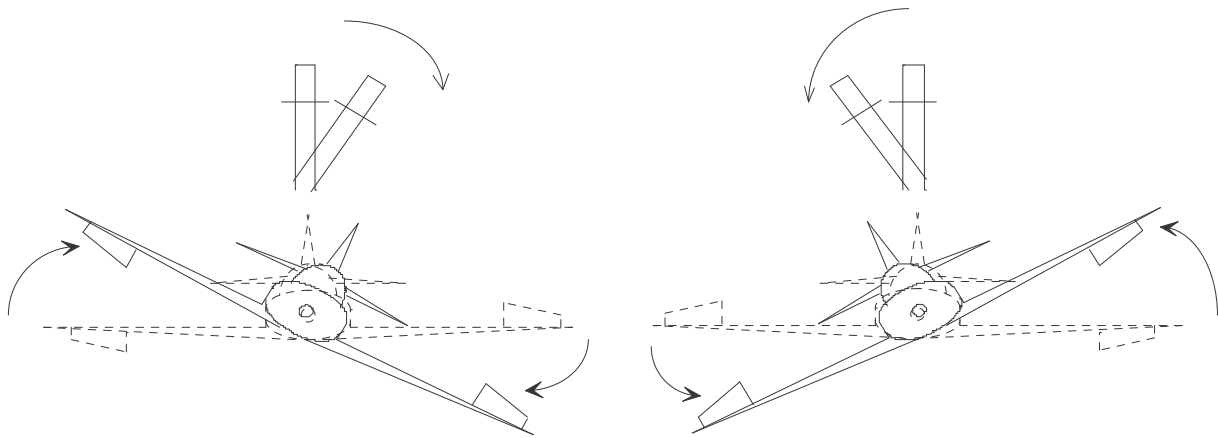
1.5.2 Le contrôle en tangage

Une rotation autour de l'axe de tangage permet de monter ou de descendre le nez de l'appareil et va ainsi le faire monter ou descendre. Le mouvement de rotation est obtenu en faisant bouger une surface mobile située sur l'empennage horizontal, que l'on appelle **élévateur** (elevator). Pour les avions dépourvus d'empennage horizontal, ces surfaces mobiles peuvent se situer sur le bord de fuite de l'aile. Le mouvement est assuré en tirant ou en poussant le manche à balais ou le volant.



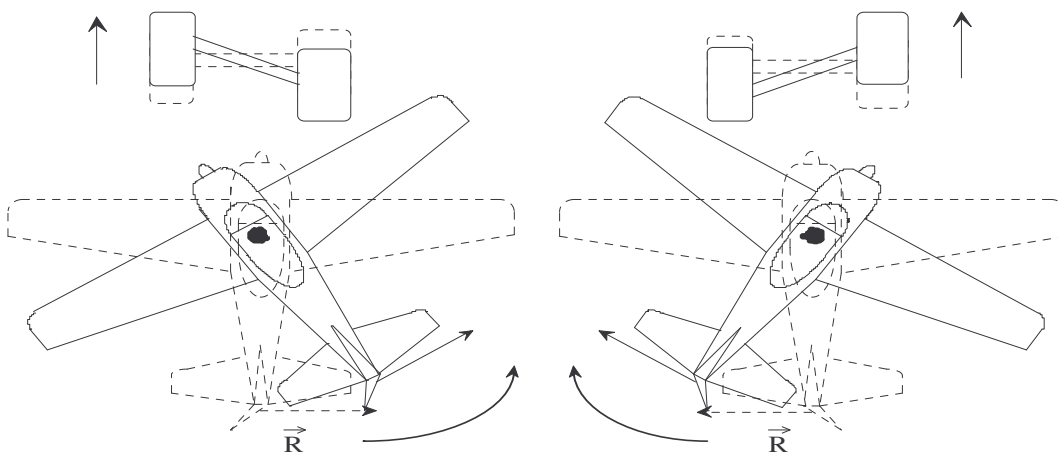
1.5.3 Le contrôle en roulis

Une rotation autour de l'axe de roulis permet d'incliner les ailes. Cette manoeuvre sert à mettre l'avion en virage. La commande de roulis est actionnée par l'intermédiaire du manche ou du volant en l'inclinant à droite ou à gauche. Le roulis est obtenu en braquant dissymétriquement des surfaces mobiles, appelées **ailerons**, situées au bout du bord de fuite des ailes. Il arrive que ce contrôle soit assuré par des **spoilers** situés sur l'extrados des ailes.



1.5.4 Le contrôle en lacet

La rotation autour de l'axe de lacet est assurée par une commande située au pied et appelée **palonnier**. Le palonnier permet d'actionner, en le poussant à droite ou à gauche, une surface mobile située sur la dérive, la commande de direction. La rotation autour de cet axe permet de contrôler l'avion lors de sa course de décollage ou à l'atterrissage et permet de maintenir un vol symétrique en croisière.



1.5.5 Les commandes hybrides

Il existe des gouvernes dont le système de commande permet une utilisation multiple. On trouve par exemple des **élevons** qui font office d'élévateurs et d'ailerons. Il existe également des **flaprons** qui servent de volet de courbure et d'aileron. En dehors de ces exemples relativement courants, il en existe d'autres.

1.5.6 Les effets secondaires des commandes

Nous avons décrit l'effet principal des différentes commandes (effet primaire) mais leur action entraîne également des mouvements parasites de l'avion appelés effets secondaires des commandes.

- la commande de profondeur est sans effet secondaire

- **la commande de roulis entraîne un lacet inverse puis une chute du nez de l'appareil dans l'intérieur du virage.**

- **la commande de lacet entraîne un roulis induit dans le même sens**

Ces effets secondaires nécessitent donc une coordination des mouvements des commandes pour obtenir de l'appareil un mouvement précis.

Les effets primaires et secondaires des commandes peuvent être observés sur les simulateurs de vol dont le réalisme est correct.

1.5.7 Le contrôle de la vitesse

Lors des descentes rapides les avions sont susceptibles d'atteindre des vitesses trop importantes. Leur structure ne résiste pas aux efforts aérodynamiques qui s'exercent alors sur les ailes ou le fuselage et l'avion peut se déformer ou pire, se disloquer en vol. De plus, au décollage ou à l'atterrissage, les dispositifs hypersustentateurs ne sont pas calculés pour supporter des efforts aérodynamiques importants. Lors des vols contrôlés par radar les aiguilleurs du ciel imposent aux avions des vitesses qui permettent de les espacer entre eux. Il est très important de contrôler la vitesse de l'avion. Pour cela le pilote dispose de deux possibilités :

- le moteur : la commande de gaz permet au pilote de réguler la puissance fournie par le moteur. Il peut ainsi contrôler la vitesse de l'avion pour éviter de dépasser les limites autorisées.

- les aérofreins : le contrôle de la vitesse au moteur est efficace dans la plupart des phases de vol (décollage, montée, croisière et atterrissage) mais il présente un inconvénient majeur : sa grande inertie. D'autre part, il est inefficace en phase de descente. Pour palier à cela, les avions rapides sont munis de **freins aérodynamiques**. Il en existe de deux types. Les **aérofreins**, qui sont des plaques que l'on déploie perpendiculairement à l'avion pour offrir une plus grande traînée et ainsi réduire la vitesse, ou les **spoilers** qui ont pour effet de diminuer la portance, obligeant ainsi le pilote à augmenter l'incidence pour maintenir sa trajectoire et ainsi augmenter également la traînée.

Aérofrein ventral de super galeb

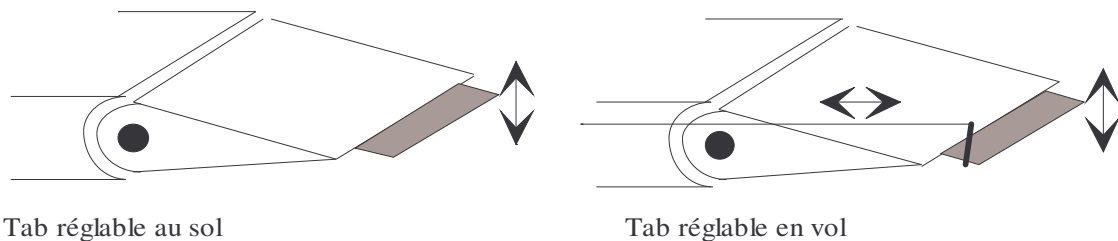


Aérofrein d'extrados de Marianne



1.5.8 La compensation statique des commandes

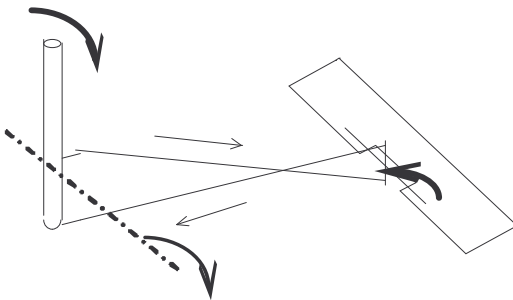
Les surfaces mobiles permettant le contrôle de la trajectoire de l'avion sont soumises aux mêmes efforts aérodynamiques que le reste de la structure. Lorsqu'on les bouge pour modifier la trajectoire de l'avion, les écoulements autour des gouvernes sont perturbés et peuvent induire des oscillations de celle-ci. Ces oscillations sont dangereuses car l'avion peut devenir incontrôlable. Pour éviter que cela puisse se produire, les commandes sont équilibrées statiquement (on dispose des masses de telle sorte qu'elles ne tournent pas seules autour de leur axe) et elles sont munies d'une petite surface appelée **TAB** qui permet d'amortir très fortement les oscillations des gouvernes. Les tabs des avions de tourisme lents sont des petites plaques métalliques disposées sur le bord de fuite des gouvernes et calées de façon précise au sol. Si les avions sont plus rapides il est nécessaire de modifier le calage des tabs pour assurer l'amortissement des gouvernes. Il existe divers systèmes qui permettent de régler automatiquement la position des tabs en fonction de la vitesse et de la position des gouvernes. Le pilote ne contrôle pas la position des tabs. Le dessin suivant vous montre comment peuvent se présenter ces surfaces.



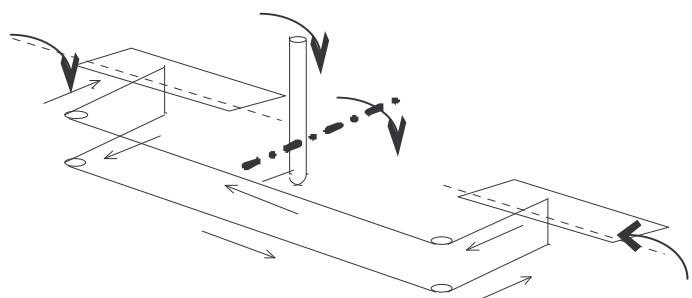
1.5.9 Les dispositifs de transmission

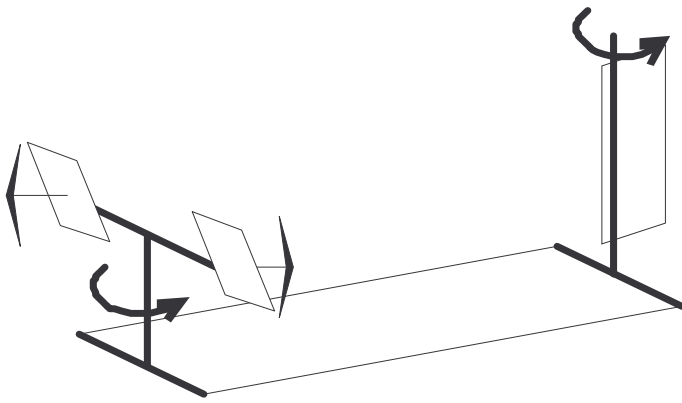
Pour commander les gouvernes le pilote dispose d'un manche ou d'un volant et d'un palonnier. Le manche (ou le volant) permet de commander les élévateurs (profondeur) par un mouvement en avant ou en arrière et les ailerons (gauchissement) par un mouvement à droite ou à gauche. Pour envoyer l'ordre donné aux commandes par le pilote vers les gouvernes, on utilise divers systèmes de transmission.

Le plus ancien (mais encore très utilisé en aviation générale) consiste à transmettre le mouvement du manche vers les commandes par l'intermédiaire de câbles métalliques et de poulies. Les câbles de la profondeur permettent de faire bouger les surfaces mobiles de l'empennage de façon symétrique. Lorsque l'on tire sur le manche les élévateurs se soulèvent. Cela provoque une montée du nez de l'avion. Lorsque l'on pousse sur le manche les élévateurs descendent et le nez de l'avion descend également.



Les mouvements du gauchissement permettent de créer un mouvement opposé des deux ailerons. Lorsque l'on incline le manche à gauche, l'aileron gauche se lève et l'aileron droit se baisse. L'aile gauche s'enfonce alors tandis que l'aile droite remonte. Un mouvement du manche vers la droite provoque les effets inverses.





La direction est câblée de façon à ce que le mouvement de la gouverne soit créé par le déplacement simultané des deux côtés du palonnier. Le principe de ce type de transmission est donné sur le schéma ci-contre. Lorsque l'on enfonce le pied droit, le pied gauche revient et la gouverne de direction tourne autour de son axe dans le même sens que le palonnier. Le nez de l'avion tourne alors vers la droite. Inversement, si on enfonce le pied gauche, le pied droit revient et la gouverne de direction tourne autour de son axe dans le même sens

que le palonnier. Le nez de l'avion tourne alors vers la gauche.

Ce type de transmission est encore très utilisé pour les avions légers. Il est simple à fabriquer et à entretenir et s'avère très fiable. Son inconvénient principal est que les efforts aérodynamiques sur les gouvernes sont transmis par les câbles. Le pilote doit donc exercer un effort d'autant plus important que la vitesse de vol est grande. Il n'est donc pas envisageable d'utiliser ce type de transmission pour des avions très rapides ou de trop grande taille (les gouvernes sont alors de grande dimension également et les efforts à fournir pour les manoeuvrer sont trop importants). Il est possible de rencontrer des transmissions sur le même principe mais utilisant de tubes métalliques (appelés bielles) à la place des câbles.

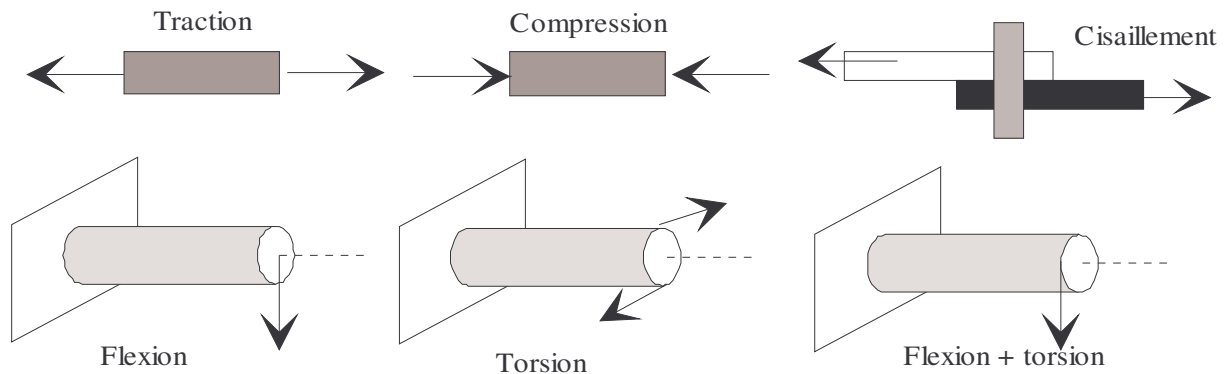
Avec l'augmentation de la taille et de la vitesse de vol des avions, il a fallu mettre au point des dispositifs de transmission permettant de réduire les efforts fournis par le pilote pour actionner les gouvernes. La solution adoptée consiste à utiliser l'énergie hydraulique. Le pilote fait bouger le manche ou le palonnier pour commander un mouvement de l'avion. Ces derniers actionnent une timonerie en tubes métalliques (comme dans le dispositif précédent). En bout de timonerie, le tube actionne une **servocommande** hydraulique. Dans la servocommande le liquide hydraulique est dirigé dans un cylindre pour manoeuvrer un piston relié à la gouverne. L'énergie que peut fournir le liquide hydraulique est très supérieure à celle que peuvent fournir les muscles d'un homme. Le circuit hydraulique doit être mis et maintenu sous une forte pression. Cette fonction est assurée par une pompe qui est alimentée par le moteur de l'avion. De plus la sensibilité du pilote n'est plus suffisante pour contrôler l'appareil et il est nécessaire de mettre au point un système de sensibilité artificielle (un retour de force en quelque sorte). En raison de la complexité, du poids et de la puissance moteur nécessaire, ce type de dispositif est très peu employé sur les petits avions.

La solution la plus moderne consiste à transmettre les ordres aux servocommandes par des câbles électriques au lieu des bielles. Il n'y a plus de timonerie dans l'avion. En fait les ordres donnés par le pilote sur les commandes sont analysés par un ordinateur qui les traduit en signaux électriques et les envoie vers les servocommandes appropriées. Des petits moteurs électriques agissent sur les servos et engendrent un mouvement des gouvernes. Le mouvement final est donc obtenu grâce à une génération hydraulique. Ce type de commandes est appelé **commandes de vol électriques**. En anglais cela se dit Fly By Wire (FBW). Cela présente l'avantage que l'ordinateur peut analyser l'ordre du pilote et choisir sur quelles gouvernes il agit et avec quelle intensité. Il est donc capable de supprimer les effets secondaires en les contrant dès la commande. Aucun effort n'est transmis au pilote par les commandes et il faut impérativement associer un dispositif d'effort artificiel pour éviter que le pilote ne demande des mouvements trop brusques à l'appareil. Ce type de transmission est longtemps resté dans le domaine militaire mais aujourd'hui qu'il est bien connu et très fiable, de nombreux avions de lignes récents en sont équipés.

1.6 STRUCTURE D'UN AVION

1.6.1 Efforts appliqués sur un avion et matériaux de construction utilisés

Lors de ses évolutions dans l'air un avion subit des forces d'origine aérodynamique et supporte les effets des accélérations engendrées par les changements de trajectoire. Les différentes parties de la structure et notamment les ailes sont soumises à des contraintes de nature variées. Le schéma ci-dessous présente les différents cas se présentant au cours d'un vol :



Par exemple, une aile, du fait de la portance subit une contrainte en flexion. Lors des évolutions en virage, une contrainte en torsion va s'ajouter. Si on observe les ailes d'un planeur en virage serré, on se rend compte que l'extrados subit une contrainte en compression et que l'intrados une contrainte en traction. Les différents rivets subissent des contraintes en cisaillement. Il est très important de calculer au préalable les efforts que les différentes parties de l'avion vont devoir subir au cours du vol afin de choisir un matériau adapté et de dimensionner correctement la taille et l'épaisseur des pièces de la structure.

Les contraintes sont très différentes selon la partie de l'avion que l'on considère. Il est donc possible que les matériaux retenus ne soient pas les mêmes pour le fuselage et la voilure, par exemple. Selon la taille et le domaine de vitesses de vol de l'avion l'intensité des contraintes varie beaucoup et amène à choisir des matériaux différents et des géométries variées.

Historiquement le premier matériau de construction utilisé en aéronautique fut le bois. Il est à la fois souple et résistant et des espèces telles que l'épicéa, l'acajou, le frêne ou le sapin permettent de construire des structures solides. Le bois est utilisé sous forme de bois plein ou de contre-plaqué. Les pièces sont assemblées par collage. La structure est recouverte de toile (lin, coton, dacron) tendue dont le rôle est de donner la forme aux profils des différents éléments. Pour des avions rapides il faut remplacer le revêtement en toile par des plaques de contre-plaqué. Les structures en bois nécessitent un entretien régulier et sont sensibles aux conditions météorologiques. De plus l'entoilage demande à être régulièrement refait.

Pour obtenir une rigidité suffisante pour supporter les contraintes liées aux avions rapides et de grande taille, il est devenu nécessaire d'utiliser des alliages métalliques. Les essais ont porté sur la mise au point d'alliages à la fois légers, résistants et peu sensibles à la corrosion. En pratique, on utilise surtout du **Duralumin** (alliage à base d'Aluminium et de cuivre). Le Duralumin de qualité aéronautique est appelé AU4G dans la nomenclature des alliages d'Aluminium. Les avions à structure métallique sont plus lourds que ceux en bois. Cela nécessite donc des moteurs plus puissants. Il arrive que dans un souci de gain de poids on utilise une structure mixte (fuselage métallique et ailes en bois) ou que certaines parties de la structure soient en bois (gouvernes). L'avantage du revêtement métallique est qu'il peut participer à la rigidité de l'avion si les tôles utilisées sont assez épaisses.

Les progrès effectués ces quinze dernières années sur les matériaux composites à base de fibres de carbones et de polymères ont permis la mise au point de matériaux très légers qui présentent la particularité d'être assez souples (donc déformables) mais supportant de très grosses contraintes sans rupture ni déformations résiduelles. Les matériaux composites peuvent prendre n'importe

quelle forme. Le principe de fabrication des pièces en composite consiste à réaliser un moule dans lequel on creuse la forme de la pièce. L'intérieur est recouvert d'une trame sur laquelle le polymère va se déposer et se fixer pour donner la pièce finale. On peut ainsi donner à la structure des formes très complexes que l'on ne peut pas réaliser avec une structure métallique ou en bois. Les derniers progrès permettent même de réaliser des pièces demandant une forte rigidité.

En règle générale, sur les avions modernes la construction fait appel au Duralumin pour l'ossature de l'avion et à des alliages légers ou des matériaux composites pour le revêtement de l'ossature.

1.6.2 Structure d'un fuselage

Pour concevoir un fuselage, il existe trois solutions classiques. La première, et plus ancienne, consiste à fabriquer un squelette du fuselage à l'aide de poutres en bois ou en métal. Les poutres situées dans le sens de la longueur de l'avion sont appelées **longerons** et les autres sont appelées **traverses**. Ce type de structure est appelé **treillis**. Initialement les fuselages étaient constitués d'un treillis en bois qui n'était même pas recouvert. Les progrès des études d'aérodynamique ont amené à recouvrir le treillis de toile. Aujourd'hui ce type de structure est parfois utilisé avec un treillis en



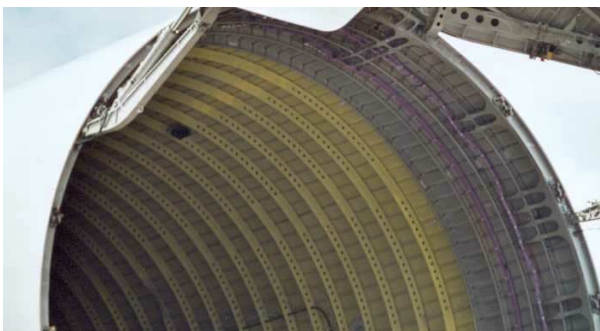
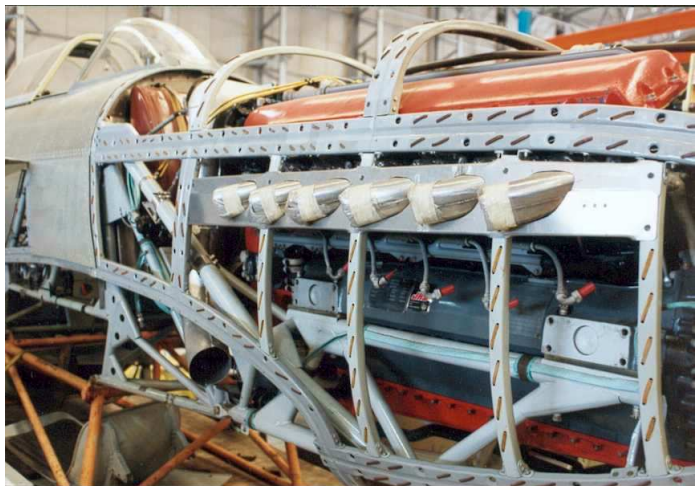
tubes de Duralumin soudés. Ce type de structure est représenté sur la photo ci-contre.

Une deuxième solution consiste à fabriquer des éléments transversaux appelés **cadres** et à fixer dessus le revêtement. Le revêtement participe alors de façon très importante à la rigidité de l'ensemble et doit supporter une part conséquente des contraintes exercées sur le fuselage. On le qualifie alors de **travaillant**. Ce type de structure est appelé structure **monocoque**.

Une troisième solution consiste à appuyer des longerons sur les cadres. Ceux-ci assurent alors la rigidité de la structure à la place du revêtement qui n'est plus travaillant et peut donc être plus léger.

Toutefois les longerons alourdissent la structure. Pour gagner du poids, on minimise le nombre de longerons et on les assiste dans leur rôle par des **lisses**, encore appelées **raidisseurs**. Ce sont des barres transversales qui relient les cadres également mais elles sont plus petites que les longerons. Ce type de structure est appelé **semi-monocoque**. Il est très courant.

Il est également fréquent que le fuselage d'un avion soit construit en plusieurs tronçons dont la structure est différente. Cela permet d'optimiser le poids de l'appareil en



choisissant la structure en fonction des contraintes appliquées sur telle ou telle partie de fuselage.

La photo ci-contre présente un tronçon de fuselage d'Airbus. Les cadres et les lisses de la partie avant du fuselage de l'A300-600ST Bélouga sont ici bien visibles.

1.6.3 Structure d'une aile

Pour les ailes on distingue également trois structures classiques. La première est dite **mono longeron**. Elle est surtout employée dans la construction en bois et toile ou bois et contre-plaqué. Toutefois il arrive qu'elle soit retenue pour les autres types de construction. Un longeron traverse toute l'envergure de l'aile sur la partie avant et permet de la fixer au fuselage. Un faux longeron traverse l'aile dans sa partie arrière sans être fixé au fuselage. Des éléments transversaux relient les deux. Ces éléments peuvent être de simples traverses ou des **nervures**. Les nervures jouent le rôle des cadres du fuselage et ont la forme précise du profil de l'aile.

Il est plus fréquent d'observer une structure **multi longerons**. Dans ce type d'architecture, l'aile présente au moins deux longerons et un certain nombre de faux longerons qui augmentent la rigidité. Sur les éléments longitudinaux s'appuient de nombreuses nervures. Cela permet d'obtenir des structures assez rigides pour construire des ailes de très grande envergure ou des ailes supportant les grandes contraintes des très grandes vitesses. La photo ci-dessous présente ce type de structure :



Une autre structure classique est celle de l'aile dite en **caissons**. L'aile comporte alors deux longerons, un en avant et un en arrière de la structure. Les deux longerons sont reliés par des nervures et la rigidité de l'ensemble est assurée en partie par le revêtement de l'aile. La partie extérieure des ailes d'Airbus en est un bon exemple.

Les empennages présentent exactement les mêmes structures que les ailes. Toutefois leur petite taille, comparée à celle des ailes, autorise une large utilisation de la structure mono longeron ou en caisson.

2 PROPULSION

2.1 L'HELICE

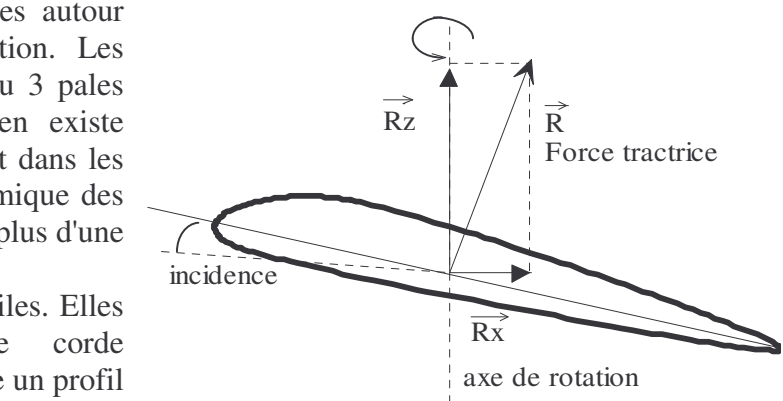
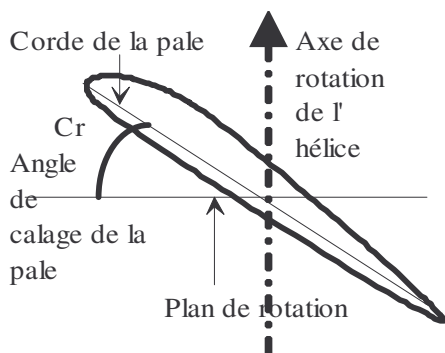
2.1.1 Principe de l'hélice



Le premier problème à résoudre pour faire voler un avion fut celui de la propulsion. Pendant longtemps les pionniers de l'aviation ont pensé pouvoir imiter les oiseaux et assurer une propulsion (ainsi que la sustentation) par un battement des ailes. Ce n'est que lorsque les hommes sont sortis de cette impasse qu'ils ont pu réussir l'envol d'un plus lourd que l'air. L'hélice était déjà connue en propulsion nautique. L'idée est alors venue de l'appliquer à la propulsion aéronautique.

L'hélice est constituée de **pales** reliées autour d'un arbre qui définit l'axe de rotation. Les hélices comprennent couramment 2 ou 3 pales. Elles sont dites bi ou tripales. Il en existe toutefois qui possèdent 4 ou 5 pales et dans les développements récents de l'aérodynamique des hélices on en conçoit qui en possèdent plus d'une douzaine.

Les pales sont dessinées comme des ailes. Elles présentent un profil avec une corde aérodynamique choisie. Si on considère un profil de pale situé à une distance r donnée de l'axe,



l'angle Cr que fait la corde de la pale avec le plan perpendiculaire à l'axe de rotation est appelé **angle de calage** de l'hélice. Lorsque l'avion est en mouvement à la vitesse V , chaque profil de l'hélice est en rotation autour de l'arbre à la même vitesse angulaire. Pendant un tour d'hélice le profil situé à la distance r et calé à l'angle Cr , parcourt la distance $p = 2.\pi.r.\tan(Cr)$. **C'est la distance parcourue dans l'air par le profil de la pale pendant un tour. On l'appelle le pas de l'hélice.** Pour un fonctionnement optimal de cette dernière, il faut que le pas soit identique pour tous les profils de l'hélice.

Il est donc nécessaire de modifier le calage tout au long de la pale. Il va en diminuant lorsque l'on s'éloigne de l'axe. L'hélice a donc une forme vrillée. Pour donner une référence de calage, les constructeurs français précisent l'angle pour le profil situé à 70% du rayon maximum de l'hélice.

L'hélice étant dessinée comme une aile, elle est soumise aux mêmes forces aérodynamiques lorsqu'elle est en rotation. La résultante des forces aérodynamiques sur la pale peut se décomposer en une force parallèle à l'axe de rotation de l'hélice et une force perpendiculaire à celui-ci. La force parallèle à l'axe de rotation tire l'avion dans son sens. On l'appelle la traction. Elle dépend du calage de l'hélice et du régime de rotation du moteur. La force perpendiculaire à l'axe de rotation est appelée traînée. Comme la traînée d'une aile, elle représente la résistance de l'air à l'avancement de la pale. Un moteur peu puissant sera souvent muni d'une hélice bipale pour limiter la traînée. Celle-ci dépend en fait de nombreux facteurs : profil des pales, longueur, calage,...

2.1.2 Hélice à pas variable

Les premières hélices avaient un calage fixe. La vitesse de rotation de l'hélice est alors directement liée à celle du moteur. L'inconvénient de ce type d'hélice est que le rendement (l'efficacité) varie beaucoup en fonction de la vitesse. Cela revient à utiliser une voiture sans boîte de vitesses. On

effectue donc un compromis en choisissant un calage qui assure un rendement moyen de l'hélice. La conséquence est que l'hélice manque d'efficacité à basse vitesse pour optimiser les performances au décollage ainsi qu'à haute vitesse pour minimiser la consommation en croisière.

Pour remédier à ces inconvénients, des ingénieurs ont mis au point des hélices à pas variable (calage modifiable en vol). C'est un peu l'équivalent de la boîte de vitesse des voitures. En phase de décollage on désire obtenir un maximum de puissance de l'hélice pour des vitesses relativement faibles. On utilise alors un petit calage (petit pas) et le maximum de puissance moteur (régime maximum). En croisière, le but est d'obtenir un maximum d'efficacité de l'hélice pour voler à une vitesse élevée en consommant peu de carburant. Le pilote augmente alors le pas de l'hélice et réduit le régime du moteur. Avec ce type d'hélice, on fixe le régime du moteur à une valeur de consigne pour assurer une rotation de l'hélice à vitesse constante et on joue sur le calage de l'hélice pour faire varier la vitesse. Tout cela est assuré par des systèmes de régulation qui rendent l'ensemble plus complexe qu'avec une hélice à calage fixe.

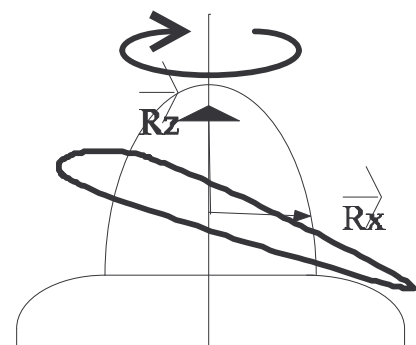
2.1.3 Hélice tractive ou propulsive

Sur le schéma ci-contre on observe le fonctionnement d'une hélice **tractive**. Placée à l'avant de l'avion, elle tire celui-ci.

Lorsqu'on modifie le calage de l'hélice, sans changer la vitesse de rotation, on change la direction de la résultante des forces aérodynamiques sur l'hélice. En changeant le calage de 90° vers la gauche, on se rend compte que la traction, T_x , change de sens. Elle entraînerait alors l'avion dans l'autre sens.

Cette idée trouve deux applications pratiques :

- les hélices **propulsives** : elles sont placées à l'arrière de l'appareil et leur calage permet de pousser l'avion en avant.
- L'inversion de poussée comme moyen de freinage sur la piste pour réduire la distance d'atterrissage des avions lourds.



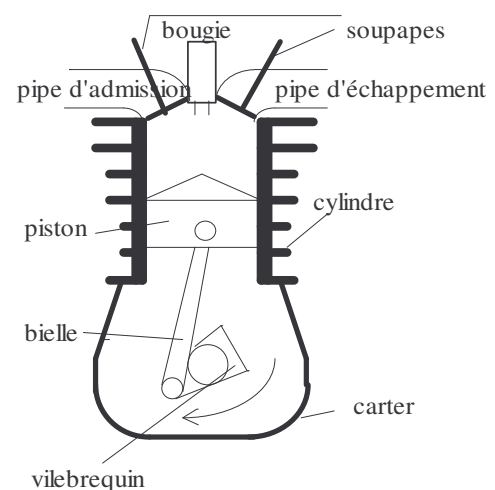
2.2 LE MOTEUR A PISTON

2.2.1 Principe de fonctionnement

Le type le plus courant de moteur en aéronautique est le même que pour la propulsion des engins terrestres : le moteur à explosion. Certains moteurs de voiture (notamment des moteurs Volkswagen) sont montés sur des avions. Toutefois la plupart des aéronefs sont équipés de moteurs spécifiques. Leur particularité réside essentiellement dans la recherche d'un gain de poids qui demande l'utilisation de matériaux spécifiques (car trop chers pour les automobiles). En général ils utilisent un carburant spécial (l'essence aviation 100 LL) dont la combustion est moins violente que celle des carburants classiques. Il existe des moteurs aviation qui fonctionnent au "supercarburant" et même depuis peu des moteurs diesel!

Le schéma ci-contre vous montre la constitution type d'un moteur à explosion. Ils comprennent, en général, de 4 à 8 cylindres.

A l'intérieur de ceux-ci un piston mobile se déplace sous l'effet de l'explosion des gaz. Il est relié au vilebrequin par une bielle. Le vilebrequin permet de transmettre le mouvement du piston à l'arbre moteur, mais aussi de faire remonter le piston dans le cylindre pour comprimer les gaz avant la combustion. Le carter en bas du moteur contient l'huile qui assure la lubrification des parties mobiles. La tête du cylindre comprend des soupapes reliées aux pipes d'admission pour faire entrer le mélange air-carburant et aux pipes d'échappement pour évacuer les gaz brûlés. Une bougie permet de réaliser l'étincelle qui active la combustion.



Le fonctionnement de ces moteurs se décompose en 4 temps (4 phases) caractéristiques :

1) la phase d'admission :

Le cylindre est initialement vide et le piston est en position haute. Ce dernier est descendu vers le bas du cylindre. Il crée, lors de son mouvement, une aspiration. On ouvre la soupape d'admission et le mélange air-carburant est aspiré dans le cylindre.

2) la phase de compression :

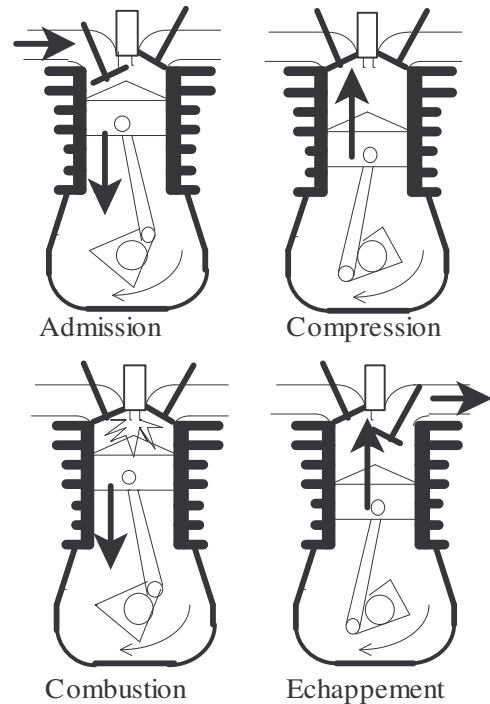
Le piston remonte vers le haut du cylindre en comprimant fortement les gaz. Lors de la compression la pression et la température des gaz augmentent fortement (plusieurs centaines de degrés).

3) la phase de combustion :

Lorsque les gaz sont comprimés, on déclenche une étincelle en haut du cylindre (par l'intermédiaire de la bougie). Le mélange air-carburant s'enflamme et pousse violemment sur le piston qui est alors envoyé vers le bas en faisant tourner le vilebrequin. C'est dans cette phase que le piston est moteur.

4) la phase d'échappement :

Le piston est remonté, comprimant ainsi les gaz brûlés. La soupape d'échappement est ouverte pour permettre l'évacuation des gaz brûlés.



Le cycle du moteur peut ainsi recommencer. Dans les phases d'admission, de compression et d'échappement, le piston est entraîné par la rotation du vilebrequin. La géométrie de celui-ci permet de décaler les cylindres entre eux dans le cycle afin d'assurer un fonctionnement le plus régulier possible. Au démarrage, il faut entraîner le moteur à l'aide d'un démarreur (petit moteur électrique) pour déclencher les premières combustions et assurer le fonctionnement autonome du moteur. Il est donc indispensable de munir l'avion d'une batterie. Autrefois, les avions étaient dépourvus de démarreur et il fallait lancer l'hélice à la main pour déclencher les premiers cycles et démarrer. La fin de cette pratique dangereuse a permis de sauver de nombreuses mains.

Une fois lancé, le moteur a toujours besoin d'électricité pour assurer le déclenchement des étincelles dans les cylindres. Ce dispositif appelé allumage tire son énergie d'une magnéto (en fait 2 par sécurité) reliée à l'arbre du moteur. Le mouvement de rotation permet de créer un courant électrique qui est alors distribué aux différentes bougies lors de la phase de combustion. Un distributeur permet d'assurer la coordination de la distribution. Un alternateur est également entraîné par la rotation du moteur et permet d'assurer la génération électrique pour tous les systèmes nécessitant de l'électricité. Dans le cas où l'avion possède des systèmes hydrauliques, on prélève également sur l'arbre de rotation du moteur l'énergie permettant de faire fonctionner la pompe hydraulique.

Les cylindres peuvent être disposés de façons différentes. Les configurations les plus courantes sont les suivantes : en ligne, en V, à plat ou en étoile.

Moteur 4 cylindres à plat



Moteur 7 cylindres en étoile



2.2.2 Carburant et injection

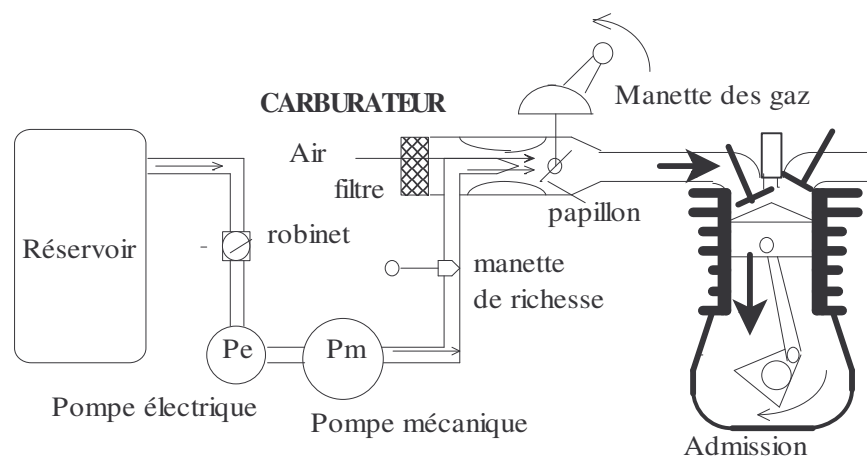
L'alimentation en carburant des moteurs à explosion se fait par la carburation ou l'injection (envoi du carburant sous pression : pas de givrage et alimentation dans toutes les positions)

Le système le plus répandu en aviation générale (aviation de tourisme et de loisir) est la carburation. Cela consiste à réaliser un mélange entre de l'air et du carburant vaporisé (mélange **air-carburant**) et à le diriger vers les pipes d'admission des cylindres. Le schéma ci-dessous décrit le "**circuit carburant**" type d'un avion à carburation :

Le carburant est entraîné par une pompe jusqu'aux injecteurs et il est aspiré dans le courant d'air par la dépression créée par effet Venturi dans le circuit d'admission.

Le pilote peut régler deux paramètres pour assurer un fonctionnement optimal du moteur :

A l'aide de la "**manette des gaz**" il joue sur la position d'un papillon qui permettra d'admettre plus ou moins de mélange dans les cylindres.



Cette commande permet de jouer directement sur le régime de rotation du moteur.

A l'aide de la commande de richesse il peut modifier les proportions du mélange air-carburant afin d'optimiser la combustion dans les cylindres. Un mélange trop riche en carburant va laisser du carburant imbrûlé lors de la combustion et augmente inutilement la consommation. Un mélange trop pauvre en carburant peut entraîner l'extinction du moteur.

2.2.3 Contrôle en vol

Pour contrôler le bon fonctionnement du moteur en vol, le pilote dispose de plusieurs instruments :

- un tachymètre (compte-tours) qui lui indique le régime de rotation du moteur. Celui-ci est gradué en tr/min (tours par minute) ou en RPM (Rotations Per Minute).
- un indicateur de pression d'admission et de débit de carburant.
- un indicateur de température et de pression de l'huile moteur.

Pour assurer la lubrification du moteur, celui-ci est muni d'un circuit d'huile. Une anomalie sur ce circuit est le présage d'ennuis très graves. Il est donc très important de contrôler la température et la pression de l'huile.

2.2.4 Performances et utilisation

Les moteurs à piston(s) sont restés les seuls engins propulsifs existant jusqu'à la fin de la seconde guerre mondiale. Les moteurs fusée et les moteurs à réaction ont fait leur apparition à cette époque.

En 45 ans de développement continu, les moteurs à piston avaient fait des progrès énormes. Les puissances sont passées de 10 à plus de 3500 ch, permettant de propulser les chasseurs de la fin de la seconde guerre mondiale à des vitesses de près de 800 Km/h en palier ou de faire voler des appareils de plus de 150 tonnes.

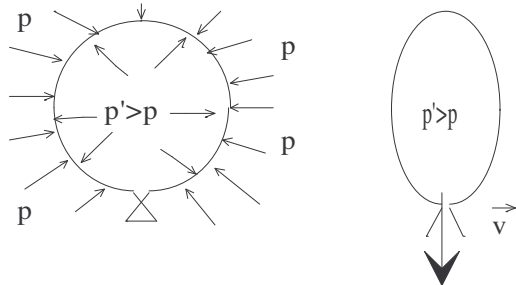
Ce type de moteurs n'est plus employé pour les fortes puissances car les turboréacteurs et les turbopropulseurs offrent des performances plus avantageuses pour des coûts inférieurs. En revanche, ils restent la seule solution intéressante pour les petites puissances (600 ch maximum).

2.3 LE TURBOREACTEUR

2.3.1 Principe de la propulsion par réaction

Si on gonfle d'air un ballon de baudruche et qu'on laisse l'air en surpression sortir du ballon avec une vitesse importante. L'air à l'intérieur du ballon est à la pression p' et a une vitesse nulle. A l'extérieur du ballon, il passe à la pression p en voyant sa vitesse augmenter de telle sorte que :

$$p' = p + \rho \cdot \frac{v^2}{2}$$



(Théorème de BERNOULLI)

En sortant du ballon l'air éjecté exerce sur celui-ci une poussée F dont la norme est proportionnelle à la vitesse de l'air éjecté et au débit massique Dm de celui-ci (**le débit massique est par définition la masse d'air éjectée en une seconde**). On a donc : $F = Dm \cdot v$.

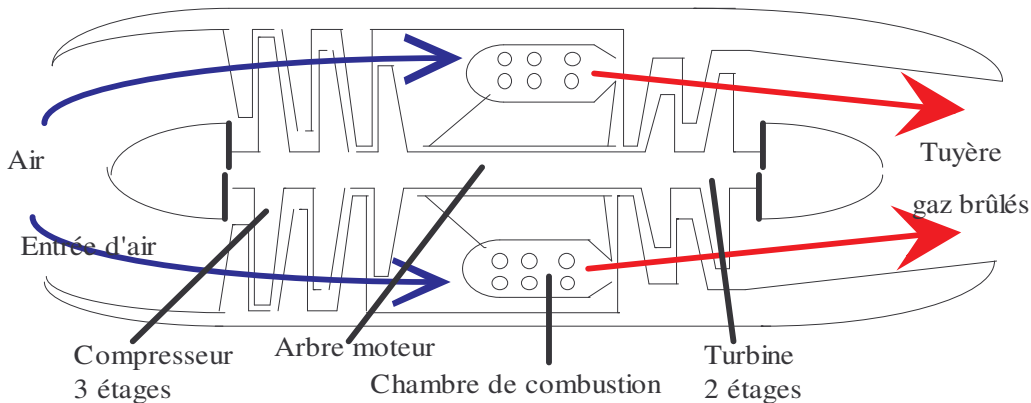
Dans le cas d'un moteur à réaction, on absorbe un débit Dm d'air à une vitesse Ve , on le comprime et on le rejette à une vitesse Vs . La poussée du réacteur est alors :

$$F = Dm \cdot (Vs - Ve)$$

(Théorème d'EULER)

2.3.2 Constitution d'un turboréacteur

Voici la structure générale d'un réacteur simple corps et simple flux :



Dans un turboréacteur, on admet de l'air par une **entrée d'air** pour le guider jusqu'à l'entrée du moteur proprement dit. - Arrivé à cet endroit, il pénètre dans un

compresseur qui permet de le monter en pression. Le compresseur est constitué de petites ailes (**ailettes ou aubes**) mises en rotation. Derrière il passe à travers d'autres ailettes fixes pour orienter correctement sa vitesse. Un ensemble constitué d'une roue mobile et d'une roue fixe est appelé un **étage** de compresseur. Un ensemble d'étages solidaires (donc tournant à la même vitesse) est appelé un **corps**. Les corps de compresseurs contiennent de 2 à 15 étages et on associe de 1 à 3 corps dans un moteur.

- Derrière le compresseur on envoie l'air dans la chambre de combustion où il est mélangé au carburant vaporisé et enflammé. Il est alors fortement comprimé et s'échappe vers l'arrière du moteur en se détendant.

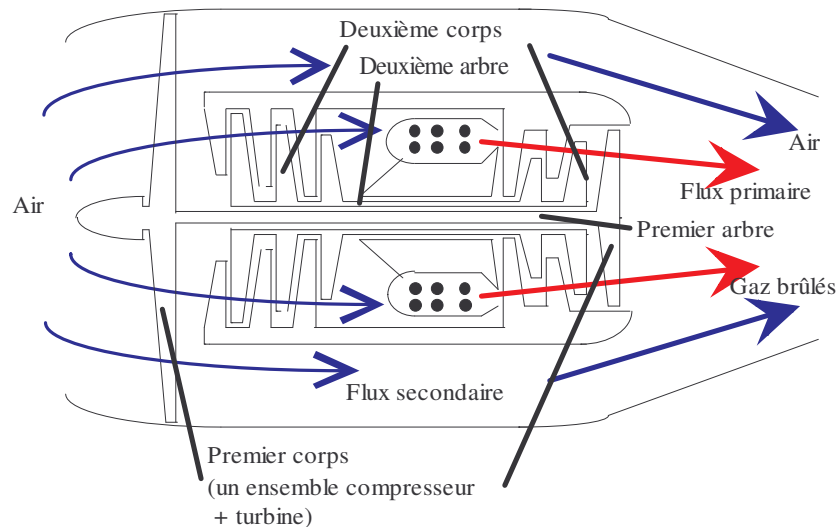
- Lors de sa détente, il passe dans une turbine qu'il fait tourner. La constitution de la turbine est analogue à celle d'un compresseur. Elle comprend des **étages** et on peut associer plusieurs **corps**.

Chaque corps de turbine est solidaire d'un corps de compresseur. Ce sont les turbines qui permettent de faire tourner les compresseurs.

- Derrière les turbines, l'air est détendu dans une tuyère. Cette tuyère lui permet donc d'atteindre de très grandes vitesses et d'engendrer ainsi des poussées très importantes.

Le turboréacteur permet d'obtenir des poussées très importantes mais il consomme une très grande quantité de carburant. On a donc cherché des solutions permettant d'augmenter la poussée des réacteurs en consommant moins de carburant. La première trouvée a consisté à séparer le flux d'air entrant dans le moteur en deux. La première partie de l'air suit le trajet habituel. La deuxième partie est tout de suite envoyée vers la tuyère après le premier étage de compresseur. Elle s'y détend et participe à la poussée. L'air provenant du deuxième flux est plus lent que celui du premier mais permet d'augmenter la poussée à moindre frais.

Le schéma ci-contre présente le principe d'un réacteur double corps double flux :

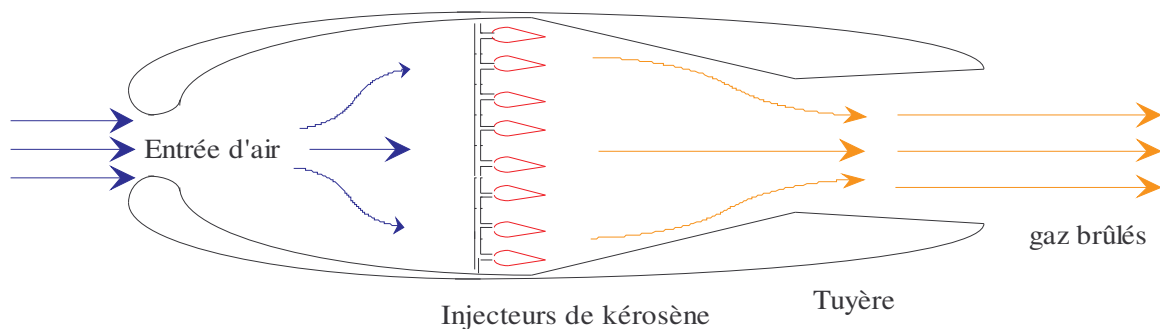


La photographie ci-dessus représente le LARZAC 04, réacteur de l'alphajet. C'est un réacteur double corps double flux. Le flux froid est moins important que le flux chaud (taux de dilution $\approx 0,3$). La poussée des réacteurs militaires peut être fortement augmentée par un dispositif de Post-Combustion. Pour cela on injecte du carburant dans les gaz chauds en entrée de tuyère. Il s'enflamme alors spontanément, accroissant ainsi la vitesse des gaz éjectés et augmentant d'autant la poussée du moteur.

Le principe du double flux est aussi adopté sur les réacteurs civils mais avec un taux de dilution (flux froid/flux chaud) très important. Sur le CFM56 (propulseur de la plupart des Airbus) il est d'environ 6. Cela permet d'obtenir un gros gain de poussée en consommant moins de carburant. La contrepartie est l'encombrement important du réacteur et les accélérations moins rapides. Un autre avantage pour les réacteurs civils réside dans le moindre bruit de ce type de réacteur. En effet, plus l'air est accéléré plus le réacteur est bruyant (bruit du vent). Une grosse partie du flux de ces réacteurs n'est que peu accéléré et ils sont donc moins bruyants.



Il existe encore une autre possibilité pour obtenir une poussée par réaction : le statoréacteur ou tuyère thermopropulsive. Le principe est très simple : l'air est admis par une entrée d'air dont la section s'élargit pour que la vitesse diminue et la pression augmente. Le carburant est alors injecté et dans les conditions de température et de pression auxquelles il se trouve, il s'enflamme directement. Les gaz brûlés s'évacuent alors vers l'arrière en accélérant et créent ainsi une poussée. Ce dispositif présente toutefois un inconvénient majeur : pour que la compression dans l'entrée d'air soit suffisante, il faut que la vitesse de l'avion soit très importante. Il est donc nécessaire d'adjoindre un moteur d'appoint pour atteindre la vitesse de fonctionnement du statoréacteur et pouvoir le faire fonctionner.



Ce type de moteur est utilisé sur quelques missiles aéroportés (la vitesse de l'avion lanceur autorise l'allumage). Les recherches sur ce domaine ne sont toutefois pas abandonnées et on envisage de futurs réacteurs dits à cycles variables, qui pourraient fonctionner en statoréacteur à haute altitude et grande vitesse.

Le carburant utilisé pour les réacteurs est appelé **kérosène**, il ne brûle qu'aux hautes températures.

2.3.3 Contrôle du fonctionnement en vol

Afin de pouvoir vérifier que le réacteur fonctionne correctement, le pilote dispose de plusieurs instruments :

- Un tachymètre qui indique le régime du réacteur. En général, il n'est pas gradué en RPM mais en % du régime nominal.
- Un indicateur de température des gaz dans la tuyère. Une surchauffe indiquant un problème de fonctionnement ou un incendie.
- Des voyants permettant de signaler une anomalie sur le circuit de lubrification.

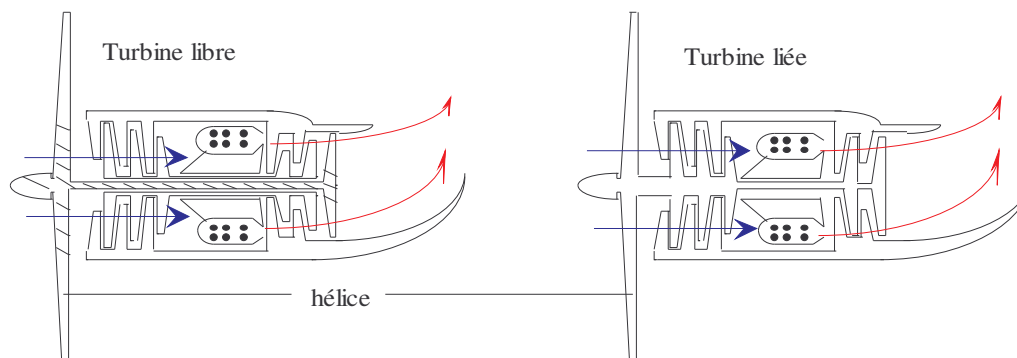
2.3.4 Performances et utilisation

Les turboréacteurs peuvent fournir des poussées de 500 daN à près de 30000 daN. Ils permettent de faire voler des avions de plusieurs centaines de tonnes à des vitesses de l'ordre de 800 Km/h ou de propulser à plusieurs fois la vitesse du son des engins de quelques dizaines de tonnes. L'exemple le plus impressionnant étant celui du supersonique civil Concorde qui emmène 100 passagers à Mach 2,5 dans ses 130 tonnes de métal.

Les défauts de jeunesse du concept ayant été entièrement corrigés (consommation très importante, usure très rapide des pièces tournantes, bruit excessif,...) l'utilisation des turboréacteurs est très répandue. Aussi bien pour les avions de transport civils que pour les avions de combat. Il existe des familles de moteurs déclinés en différentes versions destinées à offrir toute la gamme de poussée possible pour propulser des jets de tailles différentes. L'usage du turboréacteur tend à se développer toujours un peu plus y compris pour les avions de transport régionaux.

2.4 LE TURBOPROPULSEUR

2.4.1 Principe du turbopropulseur



Pour pallier le manque de puissance des moteurs à piston et à la grande consommation en carburant des réacteurs, des ingénieurs ont développé un concept hybride : le turbopropulseur. Il s'agit en fait d'un réacteur de faible puissance que l'on utilise pour faire tourner une hélice. La puissance motrice de l'engin réside dans la traction de cette dernière. La poussée des gaz brûlés par le réacteur s'y ajoute mais ne constitue pas une part importante. Les progrès aérodynamiques réalisés sur les hélices ont rendu le concept intéressant pour les avions de transport de faible et moyenne capacité opérant sur des distances assez courtes.

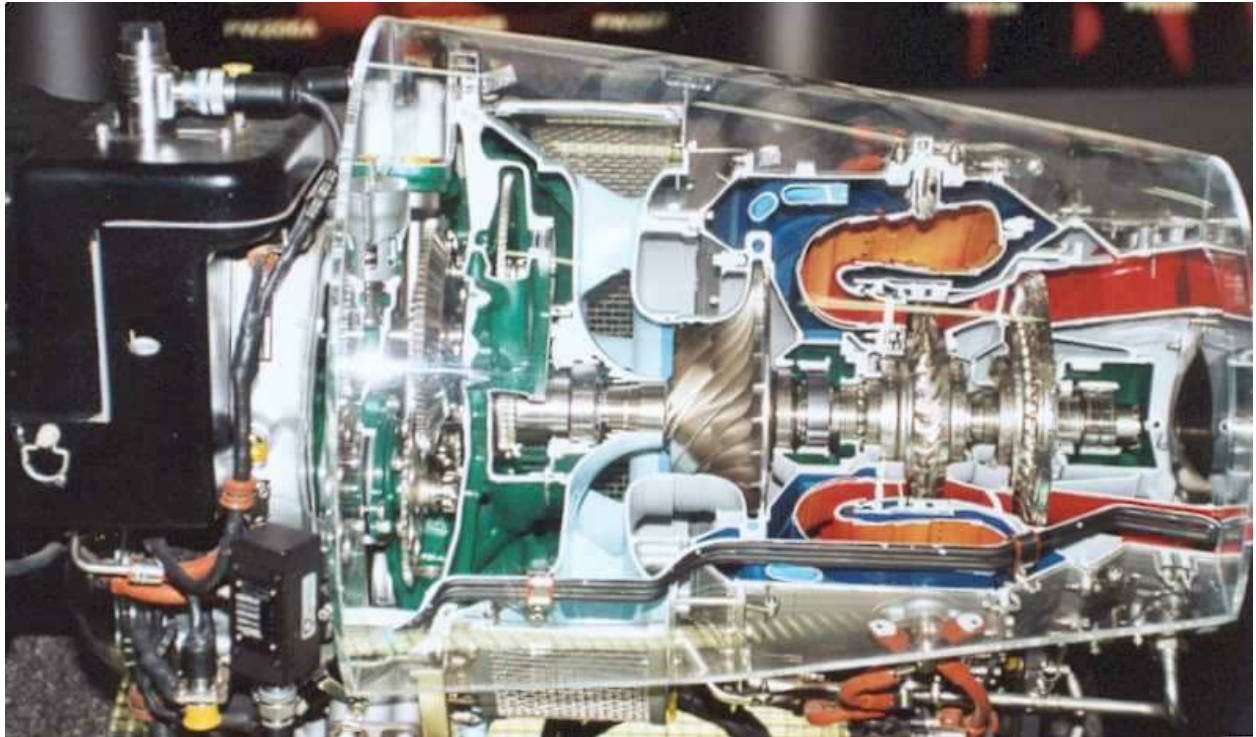
Les réacteurs utilisés sont mono ou double corps et peuvent comporter plusieurs étages par corps de turbine ou de compresseur.

On distingue deux types de turbines : les turbines liées (ou à prise directe) et les turbines libres :

- dans les turbines à prise directe l'hélice est reliée au corps basse pression (ensemble compresseur + turbine liés) du moteur par l'intermédiaire d'un boîtier de réduction qui assure une vitesse de rotation de l'hélice constante (hélice à pas variable).

- dans une turbine libre, l'hélice est indépendante des corps du moteur. Elle est reliée, par un boîtier de réduction, à une turbine dont la seule fonction est de l'entraîner pour fournir la traction.

Les turbopropulseurs ont trouvé un domaine d'application privilégié avec les hélicoptères. Ceux-ci souffraient du manque de puissance des moteurs à piston mais ne pouvaient pas s'accommoder d'une propulsion par réaction puisqu'il leur faut impérativement entraîner un rotor. La photo suivante présente une turbine américaine de la société PRATT & WITNEY. On remarque bien le mécanisme qui récupère la rotation de l'arbre moteur pour entraîner le rotor. Ce type de moteur a permis d'augmenter très fortement les performances des hélicoptères en termes de vitesse, d'autonomie, de charge utile et d'altitude.



2.4.2 Contrôle du fonctionnement en vol

Les instruments de contrôle d'un turbopropulseur sont similaires à ceux d'un réacteur :

- un tachymètre pour vérifier le régime de rotation de la turbine.
- une indication de la température des gaz d'échappement (EGT = Exhausted Gaz Turbine).
- une indication du débit de carburant et de la pression d'admission.
- des voyants d'alerte pour le circuit de lubrification.

2.4.3 Performances et utilisation

Les turbopropulseurs ont pris une grande part du marché pour les avions de transport régionaux (ATR 42 et 72, ATP, Do228,...), dans l'aviation privée d'affaire (Beech King200, Piper Malibu, PC12, ...) et pour les avions militaires d'entraînement initial. Les progrès récents des réacteurs de faible et moyenne puissance rendent ces moteurs moins attrayants pour les prochaines générations d'avions de ces catégories.

Pour les hélicoptères, leur part est sans cesse croissante et il est fort probable que dans quelques années toutes les voilures tournantes seront motorisées par des turbines à l'exception des hélicoptères légers de loisir.



2.5 LES MOTEURS « FUSEE »

2.5.1 Principe et constitution

Le principe des moteurs fusée ressemble à la propulsion du ballon de baudruche qui est mû par l'air sous pression qu'il a emmagasiné. Ce type de moteur contient à la fois le carburant (ce qui brûle) et le comburant (ce qu'il faut ajouter au carburant pour qu'il brûle). On distingue deux types d'ensemble carburant-comburant.

Il existe des propulseurs à poudre. La propulsion est assurée par la combustion d'une poudre qui fournit alors une grande quantité de gaz sous pression qui s'échappent alors à très grande vitesse. Ce type de propulseur doit être mis à feu à l'aide d'une

cartouche pyrotechnique. C'est la chaleur qui déclenche et entretient la combustion. C'est la solution retenue pour la plupart des missiles ainsi que pour les propulseurs d'appoint des lanceurs spatiaux. Les autres moteurs fusée utilisent des carburants liquides. Il s'agit souvent de gaz liquéfiés à très haute pression (oxygène et hydrogène liquide). Carburant et comburant sont alors stockés dans des réservoirs séparés (pour certains mélanges la mise en présence des réactifs suffit à déclencher la combustion). Les deux sont injectés dans une chambre de combustion ou le mélange qui se réalise est enflammé. Une fois la combustion amorcée, elle s'auto entretient. Les liquides utilisés sont appelés **ergols, propergols ou hypergols**. Le développement initial de ces moteurs a été effectué par les Allemands pendant la seconde guerre mondiale pour propulser des charges explosives à très grande distance. Elles ont en fait servi au développement des premiers missiles balistiques. La course aux étoiles que se sont livrés les Russes et les Américains pendant la guerre froide qui a suivi, a assuré le développement rapide de ces moteurs. Aujourd'hui c'est le besoin croissant en satellites commerciaux de télécommunication qui incite les grandes nations aéronautiques à poursuivre le développement de ces moteurs. La grande difficulté de mise en œuvre des ensembles carburant-comburant utilisés et la difficulté de mise au point des matériaux nécessaires à la réalisation des moteurs et le coût limite très fortement le nombre de nations capable de développer ce type de technologies.

2.5.2 Performances et utilisation

Les moteurs fusée, à poudre comme à liquides trouvent leurs applications essentiellement dans deux domaines :

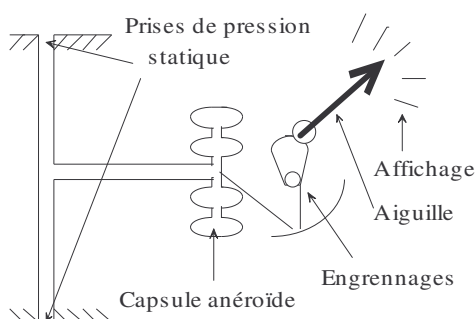
- Les missiles (nécessité d'une très forte accélération mais temps de propulsion faible)
- Les lanceurs spatiaux (poussée énorme ne pouvant être atteinte autrement).

3 LES INSTRUMENTS DE BORD

3.1 L'ALTIMETRE

3.1.1 Principe de fonctionnement

Sa fonction est d'indiquer au pilote l'altitude à laquelle il vole. Cet instrument est basé sur la mesure de la pression statique. Dans l'atmosphère, la pression diminue lorsque l'on monte. La loi de variation de la pression permet de déterminer l'altitude à partir de la pression statique pour des conditions météorologiques données. On parle d'atmosphère standard (cf. cours de Météo et d'altimétrie). L'altitude calculée à partir de la mesure de pression est appelée altitude pression ou Z_p . Elle est en général différente de l'altitude réelle mais l'écart reste acceptable. Pour limiter l'erreur et tenir compte des conditions météorologiques au moment du vol, il est possible de modifier le calage de l'altimètre (pression pour $z = 0$ m) afin qu'il soit utilisable tous les jours.



Un altimètre est constitué d'une capsule anéroïde qui se déforme quand la pression extérieure varie. Lorsque cette pression diminue, la capsule gonfle. Cela engendre le déplacement d'une flèche qui pousse une bielle sur un rail circulaire. Cela fait tourner une deuxième bielle qui met en rotation un râteau. Un système d'engrenage permet de faire tourner une aiguille sur un cadran gradué en altitude.

Des systèmes plus perfectionnés transforment la mesure de pression en signal électrique. Un calculateur traite alors celui-ci en tenant compte également d'une mesure de température et calcule une altitude très précise. Un signal est alors envoyé vers un moteur électrique qui fait tourner l'aiguille pour la placer en face de la bonne altitude. D'autres systèmes affichent l'altitude sur des écrans cathodiques ou LCD.

Les prises de pression statique, permettant de renseigner l'altimètre, sont disposées symétriquement de part et d'autre du fuselage. Il s'agit de petites plaques métalliques circulaires (1 à 2 cm de diamètre) percées de trous et placées de sorte que ceux-ci soient parallèles à l'écoulement. Il y a deux zones favorables à leur implantation. Elles sont situées sur le fuselage : une en avant des ailes

et une en arrière du bord de fuite. Leur disposition symétrique (de part et d'autre du fuselage) permet d'éliminer le dérapage et d'obtenir une valeur de pression statique correcte en moyennant la valeur obtenue des deux côtés du fuselage.

3.1.2 Présentation de l'instrument

Les altimètres sont, en général, gradués en pieds (ft). En pratique pour convertir une altitude de ft en m il faut la multiplier par 3 et la diviser par 10 (exemple : 500 ft = $500 \times 3 / 10 = 150$ m). Inversement une altitude en mètres se convertit en pied en multipliant par 10 et en divisant par 3 (exemple : 2000 m = $2000 \times 10 / 3 = 6700$ ft). Voici la présentation standard d'un altimètre en aviation légère.



Si l'altimètre est calé sur la pression au niveau d'un terrain, il donne une hauteur de vol. Ce calage est celui utilisé dans les phases de vol proche d'un terrain. C'est à dire pour le décollage et l'entrée dans le circuit d'approche en vue de l'atterrissage. Dans le cas des entraînements à l'atterrissage (tours de piste) c'est le seul que le pilote utilisera. La pression au niveau du terrain est appelée QFE (Québec Fox Echo). On dit que l'altimètre est calé au Fox Echo.

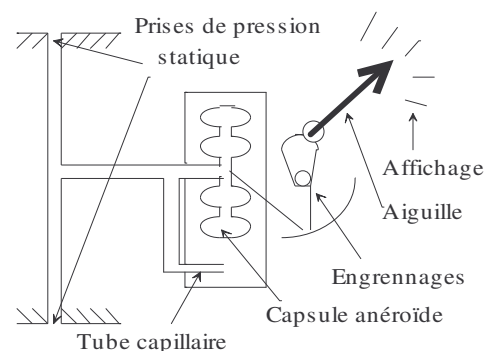
S'il est calé sur la pression au niveau de la mer, il donne une altitude. Ce calage est utilisé lors des navigations à vue en basse altitude. Il permet de savoir quelle est la hauteur de l'avion par rapport aux reliefs et obstacles indiqués sur les cartes (aux erreurs de l'instrument près). Ce calage est appelé le QNH (Québec Novembre Hôtel) et on dit que l'altimètre est calé au QNH. Cette pression s'obtient auprès des services d'information de l'aviation civile ou se calcule à partir du QFE du terrain de départ (voir cours d'altimétrie).

S'il est calé sur 1013 mbar, pression de référence à $z = 0$ m pour l'atmosphère standard, il donne un niveau de vol. On dit que l'altimètre est calé au 1013. Ce calage de référence permet aux contrôleurs du ciel d'espacer verticalement les avions navigant aux instruments. Tous ces appareils ayant la même référence de calage, leur sécurité peut être assurée.

3.2 LE VARIOMETRE

3.2.1 Principe de fonctionnement

Le but de cet appareil est d'indiquer la vitesse verticale de l'avion afin de permettre au pilote d'effectuer des montées ou des descentes à taux (vitesse verticale) constant pour des procédures de vol aux instruments. Pour les pilotes de planeur il permet de repérer les zones d'ascendance dans lesquelles l'appareil peut gagner de l'altitude. Le principe est basé sur une mesure de pression différentielle. A un instant t donné l'avion est à une altitude $z(t)$ repérée par la pression statique $p_s(t)$. A l'instant $t + dt$, il est à l'altitude $z(t+dt)$ repérée par $p_s(t+dt)$. La vitesse verticale V_z est calculée à partir de la vitesse de variation de la pression. Le variomètre est sujet à de nombreuses erreurs. Si la température du boîtier varie dans le temps, l'indication du variomètre est erronée. Pour une variation de la température du boîtier de $1^\circ/\text{min}$, l'erreur est de 100 ft/min. Le temps de réponse de l'appareil en cas de variation brusque de V_z est de 3 à 5 s. Cela peut amener le pilote à corriger de façon erronée s'il ne se fie qu'au variomètre. L'évolution de la viscosité de l'air change le retard de transmission de la pression dans l'enceinte entourant la capsule. En pratique, le variomètre surestime la V_z en altitude (surestimation de l'ordre de 30 % à 11000 m).



3.2.2 Présentation de l'instrument

Les variomètres se présentent tous selon le même modèle. En fonction de l'appareil pour lequel ils ont été conçus, l'échelle des graduations est différente. La photographie ci-contre représente celui d'un DR400.

Ses indications sont fiables à faible altitude mais elles sont peu précises à haute altitude. Ils sont toutefois indispensables pour des approches de précision aux instruments sur de nombreux types d'avions.



3.3 L'ANEMOMETRE (OU BADIN)

3.3.1 Les vitesses d'un avion

L'anémomètre a pour fonction d'indiquer au pilote la vitesse l'avion. La vitesse lue sur l'instrument est appelée **vitesse calibrée (Vc) ou CAS (Calibrated Air Speed)**. Pour les avions peu rapides et à une altitude pas trop élevée, elle correspond à la vitesse de l'avion par rapport à l'air, la **vitesse vraie (Vv)**.

Dans le cas des avions rapides, ou à haute altitude, il faut tenir compte de la compressibilité de l'air et de sa masse volumique pour obtenir la Vv à partir de la Vc (la lecture du badin ne donne plus d'indication réaliste de la vitesse par rapport à l'air).

Si l'avion est en montée ou en descente, pour la navigation on calcule la composante horizontale de la vitesse vraie : la **vitesse propre : Vp**). S'il y a du vent, elle est différente de la vitesse par rapport au sol (ou **vitesse sol : Vs**).

Sur les avions rapides volant à haute altitude, on trouve également un **Machmètre** qui donne la vitesse de l'avion par rapport à celle du son. Cet appareil remplace alors le badin pour les grandes vitesses et les hautes altitudes. Sa lecture renseigne le pilote sur la vitesse de l'avion par rapport à l'air. Les deux appareils peuvent être combinés en un seul.

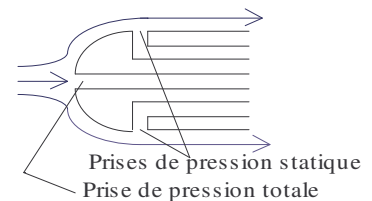
3.3.2 Principe de fonctionnement

Pour déterminer la vitesse de l'avion on utilise une sonde de type Pitot. Elle est constituée d'un tube creux placé parallèlement à l'écoulement dans une zone où il est le moins perturbé par le reste de l'avion. Lorsque l'air butte sur l'obstacle il est arrêté. Sa vitesse devient nulle et la pression mesurée est alors plus importante qu'aux points où il est en mouvement. La pression en ce point est alors appelée **pression d'impact p_i**. En amont de l'avion, l'air a une vitesse V et une pression statique p_s.

Le théorème de BERNOULLI permet d'écrire que :
$$p_i = p_s + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$$

Donc :

$$v = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{p_i - p_s}{\rho} \right)}$$



Ce calcul permet d'obtenir la vitesse indiquée. Les perturbations de l'écoulement à l'endroit où est placée la sonde rendent obligatoire une correction de position pour calculer la vitesse calibrée Vc. Cette correction est déterminée par étalonnage sur l'avion lors des premiers vols. La conversion de la mesure de la différence de pression (p_i - p_s) en vitesse peut se faire mécaniquement ou électroniquement.

3.3.3 Présentation de l'instrument



On remarque que l'échelle du badin présente 3 zones colorées et un trait rouge :

- le trait blanc représente la zone de vitesse dans laquelle on peut sortir les éléments sans risque de les endommager. La limite inférieure de cet arc représente la vitesse de décrochage en configuration d'atterrissage.

- la zone verte représente la plage de vitesse d'utilisation normale de l'avion. La vitesse au bord de l'arc vert représente la vitesse de décrochage en configuration lisse (tout rentré : train et volets) : V_{stall} .

- la zone jaune est une plage de vitesse utilisable mais à éviter en atmosphère turbulente.

- le trait rouge représente la vitesse à ne pas dépasser (VNE).

Sur l'anémomètre photographié ici nous distinguons également un trait jaune à la vitesse de 235 Km/h. Cet

instrument est monté sur un CAP10B (avion de voltige). Ce trait indique au pilote une vitesse limite pour certaines figures acrobatiques.

Les machmètres se présentent de la même manière mais sont gradués en fractions de mach (on parle aussi de points de mach).

3.4 L'INDICATEUR DE VIRAGE (OU BILLE-AIGUILLE)

3.4.1 Principe de fonctionnement

L'indicateur de virage, ou aiguille (en raison des instruments anciens), est un instrument gyroscopique qui permet d'indiquer le sens de virage et la vitesse de rotation de l'avion. Il est basé sur l'utilisation d'un gyroscope à 1 degré de liberté. Le gyroscope est une pièce métallique mise en rotation rapide autour d'un axe. Elle est montée sur un cadre possédant de 1 à 3 axes de rotation (degrés de liberté). Lorsque l'avion tourne, le gyroscope tend à garder sa position initiale (comme une toupie). Celui d'un indicateur de virage tourne autour d'un axe horizontal. Un ressort de rappel permet d'obtenir une position d'équilibre qui dépend de la vitesse de rotation de l'avion autour de l'axe vertical. Le cadre du gyroscope entraîne dans son mouvement une aiguille (ou une représentation de l'avion)



dont la position à l'équilibre indique le sens et le taux de virage. Cela permet de réaliser des virages avec une vitesse de rotation constante et précise. Lors des procédures de vol aux instruments il est souvent demandé aux pilotes de respecter un taux de virage (**taux standard = taux 1 = 360 ° en 2 min et taux 1/2 standard = taux 1/2 = 360 ° en 4 min**).

Il est presque toujours couplé à la bille qui indique une éventuelle dissymétrie du vol de l'avion. La bille est constituée d'un tube légèrement courbé contenant une goutte de mercure immergée dans un liquide visqueux. L'ensemble est disposé perpendiculairement à l'axe de l'avion, la courbure du tube orientée vers le bas. En l'absence de dérapage, la bille est en bas du tube (2 repères matérialisent cette position). Lorsque l'avion est en dérapage, la bille est soumise à son poids et à une accélération transversale qui déplace la bille latéralement. Elle indique le côté par lequel le vent relatif arrive. Afin d'assurer un vol symétrique, le pilote doit appuyer un peu de pied du côté de la bille pour la ramener au centre. Les pilotes ont coutume de dire que « le pied chasse la bille ».

Maintenir le vol symétrique est important pour plusieurs raisons :

- cela permet de consommer moins d'essence et donc de s'assurer une meilleure autonomie

- le dérapage augmente la vitesse de décrochage et peut engendrer une vrille à basse vitesse.

3.4.2 Présentation de l'instrument

La représentation de la page précédente est la plus classique actuellement employée pour les indicateurs de virage et de dérapage en aviation générale. La représentation de l'avion s'incline dans le sens du virage et le repère indique l'inclinaison permettant de virer au taux 1.

3.5 L'HORIZON ARTIFICIEL

3.5.1 Principe de fonctionnement

Cet appareil permet de piloter l'avion sans voir l'horizon à l'extérieur. Il remplace cette référence visuelle et permet donc de percevoir l'attitude de l'avion (c'est à dire son orientation dans l'espace). Le pilote peut donc savoir si l'avion monte, descend, tourne à gauche ou tourne à droite. C'est l'instrument essentiel du pilotage sans visibilité. Il s'agit d'un instrument gyroscopique basé sur un gyroscope à deux degrés de liberté. Lorsque l'avion tourne, le gyroscope tend à garder la même orientation dans l'espace. Dans ce type d'instrument la rotation du gyroscope est assurée par un moteur électrique ou par entraînement pneumatique. Les vitesses de rotation sont de l'ordre de 12000 tr/min.

Si l'avion monte, le maintien de la position du gyroscope dans l'espace entraîne un abaissement de la plaque figurant l'horizon par rapport à l'index et si l'avion descend, la plaque monte. Si l'avion s'incline à gauche, la plaque se maintenant à l'horizontale, elle est inclinée à droite par rapport à l'index. Dans le cas d'une inclinaison à droite, la situation est inversée.

Les instruments les plus perfectionnés sont basés sur des systèmes à trois degrés de liberté asservis à un gyroscope. Ils permettent de figurer en plus les mouvements en lacet et ne sont pas limités dans leurs déplacements. La plaque indicatrice est alors en fait une boule.

3.5.2 Présentation de l'instrument

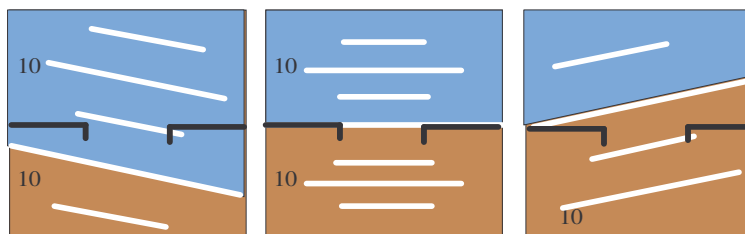


La représentation de l'horizon est en général une plaque coloriée en bleu dans sa partie supérieure pour figurer le ciel et en marron ou noir dans sa partie inférieure pour figurer la terre. Un index, fixe par rapport à l'avion, figure celui-ci sur l'instrument.

L'horizon ci-contre est un modèle de base et il en existe de bien plus perfectionnés. Aujourd'hui il s'agit souvent de représentations graphiques sur des écran cathodiques ou LCD.

Les figures ci-dessous représentent différentes attitudes sur un horizon artificiel : la première figure représente une montée en virage à gauche, celle du centre un vol rectiligne en palier et celle de droite une descente en virage à droite.

L'horizon artificiel est l'instrument de base du vol sans visibilité. Il est quasiment irremplaçable pour ce type d'exercice et il est fréquent que les avions destinés à voler souvent par mauvais temps en possèdent deux.



3.6 LE COMPAS MAGNETIQUE

3.6.1 Principe de fonctionnement

Le compas magnétique permet au pilote de connaître le cap magnétique de l'avion. C'est à dire l'angle entre l'axe de l'avion (ligne de foi) et la direction du Nord magnétique. Il s'agit en fait d'une boussole. En tenant compte de la **déclinaison magnétique** on peut déterminer la cap vrai (orientation par rapport au Nord géographique). La déclinaison magnétique est l'angle entre le Nord

vrai et le Nord magnétique (voir cours de navigation). Elle est comptée positivement vers l'Est et négativement vers l'Ouest. C'est un instrument qui est très sujet aux perturbations électromagnétiques engendrées par les systèmes de bord de l'avion. Cela nécessite d'employer des dispositifs correcteurs (comme des aimants judicieusement positionnés) et d'étalonner l'instrument pour fournir avec une courbe donnant la **dévi**ation en fonction du cap lu. Il s'agit en fait de la valeur dont il faut corriger le cap lu pour obtenir le véritable cap magnétique. Beaucoup plus gênant : en virage l'indication du compas est complètement faussée par les forces centrifuges. L'erreur n'est absolument pas négligeable. Elle est d'autant plus importante que l'inclinaison de l'avion est grande. A 20° d'inclinaison l'erreur peut atteindre 45° et à partir de 30° d'inclinaison elle peut atteindre 180° (donc le cap opposé) !!!

L'instrument se présente comme une boussole boule ou plate.

3.7 LE CONSERVATEUR DE CAP

3.7.1 Principe de fonctionnement

Les erreurs du compas magnétique en évolution le rendent inutilisable pour effectuer des virages avec une sortie à un cap précis et encore moins lorsque le pilote n'a pas de référence visuelle extérieure. Pour pallier ce problème, on utilise un gyroscope à 2 degrés de liberté dont l'axe de rotation maintient une position fixe dans le plan horizontal. Une échelle des caps est solidaire du gyroscope et se maintient dans une direction fixe dans l'espace. Lors de la mise en route de l'instrument, il faut caler le cap indiqué par celui-ci sur celui du compas magnétique. Par la suite le compas gyromagnétique maintiendra sa position fixe (c'est pour cette raison que l'instrument est également appelé conservateur de cap). Lorsque l'avion a un mouvement de roulis ou de lacet, le gyroscope tourne autour de ses 2 axes pour maintenir sa position dans l'espace et l'observateur voit défiler les caps devant son repère.

Comme avec tout appareil gyroscopique, l'indication du conservateur de cap comporte des erreurs. Pour les limiter, on asservit le gyroscope du conservateur de cap avec le compas magnétique. Cela limite sa dérive. L'appareil présente également une erreur en virage mais assez faible (4° maximum à 20° d'inclinaison ; 10° maximum à 45° d'inclinaison; 18° maximum à 60° d'inclinaison). Comme on peut le constater, l'erreur est bien moindre que pour le compas magnétique et pour des virages à un maximum de 30° d'inclinaison, elle est négligeable. Le pilote la compense à la sortie du virage en ajustant son cap sur celui désiré. Certains systèmes sont couplés à une boule (horizon artificiel) pour permettre au pilote d'avoir un maximum d'informations sur un seul instrument.

Aussi performants que les systèmes puissent être, il faut régulièrement se mettre en vol horizontal en palier et recalibrer l'instrument sur l'indication du compas magnétique pour compenser la dérive dans le temps de l'appareil et les décalages qui apparaissent après des évolutions brusques.

3.7.2 Présentation de l'instrument

La présentation est en général très similaire d'un instrument à l'autre. Par commodité on utilise un mécanisme qui permet de représenter les caps sur un cercle vertical. Un index ou représentation de l'avion permet de lire le cap magnétique de celui-ci. En général 1 ou 2 index mobiles permettent de visualiser des caps de référence pour la navigation.



L'appareil présente également un ou deux boutons de réglage :

- le premier permet de positionner l'index de référence de navigation.
- le second permet de recalibrer la rose des caps sur le compas magnétique au sol ou en vol.

L'instrument ci-contre ne possède pas d'index de cap et il a donc un seul bouton destiné au recalage.

Certains gyrocompas sont équipés d'un bouton qui permet de les utiliser soit en gyrocompas (GM), soit en directionnel (D), soit en compas magnétique (Cm).

3.8 LES INSTRUMENTS DE RADIONAVIGATION

3.8.1 Le radiocompas (ou ADF : Automatic Direction Finder)

Cet instrument est destiné à indiquer au pilote la direction à suivre pour rejoindre la position d'une balise située au sol. L'équipement est donc constitué d'une balise sol (émetteur) que l'on appelle NDB (Non Directional Beacon) et d'un équipement à bord (récepteur) que l'on appelle radiocompas ou ADF (Automatic Direction Finder).

L'instrument se présente sous la forme d'une rose des caps munie d'une aiguille mobile. Cette aiguille pointe en permanence la direction de la balise sol. Pour survoler la balise, il suffit donc de prendre un cap tel que l'aiguille soit verticale et orientée vers le haut. En général la rose des caps est fixe. L'angle entre la direction dans laquelle vole l'avion et la direction dans laquelle se situe la balise est appelée **Gisement**. Sur les avions ayant vocation à voler aux instruments, il est fréquent que l'aiguille du radiocompas soit placée sur le même cadran que le directionnel. L'appareil est alors appelé RMI (Radio Magnetic Indicator). L'aiguille indique alors le cap à suivre pour atteindre la balise (on appelle cela le QDM). Le gisement est obtenu en faisant la différence entre le cap indiqué par l'index de route et celui indiqué par l'aiguille du radiocompas. Ce moyen de navigation est très répandu à bord des avions, même ceux d'aéroclub. Les balises NDB sont en général utilisées pour marquer l'emplacement des points d'entrée dans les circuits de procédure d'approche aux instruments des aéroports. Elles sont alors de faible puissance émettrice (donc de faible portée) et on les appelle des locators (L).

Les principales caractéristiques techniques du radiocompas sont les suivantes :

Type	Fréquences	Puissance (W)	Portée (Nm)	Précision
L	200-1750 kHz (MF)	< 50	30	$\pm 2^\circ$
NDB	idem	50 à 5000	50 à 200	± 3 à 5°

Les avantages du radiocompas sont une bonne portée et une information permanente pour le pilote. Il est robuste, répandu et l'équipement sol est simple et bon marché. Toutefois, sa précision est moyenne et les orages le rendent inutilisable : l'aiguille pointe alors les cumulonimbus au lieu des balises. De plus de nuit la réflexion des moyennes ondes sur les hautes couches de l'atmosphère peut engendrer des surprises désagréables.

3.8.2 Le VOR (VHF Omni Range)

Cet équipement a la même vocation que le radiocompas mais travaille dans une gamme de fréquences différente. La présentation de l'appareil peut prendre plusieurs formes. Sur les avions



conçus pour le vol aux instruments, il est souvent présenté sur un RMI, une aiguille indiquant alors le cap à prendre pour survoler la balise. Sur les systèmes les plus anciens, il est présenté sur un OBS (cadran circulaire présentant une barre verticale mobile) appelé aussi indicateur de route.

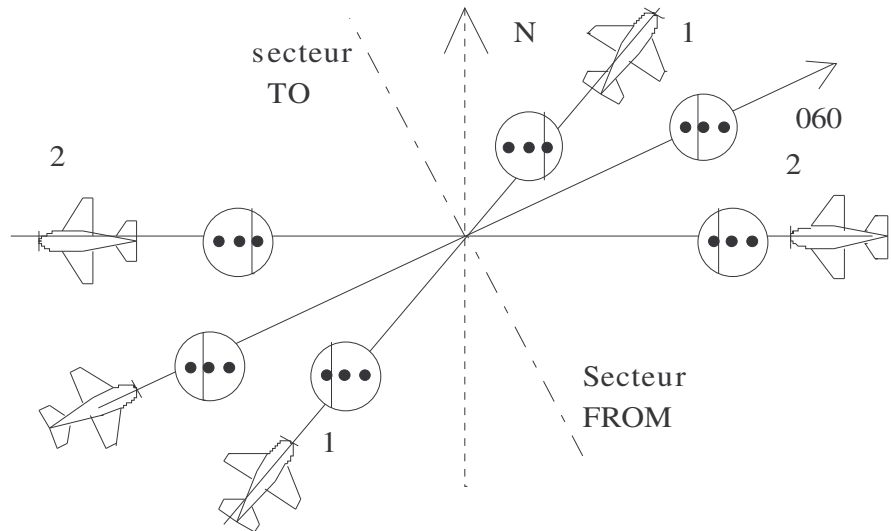
On affiche alors sur l'OBS le QDM (route magnétique pour atteindre la balise) que l'on désire suivre. Si l'avion se trouve sur cette route, la barre verticale est centrée sur le cadran. Si l'avion est décalé par rapport à cette route la barre est décalée à droite ou à gauche. Pour un décalage inférieur à 10° , la position de la barre permet de le connaître précisément. L'indicateur comporte également une indication TO ou FROM qui permet de savoir si on se situe dans le secteur de "rapprochement" ou

"d'éloignement" de la balise.

Le schéma suivant nous montre comment se répartissent les secteurs TO et FROM. Il nous montre également ce qu'indique l'OBS selon la position de l'avion par rapport à la balise lorsque le QDM 060 est sélectionné.

L'indication de l'OBS ne dépend pas du cap de l'avion mais uniquement de sa position par rapport à la balise.

Dans le cas de l'avion 1, dans le secteur TO, il a un cap vers la balise. La barre de l'OBS lui indique alors de quel côté se trouve la route qu'il a sélectionnée. On dit qu'il est directionnel. Lorsqu'il passe dans le secteur FROM, son cap l'éloigne de la balise. La barre de l'OBS lui indique toujours de quel côté se trouve la route qu'il avait choisie. L'OBS est toujours directionnel.



Pour l'avion 2 le cas est différent. Dans le secteur FROM, il se rapproche de la balise. La barre de l'OBS est à gauche du cadran alors que la route sélectionnée est à droite de l'avion. On dit que l'OBS est contre directionnel. Lorsqu'il passe dans le secteur TO, il s'éloigne de la balise et l'OBS reste contre directionnel.

Comme pour le radiocompas, il existe deux types de VOR. Les VOR de navigation (NAV) à grande portée et les VOR d'arrivée (T : terrain) à faible portée. Les principales caractéristiques des VOR sont données ci-dessous :

Type	Fréquences	Puissance (W)	Portée (Nm)	Précision
NAV	112-118 MHz (VHF)	100	200	± 2 à 3°
T	108-112 MHz (10 ièmes pairs)	10 à 50	25	$\pm 2^\circ$

Le VOR est un moyen de radionavigation fiable et précis. Il est insensible aux perturbations météo et donne une information continue utile dans toutes les phases du vol. Sa portée reste toutefois limitée et sa précision insuffisante pour assurer un atterrissage sans visibilité.

3.8.3 Le DME (Distance Measurement Equipment)

Les indications d'un VOR ou d'un radiocompas permettent de déterminer la direction d'une balise mais pas de la localiser précisément. Il manque l'information de distance. Le DME apporte cette information. Il se présente sous la forme d'un boîtier qui indique au pilote la distance entre l'avion et la balise. Si le système de gestion de vol de l'appareil est perfectionné, celui-ci peut également indiquer la vitesse de rapprochement de la balise et le temps restant avant de l'atteindre. Les DME sont constitués d'un équipement au sol et d'un équipement embarqué. Le dispositif à bord de l'avion interroge l'équipement au sol qui lui répond. En pratique les DME sont appariés aux VOR et lorsque le pilote sélectionne la fréquence d'un VOR, s'il est couplé à un DME, la fréquence de ce dernier est automatiquement sélectionnée.

Les caractéristiques techniques des DME sont les suivantes :

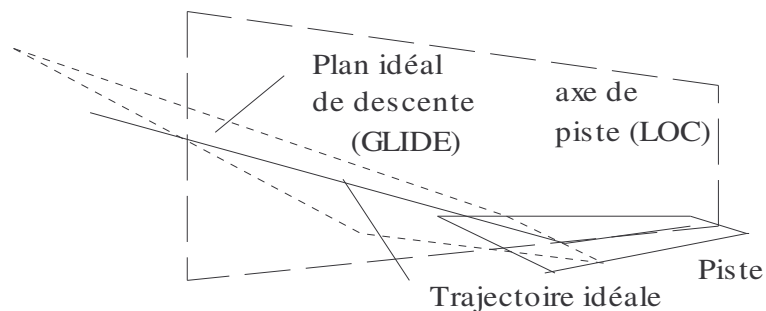
Type	Fréquences	Puissance (W)	Portée (Nm)	Précision
DME	1025-1215 MHz (UHF)	100	200 à 400	1/10 Nm + 0,2 % D

L'appareil possède une bonne portée. Il est capable de répondre aux interrogations simultanées d'une centaine d'avions, sa précision est correcte et il n'est pas perturbé par la météo. Le seul inconvénient qu'il présente est que la distance affichée est une distance oblique et non une distance horizontale (un avion volant à 10 000 m d'altitude à la verticale de la balise à une indication de 5,5 Nm soit 10 Km).

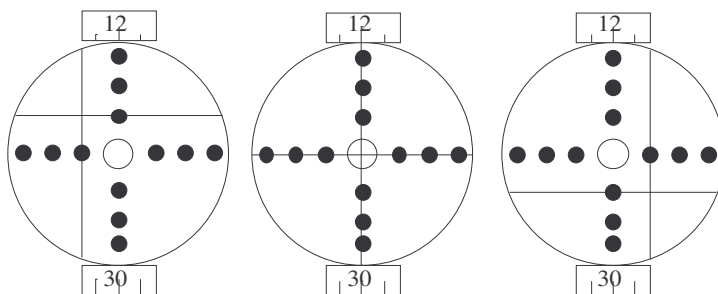
3.8.4 l'ILS (Instrument Landing System)

Les moyens de radionavigation vus jusqu'à présent permettent à un avion de se déplacer d'un terrain à un autre en assurant le maintien d'une trajectoire et d'un horaire précis. Ils sont suffisants du décollage jusqu'au début de l'approche finale. Pour cette dernière phase de vol, ils manquent de précision pour assurer un atterrissage en toute sécurité en cas de mauvaise visibilité. Pour cela les ingénieurs ont développé l'ILS. Cet appareil est constitué de deux balises permettant au pilote de savoir s'il est à droite ou à gauche de l'axe de la piste et s'il est au-dessus ou en dessous du plan de descente qui doit l'amener à se poser sur la piste.

La première balise est appelée LOCALIZER (LOC) et la seconde est appelée GLIDE. L'information des deux balises est centralisée sur un seul cadran de visualisation afin de faciliter le travail du pilote qui est assez délicat dans cette phase.



L'information du localizer est donnée comme celle d'un VOR sur un OBS. L'écart latéral maximal dans lequel on reçoit une information est de 10° de chaque côté de l'axe de piste. Le cadran présente une butée à $2,5^\circ$ de chaque côté. Le LOC est directionnel : si la barre est à gauche du centre du cadran, l'axe de piste est à gauche de l'appareil. Afin de se trouver dans une direction proche de l'axe de piste le pilote utilise un VOR ou un radiocompas. Il n'utilise l'information du LOC que lorsque l'indicateur n'est plus en butée. L'information du glide est donnée suivant le même principe mais en utilisant une barre verticale. Si la barre est en dessous du centre du cadran, le bon plan de descente est en dessous de la position actuelle de l'avion. Le glide possède une butée à $0,5^\circ$ au-dessus et en dessous du plan de descente idéal (incliné de $2,5^\circ$ par rapport à l'horizontale).



Les schémas ci-contre montrent la visualisation classique d'un ILS : Dans le premier cas l'avion est à droite du LOC et en dessous du GLIDE. Dans le deuxième cas il est idéalement positionné. Dans le troisième cas, il est à gauche du LOC et au-dessus du GLIDE.

Sur les avions modernes, la représentation de l'ILS est couplée à celle de l'horizon artificiel, de la vitesse et de l'altitude sur un seul écran afin que le pilote puisse acquérir toutes les informations dont il a besoin en observant un seul instrument.

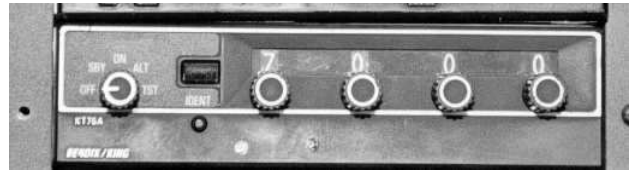
Les caractéristiques techniques des ILS sont les suivantes :

Type	Fréquences	Puissance (W)	Portée (Nm)	Précision
ILS	108-112MHz (10 ièmes impairs)	Loc : 100/Glide : 30	25/10 à $\pm 10^\circ$ axe	1/10° / 1/100°

L'ILS est un instrument fiable et précis qui autorise des débits de circulation importants. Il peut être couplé à un pilote automatique. L'infrastructure nécessaire est peu coûteuse mais nécessite d'être calibrée régulièrement et n'est utilisable que pour une seule piste et dans un seul sens. Les aéroports importants doivent donc s'équiper de 2 ILS par piste (un dans chaque sens).

3.8.5 Le transpondeur (ou IFF : Identification Friend or Foe)

Lors de la seconde guerre mondiale les Anglais avaient développé la détection des aéronefs par le système RADAR (Radio Detection And Ranging). Cela leur permettait de détecter l'arrivée d'avions ennemis. Rapidement ils se sont rendu compte qu'ils déclenchaient parfois l'alerte en détectant le retour d'avions amis. Ils ont alors développé un système qui permet aux opérateurs radar d'identifier les avions qu'ils détectent : l'IFF.



Il s'agit en fait d'un dispositif qui émet un signal codé que le pilote peut choisir. Les opérateurs radar voient apparaître sur leur écran le code affiché sur le pilote à côté du spot de l'avion. Ce dispositif permet aux aiguilleurs du ciel de reconnaître avec certitude les avions qu'ils contrôlent. Le signal affiché par le pilote est en fait une succession de 4 chiffres. En général les deux premiers sont associés à l'organisme de contrôle qui s'occupe de l'appareil, le troisième au contrôleur qui gère l'avion et le dernier permet au contrôleur de distinguer ses avions. Certains codes sont associés à des situations particulières :

7700 : Emergency (détresse)

7600 : Panne radio

7500 : Détournement d'avion

1300 : Ce code est utilisé par les avions circulant en basse altitude en vol non contrôlé.

A bord de l'appareil, l'IFF se présente comme un boîtier avec 4 chiffres affichés et une molette de réglage par chiffre. Un interrupteur permet de le mettre en route. Il possède également un bouton de test. Son bon fonctionnement est obligatoire pour pouvoir voler dans des espaces aériens contrôlés.

3.8.6 Le GPS (Global Positioning System)

Le développement des méthodes de communication par satellites a amené les experts militaires à imaginer un système de repérage basé sur la réception d'un signal émis par des satellites en orbite basse autour de la terre. La position des satellites peut être connue avec une grande précision. Si le récepteur reçoit les signaux de 3 satellites simultanément, en considérant la direction depuis laquelle proviennent ces signaux, il est capable de calculer sa position avec une très grande précision. Ce système s'appelle GPS-NAVSTAR. Il est constitué de 24 satellites assurant une couverture complète du globe terrestre. Il n'est plus réservé au domaine militaire et il trouve aujourd'hui une très large application dans le domaine civil. Il permet de repérer une position sur le globe avec une précision de l'ordre de 10 m. Il permet également de calculer la vitesse de déplacement, la route réellement suivie, le temps de vol restant jusqu'à un point donné, ... S'il est couplé à un ordinateur de bord et une centrale de navigation, il peut même donner la force et la direction du vent et informer le pilote automatique de l'appareil des corrections à apporter pour maintenir la trajectoire. La présentation des GPS est très variée. Elle peut être limitée à une information de cap à suivre et de vitesse, ou aller jusqu'à présenter une carte de navigation. Elle évolue avec le prix du récepteur (de 300 à 15 000 €). Ce système est en cours d'homologation par l'OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale) pour être utilisé officiellement comme moyen d'approche. Il permet une précision comparable à l'ILS et présente l'avantage de ne nécessiter aucune infrastructure au sol. Dans cette optique il serait obligatoirement couplé à une centrale de navigation pour renvoyer les informations sur un afficheur standard d'ILS.

Ce document a été réalisé par les coordonnateurs du CIRAS de l'Académie de LILLE (Frédéric WILLOT et Didier VANDERPERRE) à l'intention des animateurs des BIA. Il peut être reproduit et diffusé librement à des fins pédagogiques et non lucratives.

Crédits photographiques :

Les photographies et illustrations ont été réalisées par les auteurs.

Bibliographie :

« Initiation à l'aéronautique » T. du PUY de GOYNE, Y. PLAYS, P. LEPOURRY, J. BESSE Editions CEPADUES.

« Mécanique du vol » 2^{ème} édition A.C. KERMODE Editions MODULO

« Manuel du pilote d'avion – vol à vue », SFACT Editions CEPADUES

« Manuel du pilote – vol à voile », SFACT Editions CEPADUES