

2 La théorie du vol

Pourquoi apprendre la théorie du vol?

Face à l'impressionnante variété d'avions disponibles aujourd'hui, l'expression «avoir l'embarras du choix» acquiert une signification toute particulière pour le pilote contemporain. Certains appareils ne volent pas à plus de 100 kt, alors que d'autres peuvent atteindre des vitesses bien supérieures à 200 kt. Certains ne possèdent qu'un siège destiné au pilote et d'autres, bien que classés monomoteurs légers, peuvent transporter dix passagers et même plus. Certains présentent un profil d'aile à écoulement laminaire et d'autres, un profil conventionnel. Certains volent à plus de 3,5 fois leur vitesse de décrochage, alors que d'autres se contentent d'une vitesse de croisière égale à 1,3 fois leur vitesse de décrochage. Chaque appareil possède ses propres caractéristiques de vol. Le pilote qui a acquis une bonne connaissance des principes de base du vol saura prévoir le comportement de chaque appareil qu'il lui sera donné de piloter. Il découvrira rapidement quelle technique convient le mieux à chacun. Il saura reconnaître les charges auxquelles sera exposé un type d'avion particulier face à des conditions de vol anormales ou défavorables. L'apprentissage de la théorie de vol est essentiel, non seulement pour obtenir les meilleures performances, mais aussi dans un but sécuritaire.

On pourrait consacrer toute une vie à l'étude de la théorie du vol et de l'aérodynamique. De nouvelles théories sont constamment développées. Il arrive que les réponses à certaines questions soient difficiles à trouver, voire même incomplètes. C'est la raison pour laquelle l'information contenue dans ce chapitre ne constitue qu'une simple introduction à un sujet certainement très vaste et combien fascinant.

2.1 Les applications théoriques

2.1.1 Les forces agissant sur un avion en vol

Quatre forces agissent sur un avion en vol : la traction, la traînée, la portance et le poids.

1. **Traction** : force exercée par le moteur et l'hélice qui repousse l'air vers l'arrière dans le but de créer une réaction, c.-à-d. une traction vers l'avant.
2. **Traînée** : résistance à l'avancement, directement opposée à la traction.
3. **Portance** : force dirigée vers le haut qui soutient l'avion en vol.
4. **Poids** : force due à la gravité, dirigée vers le bas, et directement opposée à la portance.

Lorsque la traction et la traînée sont égales et opposées, on dit que l'avion est en état d'**équilibre**. Cela signifie qu'il continuera d'avancer au même taux de vitesse uniforme. (Équilibre réfère ici à un mouvement constant et non à l'état de repos.)

Quand l'une de ces forces devient plus grande que la force qui lui est opposée, l'état d'équilibre est rompu. Par exemple, si la traction est plus grande que la traînée, l'avion **accélère** ou prend

de la vitesse. Si la traînée est plus grande que la traction, l'avion **décélère** ou perd de la vitesse.

Pareillement, lorsque la portance et le poids sont égaux et opposés, l'avion est en équilibre. Cependant, si la portance devient plus grande que le poids, l'avion monte. Si le poids devient plus grand que la portance, l'avion descend.

Analysons la portance en premier lieu.

La portance

Selon les définitions des autorités aéronautiques, nous pourrions comparer un pilote d'avion à un enfant faisant voler un cerf-volant. Cette idée n'est pas si bête que ça...

Un cerf-volant est en fait un plan incliné dont le poids est supporté dans les airs par la réaction du vent venant à sa rencontre. Remplaçons la ficelle (qui empêche le cerf-volant de partir au vent) par un moteur et une hélice d'avion (qui eux, font avancer les ailes à l'encontre du courant) et nous remarquons que cette analogie n'est pas dépourvue de sens.

Les ailes d'avion sont conçues de façon telle que, lorsqu'elles se déplacent horizontalement à travers l'air, la force qui s'exerce sur elles engendre une **réaction** presque verticale. C'est cette réaction, appelée **portance**, qui soulève le poids de l'avion.

LE PROFIL AÉRODYNAMIQUE

Un **profil aérodynamique**, ou profil de voilure, se définit comme toute surface conçue de manière à obtenir une réaction de l'air qu'elle traverse, c'est-à-dire la **portance**. Les recherches ont démontré qu'une forme **courbée** ou **cambrée** convient le mieux à la création de la portance.

La **cambrure** d'un profil aérodynamique réfère à la courbure du dessus (**l'extrados**) et du dessous (**l'intrados**) de l'aile. Règle générale, l'extrados est plus cambré que l'intrados.



Image 1 – Profil aérodynamique

LA CRÉATION DE LA PORTANCE

«Mais qu'est-ce qui produit la portance?»

L'air circulant autour d'un profil aérodynamique obéit aux **lois du mouvement d'Isaac Newton**. L'air, étant un fluide gazeux, possède de l'inertie. Il obéit donc à la première loi de Newton qui dit qu'un corps en mouvement tend à rester en mouvement. La présence d'un profil aérodynamique altère l'écoulement uniforme de l'air. La deuxième loi de Newton dit qu'une force doit être appliquée pour modifier l'uniformité du mouvement. Le profil aérodynamique représente cette force qui agit sur l'air de manière à produire un changement de direction. L'application d'une telle force engendre une réaction égale et opposée (troisième loi de Newton) qui, dans le cas présent, s'appelle la **portance**.

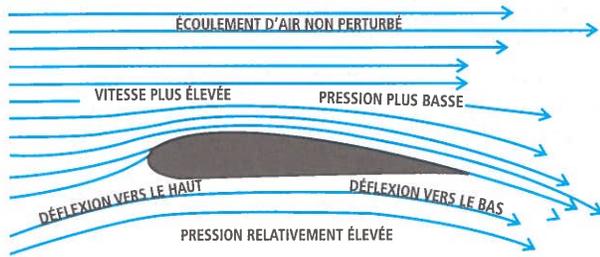


Image 2 – Écoulement d'air autour d'un profil aérodynamique

L'air qui circule au-dessus de l'aile en direction du bord de fuite se dirige non seulement vers l'arrière, mais aussi vers le bas. C'est ce qu'on appelle la **déflexion vers le bas**. En même temps, l'air qui circule en dessous de l'aile entre en contact avec l'intrados qui le fait dévier vers le bas. Pour mieux visualiser le phénomène, imaginez un ski ou un aquaplane se déplaçant sur l'eau. En exerçant sur l'air une force dirigée vers le bas, l'aile subit une contre-force dirigée vers le haut. Rappelez-vous la troisième loi de Newton. Pour chaque action, il existe une réaction égale et opposée. Donc, plus la quantité d'air repoussée vers le bas est grande, plus la portance est grande. L'air est lourd; son poids exerce une pression de **14,7 psi** au niveau de la mer. La réaction produite par la déflexion de l'air vers le bas est donc appréciable.

Le phénomène défini par le **Principe de Bernoulli** a également un effet sur la portance produite par l'aile qui traverse l'air. L'homme de science Daniel Bernoulli a découvert que, dans tout système, l'énergie totale demeure constante. Autrement dit, dans un système énergétique, quand un facteur augmente, un autre diminue en contrepartie. Prenons l'exemple de l'eau circulant dans un tube de venturi. L'eau, étant incompressible, doit augmenter de vitesse pour franchir l'étroit passage du venturi. L'eau qui s'écoule possède de l'énergie sous forme de pression et de vitesse. À l'intérieur du tube de venturi, la pression est sacrifiée (diminuée) au profit de l'accélération du débit.

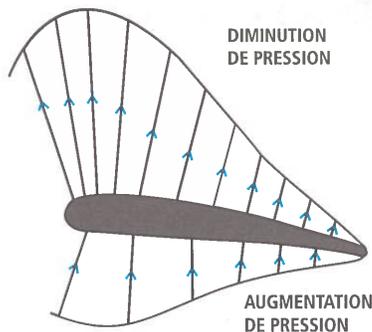


Image 3 – Distribution de la pression autour d'un profil aérodynamique

L'air est un fluide tout comme l'eau. On peut donc le considérer comme incompressible, du moins du point de vue de l'aérodynamique des vitesses. Il agit exactement comme l'eau dans un tube de venturi.

Imaginez que la courbe de l'extrados corresponde à la partie inférieure du tube de venturi. La partie supérieure de ce tube imaginaire représente les filets d'air non perturbés se trouvant au-dessus de l'aile.

L'air circulant sur l'extrados accélère lorsqu'il traverse l'espace étroit, tout comme il le fait dans un tube de venturi. Il en résulte une diminution de pression sur le dessus de l'aile qui aboutit au phénomène de la portance.

L'ÉCOULEMENT D'AIR RELATIF

L'**écoulement d'air relatif** est une expression utilisée pour décrire la direction de l'écoulement d'air par rapport à l'aile. (Ailleurs, on emploie parfois l'expression «vent relatif».) Si l'aile se déplace à la fois vers l'avant et vers le bas, l'écoulement d'air relatif, lui, se dirige vers le haut et vers l'arrière. Si l'aile se déplace horizontalement vers l'avant, l'écoulement d'air relatif se dirige horizontalement vers l'arrière. La trajectoire de vol et l'écoulement d'air relatif sont donc toujours parallèles, mais voyagent dans des directions opposées.

L'écoulement d'air relatif est créé par le déplacement de l'avion à travers l'air. Il est aussi créé par la circulation de l'air autour d'un corps stationnaire. À la rigueur, il sera créé par une combinaison des deux à la fois. Ainsi, durant la course au décollage, l'avion est affecté à la fois par l'écoulement d'air relatif créé par son déplacement sur le sol et par la masse d'air en mouvement (vent). En vol toutefois, l'écoulement d'air relatif résulte uniquement du déplacement de l'avion. La direction et la vitesse du vent n'ont aucun effet sur le vent relatif.

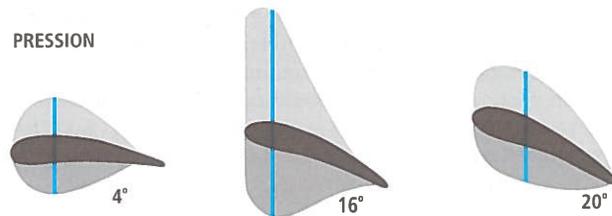


Image 4 – Changement de distribution de la pression avec l'angle d'attaque

L'ANGLE D'ATTAQUE ET LE CENTRE DE POUSSÉE

L'angle auquel le profil aérodynamique rencontre l'écoulement d'air relatif s'appelle l'**angle d'attaque**. (Voir 2.1.1 – Les forces agissant sur un avion en vol, image 5.)

Quand on augmente l'angle d'attaque, les variations de pression (au-dessus et en dessous de l'aile), de même que la quantité d'air repoussé vers le bas augmentent et cela, jusqu'à un certain point (angle de décrochage). Au-delà de cet angle, elles diminuent (image 4).

Si on veut bien considérer la distribution de la pression comme étant une seule force, on peut représenter cette force par une ligne droite. Le point où cette ligne croise la corde de l'aile s'appelle le **centre de poussée**.

Ainsi, nous remarquons que le centre de poussée se déplace vers l'avant aussi longtemps que l'angle d'attaque augmente, sans toutefois atteindre l'angle de décrochage. Au-delà de ce point, le centre de poussée revient en arrière. Les mouvements du centre de poussée rendent l'avion instable.

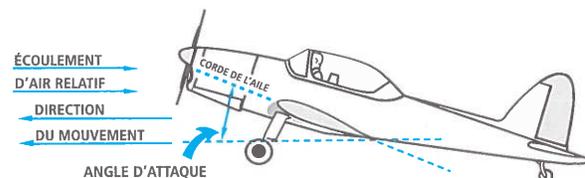


Image 5 – Angle d'attaque

Le poids

Le **poids** de l'avion est la force qui agit verticalement vers le centre de la terre. Il est dû à la gravité.

Tout comme la portance agit à travers le centre de poussée (ou de pression), le poids agit à travers le **centre de gravité (c.g.)**. Il s'agit du point par lequel passe la résultante de tous les poids des différentes parties de l'avion et ce, dans toutes les assiettes possibles.

La traction

La traction assure l'avancement de l'avion à travers l'air. Il existe plusieurs façons de produire cette force (réacteur, hélice ou fusée), mais toutes dépendent du principe qui consiste à repousser une quantité d'air vers l'arrière dans le but de causer une réaction, ou une traction, dirigée vers l'avant. L'effet reste le même que la traction soit produite par une hélice déplaçant une grande quantité d'air vers l'arrière à une vitesse relativement faible, ou qu'elle le soit par un réacteur déplaçant une petite quantité d'air vers l'arrière à une vitesse relativement élevée.

Une description détaillée des moteurs et des hélices se trouve à la section 3- Les moteurs d'avions.

La traînée

La **traînée** est la résistance à l'avancement de l'avion à travers l'air.

Pour que l'avion puisse se maintenir en vol, la portance doit être suffisante pour compenser le poids et la traction suffisante pour neutraliser la traînée.

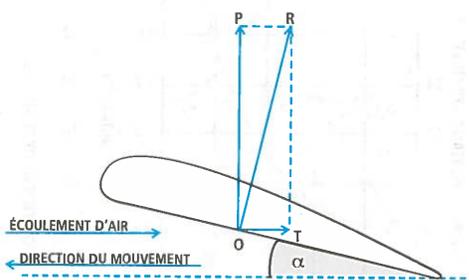


Image 6 – Forces agissant sur un profil aérodynamique

L'image 6 représente un profil aérodynamique se déplaçant à travers l'air et illustre le principe de la **résolution des forces**. La composante verticale «OP» est la portance; elle sert à supporter le poids de l'avion. La composante horizontale «OT» est la traînée. «OR» est la réaction résultant de ces composantes.

Étant donné que la traînée est une force directement opposée au mouvement du profil aérodynamique et que la tâche de la neutraliser est assumée par le moteur, il est souhaitable qu'elle soit aussi faible que possible.

Il existe deux principaux types de traînée :

1. **Traînée parasite** : nom donné à la traînée causée par toutes les parties de l'avion qui ne contribuent pas à la portance : fuselage, train d'atterrissage, haubans, antennes, réservoirs de bouts d'aile, etc. De plus, toute entrave à l'écoulement d'air occasionnée par des ouvertures, par exemple sur le capot, les ailes et les ailerons, ou les ailes et les volets, ajoutent à la traînée parasite.

On peut diviser la traînée parasite en deux parties :

- a) **Traînée de forme**, causée par la forme ou les contours d'un objet offrant une résistance à son déplacement à travers l'air.
- b) **Traînée de frottement superficiel** qui relève de la tendance de l'air à adhérer à la surface de l'objet autour duquel il est censé circuler.

Bien qu'on ne puisse éliminer complètement la traînée parasite, on peut la réduire substantiellement. Une méthode consiste à éliminer les parties de l'avion qui la causent. C'est pour cette raison que le train d'atterrissage escamotable a été inventé. Les montants d'aile ont été éliminés en faveur des ailes cantilever. Une autre méthode consiste à donner une forme aérodynamique aux parties qui ne peuvent être éliminées. On peut réduire considérablement la traînée de frottement superficiel en enlevant la saleté, la poussière, la boue et la glace qui recouvrent l'avion.

Même les pièces conçues individuellement avec le plus grand soin doivent éventuellement être assemblées pour former un avion complet. La résistance causée par les raccords (exemple : là où l'aile est attachée au fuselage, ou les montants à l'aile) s'appelle la **traînée d'interaction**. On la réduit en installant des carénages pour faciliter l'écoulement de l'air.

2. **Traînée induite** : traînée causée par les parties de l'avion qui participent activement à la création de la portance (c.-à-d. les ailes). Elle est en fait le résultat du travail fourni par les ailes pour soutenir l'avion en vol. Inhérente à la portance, on ne peut donc jamais l'éliminer. La traînée induite augmente lorsque l'angle d'attaque augmente, et diminue lorsqu'il diminue.

La **traînée induite** peut être réduite seulement au moment de la conception initiale de l'avion. Une aile à grand allongement (c.-à-d. très longue envergure et corde peu profonde) génère moins de traînée induite qu'une aile de courte envergure dont la corde est très profonde. On comprend pourquoi les planeurs sont munis d'ailes à grand allongement.

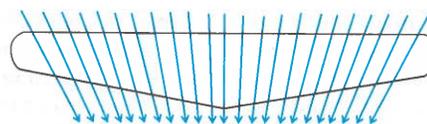


Image 7 – Écoulement de l'air sur l'extrados

Le phénomène des tourbillons de bout d'aile (ou tourbillons d'extrémité d'aile) témoigne de l'existence de la traînée induite.

Parce que la pression au-dessus de l'aile est inférieure à la pression atmosphérique environnante, l'air qui circule sur l'extrados tend à se diriger **vers le fuselage**.

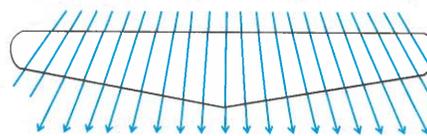


Image 8 – Écoulement de l'air sur l'intrados

L'air qui circule sous l'intrados tend à s'éloigner **vers l'extérieur** pour remonter ensuite sur l'extrados, en s'échappant par le saumon de l'aile et ce, à cause de la pression atmosphérique environnante qui est plus basse.

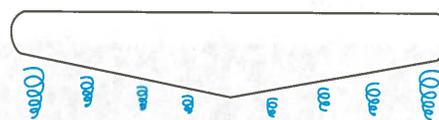


Image 9 – Tourbillons de bout d'aile

Quand ils se rencontrent au bord de fuite, les filets d'air circulant sur l'extrados et ceux de l'intrados se dirigent dans des directions opposées. Ceci engendre une série de remous et de tourbillons qui finissent par s'unir en un seul gros tourbillon aux extrémités d'aile. Ce sont les tourbillons de bout d'aile. L'air ainsi perturbé résiste à la progression de l'aile à travers l'air. Cette force de résistance se nomme la traînée induite.

Une grande quantité d'air doit être déplacée vers le bas pour supporter le poids de l'avion. L'air ainsi déplacé doit aller quelque part et tend à se déplacer vers l'extérieur le long de l'envergure, tel qu'expliqué précédemment. Il cherche à s'échapper par le bout de l'aile pour rejoindre la zone de basse pression existant au-dessus de l'aile où il affecte une partie du potentiel de portance. Évidemment, plus l'avion est lourd et plus la charge sur l'envergure est grande, plus grande sera la quantité d'air qui sera repoussé vers le bas. Donc la circulation d'air sera plus grande et la formation de tourbillons de bout d'aile ainsi que la traînée induite seront plus importantes.

Les considérations opérationnelles concernant le vol dans les zones de tourbillons de bout d'aile se trouvent à la section 10.4 – La turbulence de sillage.

Une augmentation de la vitesse n'entraîne pas une augmentation de la traînée induite. Au contraire, la traînée induite culmine lorsque l'avion vole lentement, quelques kt au-dessus de la vitesse de décrochage, c.-à-d. quand la portance est maximale et la vitesse minimale.

Les caractéristiques de la traînée induite produite par l'aile ne sont pas les mêmes près du sol qu'en altitude. À l'atterrissage et au décollage, le sol gêne la formation de tourbillons de bout d'aile importants. La traînée induite est donc plus faible lorsque l'avion se trouve très près du sol. Ce phénomène s'appelle l'effet de sol. (Voir 10.5.12 – L'effet de sol.)

Bien que la traînée induite ne puisse être entièrement éliminée, elle peut être réduite par un design judicieux au moment de la conception de l'appareil. Par exemple, la traînée induite associée à une aile longue et étroite est inférieure à celle d'une aile courte et profonde. On a aussi découvert que les ailettes supercritiques réduisent la traînée induite. Montée verticalement au bout de l'aile, l'ailette supercritique est une petite surface au profil aérodynamique. Elle crée des forces latérales qui atténuent l'écoulement marginal.

LES COURBES DE PORTANCE ET DE TRAÎNÉE

On sait que la valeur de la portance varie en fonction de l'angle d'attaque. Il en est de même pour la traînée. La portance dépend de la traînée. Bien qu'il est souhaitable d'obtenir le maximum de portance possible, cela ne peut se faire sans augmenter la traînée. Il s'agit donc de trouver le meilleur compromis.

La portance et la traînée d'un profil aérodynamique ne dépendent pas seulement de l'angle d'attaque, mais aussi des facteurs suivants :

1. La forme du profil aérodynamique
2. La superficie du profil (ou superficie de l'aile) - S
3. Le carré de la vélocité (ou vitesse vraie) - V^2
4. La densité de l'air - ρ

La formule pour déterminer la portance d'un profil aérodynamique : $C_L \times \frac{1}{2} \rho V^2 \times S$
de la traînée : $C_D \times \frac{1}{2} \rho V^2 \times S$

Les symboles C_L et C_D représentent respectivement le coefficient de portance et le coefficient de traînée. Ils dépendent de la configuration du profil et varient en fonction de l'angle d'attaque.

Le rapport portance-traînée exprime la relation qui existe entre la portance et la traînée. On l'obtient en divisant le coefficient de portance par le coefficient de traînée : C_L/C_D .

Les caractéristiques d'un profil aérodynamique se représentent facilement sur un graphique par des courbes. Ces courbes démontrent la valeur de la portance et de la traînée à différents angles d'attaque, le rapport portance-traînée, ainsi que le mouvement du centre de poussée (image 10).

Remarquez que la courbe de portance (C_L) pour ce type d'aile culmine à un angle d'attaque de 18°, pour ensuite diminuer rapidement. 18° est donc l'angle de décrochage.

La courbe de traînée (C_D) monte très rapidement à partir d'un angle d'attaque de 14°. Parvenue à un angle de 22°, elle dépasse la portance.

Le meilleur rapport portance-traînée «L/D» s'obtient à 0° d'angle d'attaque; c'est donc à cet angle qu'on obtient le maximum de portance pour le minimum de traînée.

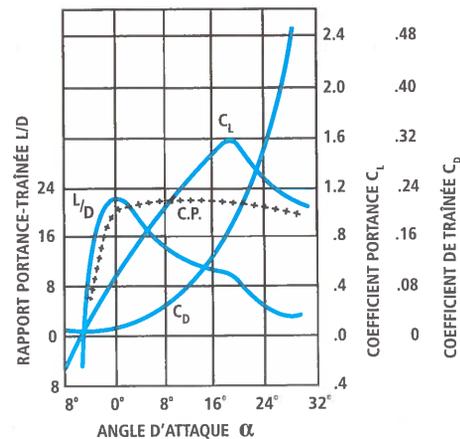


Image 10 – Courbe de portance et de traînée

Note : Les courbes de l'image 10 représentent un profil aérodynamique particulier, le Clark Y. Les valeurs de C_L , C_D et L/D par rapport à l'angle d'attaque diffèrent pour chaque type de profil. Le tracé des coordonnées de l'image 10 correspond, de manière générale, aux profils aérodynamiques en usage de nos jours.

Le centre de poussée «C.P.» se déplace progressivement vers l'avant jusqu'à un angle d'attaque de 12°. À compter de 18°, il recule vers l'arrière.

LA TRACTION DISPONIBLE ET LA TRAÎNÉE

L'avantage d'un moteur d'avion est sa puissance. La puissance générée par un moteur à pistons est utilisée pour faire tourner l'hélice qui, à son tour, produit la traction en repoussant un important volume d'air vers l'arrière.

On obtient le maximum de traction disponible d'un moteur d'avion à hélice lorsque celui-ci tourne à plein régime et que l'avion est immobile au sol. Dès que l'avion commence à se déplacer, la traction disponible diminue à mesure que la vitesse augmente. La raison principale est que la courbe de traînée monte rapidement au moment où l'avion commence à se déplacer. Parce que le poids et la configuration de l'avion ont un rapport avec la traînée, les deux jouent un rôle dans le scénario traction/traînée, le poids affectant la traînée induite et la configuration de l'avion, la traînée parasite.

On utilise la pleine puissance pendant quelques minutes au décollage. Cependant, quelques secondes après que l'avion a quitté le sol, on réduit la puissance au régime requis pour la montée. Une fois l'altitude de croisière atteinte, la puissance est réduite de nouveau, cette fois au régime de croisière qui se situe entre 65% et 75% de la puissance nominale maximale.

Si on augmente son poids, les performances de l'avion diminuent. Chaque livre additionnelle de poids qu'il transporte diminue les performances de l'avion.

Chaque augmentation de vitesse exige de l'avion davantage de puissance pour produire la traction nécessaire au maintien de la vitesse et de l'altitude voulues. La courbe de la puissance requise est habituellement en forme de U et elle est semblable à la courbe de la traînée. La puissance nécessaire à faire voler l'avion à une altitude constante varie en fonction de la traînée présente à différentes vitesses. Pour augmenter la vitesse, le poids et la configuration de l'avion restant les mêmes, un apport additionnel de traction/puissance est requis. Les essais et les résultats graphiques de ces tests révèlent entre autres que pour doubler la vitesse, il faut quadrupler la traction.

LE PROFILAGE

Il peut sembler superflu d'expliquer de nos jours en quoi consiste le profilage alors que même tous les jouets d'enfants le sont. Le profilage est une technique qui consiste en quelque sorte à façonner un objet de façon à le rendre moins résistant au mouvement, c.-à-d. de réduire la traînée qu'il engendre.



Image 11 – Effets du profilage

Un profil aérodynamique adoucit l'écoulement d'air, élimine les tourbillons, réduit la traînée et minimise l'énergie requise pour déplacer un corps dans l'air, tel que démontré à l'image 11.

LA TRAÎNÉE D'AILERON

On incline l'avion pour effectuer un virage. Un aileron s'abaisse et l'autre se lève. L'aileron descendant se retrouve dans la zone d'air comprimé (haute pression) en dessous de l'aile, causant ainsi de la traînée. Bénéficiant d'une position plus profilée, l'aileron montant crée moins de traînée. La traînée produite par l'aileron descendant s'appelle la **traînée d'aileron**. À moins d'être corrigé au moment de la conception de l'aileron, ce défaut tend à provoquer un mouvement de lacet dans la direction opposée à l'inclinaison.

Les **ailerons de frise** et les **ailerons différentiels** ont été conçus de manière à minimiser la traînée d'aileron. Dans le cas des ailerons différentiels, l'angle de l'aileron qui descend est inférieur à celui de l'aileron qui monte. De cette façon, même si l'aileron qui descend crée de la traînée, il en engendre moins qu'un aileron qui n'est pas conçu ainsi. L'aileron montant, qui parcourt un angle plus grand, crée davantage de traînée. La combinaison de ces effets résulte en un équilibre qui, dans une certaine mesure, amoindrit la traînée d'aileron. Quant aux ailerons de frise, le bord d'attaque de l'aileron montant déborde en dessous de l'aile, alors que l'aileron descendant est profilé.



Image 12 – Ailerons différentiels



Image 13 – Ailerons de frise

LA COUCHE LIMITE

La **couche limite** est une très mince couche d'air recouvrant la surface supérieure de l'aile (et toutes les autres surfaces de l'avion d'ailleurs). L'air étant visqueux, cette couche cherche à adhérer à la surface. Imaginons l'aile d'un avion en vol. Au début, la couche limite est lisse et régulière, suivant de près la courbe du profil. À ce stade-ci, elle porte le nom de **couche laminaire**.

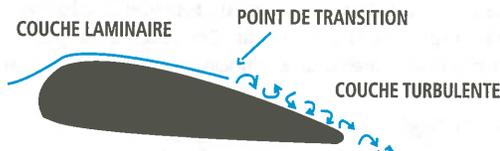


Image 14 – Couche laminaire et turbulente

En approchant du milieu de l'aile, la couche limite perd de la vitesse à cause de la traînée de frottement superficiel. Elle devient plus épaisse et turbulente. On l'appelle alors **couche turbulente**. L'endroit où la couche d'air cesse d'être laminaire pour devenir turbulente s'appelle le **point de transition** (image 14). La traînée de frottement superficiel devient relativement élevée au point de transition. À mesure que la vitesse augmente, le point de transition tend à avancer. Quand l'angle d'attaque augmente, le point de transition cherche aussi à avancer. Plusieurs méthodes ont été mises au point pour contrôler la couche limite et ainsi réduire la traînée de frottement superficiel.

La **méthode par succion** : cette méthode repose sur une série de fentes étroites pratiquées dans les ailes à partir de l'emplanture jusqu'au bout des ailes. Un vide aspire l'air à travers les fentes, empêchant ainsi le décollement des filets d'air et les forçant à suivre la courbe de l'aile. L'air aspiré est siphonné à travers des canalisations aménagées à l'intérieur de l'aile. Il est ensuite expulsé vers l'arrière pour procurer davantage de poussée.

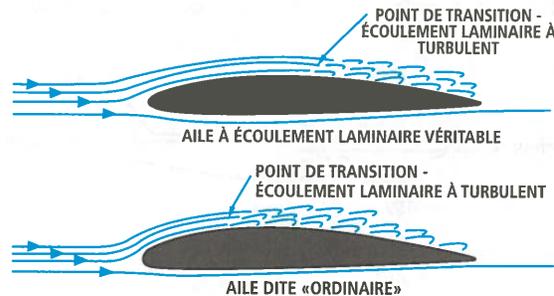


Image 15 – Points de transition

Le **profil à écoulement laminaire** : par sa conception même, l'aile à écoulement laminaire rend possible un meilleur contrôle de la couche limite. La partie la plus épaisse de l'aile à écoulement laminaire se situe à 50% de la corde. Le point de transition, c.-à-d. le point où l'écoulement laminaire devient turbulent, se trouve dans la partie la plus épaisse de l'aile ou aux environs. Comme on peut le voir sur les schémas de l'image 15, sur le profil d'aile à écoulement laminaire, le point de transition se trouve plus loin que sur le profil ordinaire. (Voir 2.1.2 – Le profil d'aile/Le profil d'aile à écoulement laminaire.)

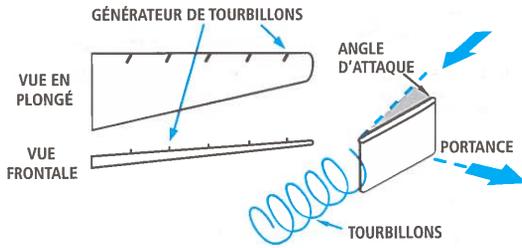


Image 16 - Générateur de tourbillons

Les **générateurs de tourbillons** (voir image 16) : ce sont de petites languettes d'environ un pouce de hauteur, placées en rang sur le bord d'attaque de l'aile. Ces générateurs sont placés à un certain angle d'attaque et, à l'instar de l'aile, engendrent des tourbillons. Leur rôle est d'empêcher ou de retarder le décollement de la couche limite en la régénérant. Ce système est plus léger et plus simple que la méthode par succion décrite précédemment.

Les couples

Le principe de l'équilibre a déjà été présenté au début de ce chapitre quand il a été question des forces qui agissent sur un avion en vol. Lorsque deux forces, par exemple la portance et la traînée, sont égales et opposées, mais parallèles parce que ne passant pas par le même point, on dit qu'elles forment un **couple**.

Un couple entraînera un **moment rotatoire** autour d'un axe donné, comme le démontre l'image 17.

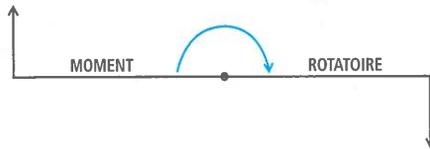


Image 17 - Effets d'un couple

Si le poids se trouve devant la portance, le couple créé fera cabrer le nez de l'avion vers le bas. Par contre, si la portance se trouve devant le poids, le couple fera piquer le nez vers le haut.

Si la traînée se trouve au-dessus de la traction, le couple créé fera cabrer le nez de l'avion vers le haut. Si la traction se trouve au-dessus de la traînée, le couple fera piquer le nez vers le bas.

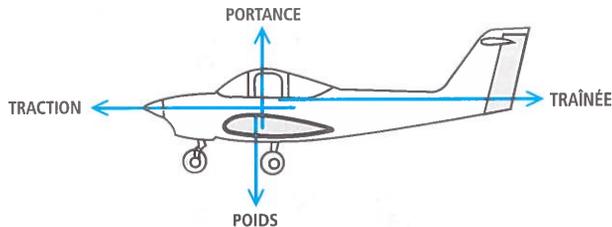


Image 18 - Forces agissant sur un avion en vol

À l'image 18, le poids se trouve devant la portance, et la traînée, au-dessus de la traction. Par conséquent, si on coupe le moteur et qu'il n'y a plus de traction, le couple dû au poids et à la portance fera naturellement tourner le nez vers le bas.

Dans le cas d'un hydravion (avion amphibie), lorsque la ligne de poussée se trouve au-dessus du centre de gravité de l'aéronef, comme dans le cas d'un moteur à propulsion orienté vers l'arrière, le poids sur la queue est tel qu'il contrebalancera la tendance à piquer du nez vers l'avant, ce qui crée une dynamique d'équilibre au lieu d'une dynamique de poids.

2.1.2 Le profil d'aile

Un facteur très important influençant la forme et la conception du profil de l'aile est l'environnement opérationnel auquel l'avion est destiné. Si l'avion est destiné au vol à basse vitesse, une aile épaisse sera plus efficace. Un profil mince convient mieux aux vitesses élevées.

Les profils aérodynamiques conventionnels

Les illustrations suivantes montrent plusieurs types de profils aérodynamiques dits conventionnels.



Faible cambrure - faible traînée - haute vitesse - aile mince idéale pour avions de course, chasseurs, intercepteurs, etc.



Cambrure prononcée - haute performance - basse vitesse - aile épaisse idéale pour les appareils de transport, de cargo, les bombardiers, etc.



Cambrure prononcée - haute portance - basse vitesse - aile mince - applications comme ci-dessus.



Faible portance - grande traînée - aile au bord de fuite relevé - déplacement très limité du centre de poussée - bonne stabilité.



Aile symétrique - cambrée sur l'extrados et l'intrados - semblable à ci-dessus.



Profil GA(W)-1 - Aile plus épaisse permettant une structure plus forte et un poids inférieur - bonnes caractéristiques de décrochage - la cambrure est maintenue plus loin vers l'arrière, ce qui augmente la portance et diminue la traînée.

Le profil à écoulement laminaire

Un autre type de profil très populaire sur les nouveaux avions est le **profil à écoulement laminaire**.

À l'origine, le profil à écoulement laminaire a été développé pour permettre à l'avion de voler à des vitesses plus élevées. L'aile à écoulement laminaire est généralement plus mince qu'une aile conventionnelle. Son bord d'attaque est plus effilé et les surfaces d'intrados et d'extrados presque symétriques. La différence majeure entre les deux types d'ailes réside dans le fait que la partie la plus épaisse de l'aile à écoulement laminaire se situe à 50% de la corde, tandis qu'avec l'aile conventionnelle, elle se situe à 25%.

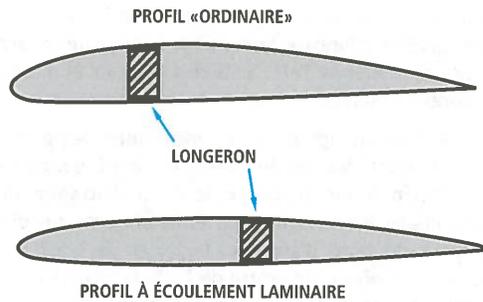


Image 19 – Profil à écoulement laminaire

L'effet produit par ce design consiste à conserver l'écoulement laminaire plus loin sur la corde de l'aile, permettant ainsi de contrôler le point de transition. L'aile à écoulement laminaire nécessitant moins d'énergie pour glisser à travers l'air, la traînée en est considérablement diminuée. La distribution de la pression sur l'aile à écoulement laminaire est beaucoup plus uniforme parce que la cambrure, du bord d'attaque jusqu'au point de cambrure maximum, est plus graduelle que sur une aile conventionnelle. En revanche, le point de transition se déplace plus rapidement vers l'avant au moment du décrochage.

La forme en plan de l'aile

La **forme en plan de l'aile** correspond à sa forme vue du dessus. L'aile peut être rectangulaire, elliptique ou en delta. Certaines ailes s'amincissent progressivement de l'emplanture aux extrémités. L'amincissement peut se remarquer sur le bord d'attaque, le bord de fuite, ou les deux dans certains cas.

L'**allongement** est le rapport qui existe entre la longueur ou l'envergure de l'aile et sa largeur (profondeur) ou corde. On le calcule en divisant l'envergure par la corde moyenne de l'aile **corde aérodynamique moyenne (MAC)**.

Par exemple, l'allongement d'une aile dont l'envergure est de 24 pi et la corde de 6 pi est de 4. L'allongement d'une aile dont l'envergure est de 36 pi et la corde de 4 pi est de 9. La superficie des deux ailes est identique (144 pi²), mais leurs performances en vol sont tout à fait différentes, en raison de l'allongement qui n'est pas le même.

L'aile présentant un grand allongement engendrera plus de portance et moins de traînée induite qu'une aile à petit allongement. C'est pour cette raison que les planeurs sont munis d'ailes à grand allongement.

L'angle d'incidence

L'**angle d'incidence** est l'angle auquel l'aile est inclinée en permanence par rapport à l'axe longitudinal de l'avion.

Bien choisir l'angle d'incidence permettra d'améliorer la visibilité en vol, de raffiner les caractéristiques de décollage et d'atterrissage, et de réduire la traînée en vol de croisière.

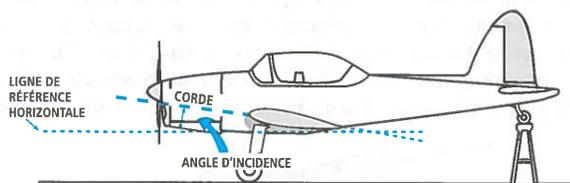


Image 20 – Angle d'incidence

L'angle d'incidence habituellement privilégié est l'angle d'attaque offrant le rapport portance-traînée optimal. (Voir 2.1.1 – Les forces agissant sur un avion en vol, image 10.) La plupart des avions modernes sont dotés d'un petit angle d'incidence positif

qui assure à l'aile un léger angle d'attaque lorsque l'avion est en croisière.

Les configurations de saumons d'aile

Des **saumons d'aile** spécialement conçus se sont avérés efficaces dans le contrôle de la traînée induite et des tourbillons de bout d'aile. Les tourbillons de bout d'aile détruisent la portance, engendrent de la traînée et occasionnent de l'instabilité aux angles d'attaque élevés et aux vitesses faibles. Toute méthode efficace de prévention améliore l'efficacité de l'avion.

L'installation de **réservoirs de bout d'aile** présente plusieurs avantages. Ces réservoirs augmentent l'autonomie de vol et permettent de répartir le poids sur une plus grande surface d'aile. Ils ont en outre l'avantage d'empêcher l'air de déborder par-dessus les saumons d'aile, ils atténuent l'intensité des tourbillons de bout d'aile et ils réduisent la traînée induite.

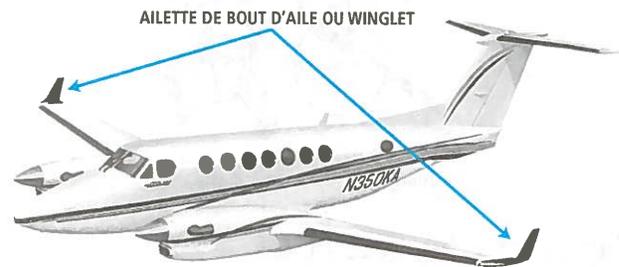


Image 21 – Ailette de bout d'aile ou winglet

Sur les petits avions qui ne possèdent pas de tels réservoirs, on installe parfois des **plaques de saumon d'aile**. Ces plaques ont la forme d'un profil d'aile, mais en plus large. Elles empêchent l'air de déborder par-dessus les saumons d'aile.

Un autre type de configuration est le **saumon d'aile rabattu**, également très efficace dans la prévention des tourbillons de bout d'aile.

Les **ailettes supercritiques** ont déjà été mentionnées précédemment. Ces petites surfaces verticales, montées aux extrémités d'aile, sont efficaces dans la prévention des tourbillons de bout d'aile. Elles présentent l'avantage d'être capables de générer suffisamment de portance pour contrer leur propre composante de traînée parasite.

Le gauchissement négatif/positif

Pour réduire la tendance de l'aile à décrocher soudainement lorsque l'angle de décrochage approche, les ingénieurs ont conçu ce qu'ils appellent le **gauchissement négatif/positif**. L'aile est tordue de façon à ce que l'angle d'incidence au bout des ailes soit inférieur à celui de l'emplanture. Les caractéristiques de décrochage se trouvent améliorées parce que la partie de l'aile située à l'emplanture décroche avant le bout de l'aile. Les ailerons, situés au bout des ailes, restent efficaces alors qu'une partie de l'aile est déjà décrochée. Une augmentation de l'angle d'incidence entraîne une augmentation de portance. Une diminution de l'angle d'incidence entraîne une diminution de portance.

On obtient la même amélioration des caractéristiques de décrochage en changeant complètement la forme de l'aile de l'emplanture au saumon. Pour le bout des ailes, les constructeurs utilisent un profil dont la particularité est de décrocher à un angle d'attaque légèrement plus grand.

Les barrières de décrochage (cloisons d'aile)

Les barrières de décrochage ressemblent à des nageoires montées verticalement sur l'extrados de l'aile. On les utilise pour contrôler l'écoulement des filets d'air. Sur les ailes en flèche, elles se situent environ aux 2/3 de l'aile à compter de l'emplanture. Leur rôle est d'empêcher les filets d'air de dériver vers les extrémités aux grands angles d'attaque. Sur les ailes droites, elles contrôlent l'écoulement autour des volets. Dans les deux cas, elles procurent un meilleur contrôle à basse vitesse et de bonnes caractéristiques de décrochage.

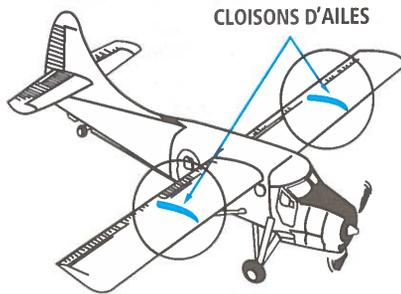


Image 22 – Cloisons d'aile

Les fentes, les becs et les volets de bord d'attaque

Les **becs de bord d'attaque** sont des profils aérodynamiques auxiliaires. Aux grands angles d'attaque, ils se déploient automatiquement sur le devant de l'aile. Lorsque l'angle d'attaque est élevé, la basse pression qui se trouve juste derrière le bord d'attaque sur l'extrados attire le bec hors de l'aile. Lorsque l'angle d'attaque diminue de nouveau, la pression d'air plus élevée repousse le bec à l'intérieur de l'aile. L'angle d'attaque du bec est moins grand que celui de l'aile même. L'écoulement uniforme de l'air au-dessus du bec tend à aplanir les tourbillons qui se forment sur l'extrados. Les becs sont habituellement installés sur le bord d'attaque de l'aile, près du saumon, pour améliorer le contrôle latéral.

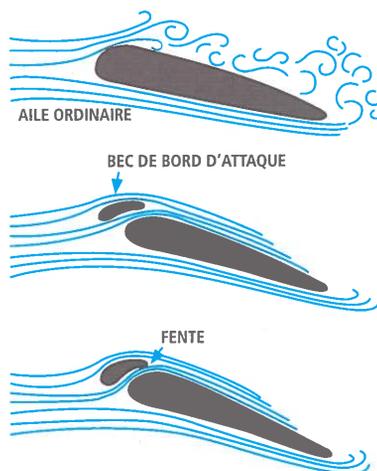


Image 23 – Ailes à fente

Les **fentes** sont des passages aménagés dans l'aile même à proximité du bord d'attaque. Aux grands angles d'attaque, l'air s'engouffre dans ces fentes pour ressortir sur le dessus de l'aile. Ceci a pour effet de réduire la turbulence occasionnée par les remous. Parfois, les fentes s'étendent sur toute l'envergure de l'aile. Quelquefois, on les retrouve seulement devant les

ailerons de sorte que la partie extérieure de l'aile continue de voler après que l'emplanture a décroché. Ce type de construction a l'avantage de préserver l'efficacité des ailerons et d'assurer un meilleur contrôle latéral.

Les ailes de certains appareils, en particulier les gros avions de transport, sont dotées de volets de bord d'attaque. Une espèce de vérin à vis repousse le bord d'attaque de l'aile contre une charnière installée sur l'intrados, ce qui provoque l'affaissement du bord d'attaque. Le **volet de bord d'attaque** ainsi **rabattu** accroît la cambrure de l'aile et, par le fait même, le coefficient de portance aux grands angles d'attaque. Le **volet Kreuger** accomplit essentiellement le même travail. Il s'agit d'un profil haute portance spécial qui se détache sur le devant du bord d'attaque au moyen d'une tringlerie à charnière.

Les spoilers

Les **spoilers (ou destructeurs de portance)** sont des dispositifs qu'on installe sur les ailes pour augmenter la traînée et réduire la portance. Ils consistent généralement en une longue bande de métal étroite, posée sur l'extrados dans le sens de l'envergure. Sur certains avions, ils sont reliés aux ailerons, de sorte qu'ils assurent conjointement le contrôle latéral. Le spoiler se déploie uniquement du côté de l'aileron qui monte; il détruit la portance de l'aile en question, aidant celle-ci à s'abaisser et l'avion à rouler à l'intérieur du virage.

Les spoilers remplacent parfois complètement les ailerons dans le contrôle du roulis. À noter que les spoilers ne font que monter. En ceci, les spoilers diffèrent des ailerons qui eux se lèvent pour diminuer la portance et s'abaissent pour l'augmenter. Leur rôle consiste uniquement à détruire la portance de l'aile. En utilisant les spoilers pour contrôler le roulis, il devient possible d'installer des volets sur toute l'envergure de l'aile, ce qui permet d'augmenter la portance à basse vitesse.

Les spoilers sont parfois reliés aux freins. Dans cette configuration, ils travaillent symétriquement et simultanément à produire une traînée supplémentaire et à détruire la portance à l'atterrissage. Ainsi, tout le poids de l'avion est transféré sur les roues, rendant le freinage beaucoup plus efficace.

Les aérofreins

Les **aérofreins** sont des dispositifs installés sur certains aéronaves de haute performance. Ils sont conçus pour assurer une descente optimale sans qu'il soit nécessaire de réduire la puissance au point de provoquer le refroidissement brutal du moteur. Ils sont particulièrement avantageux sur les aéronaves dont le plafond pratique est élevé. Ils servent aussi à établir une vitesse d'approche et une descente appropriées en configuration d'atterrissage. Lorsque déployés, les aérofreins produisent de la traînée sans modifier la courbure de l'aile. Ils sont généralement installés assez loin derrière sur la corde de l'aile, ne dérangeant pratiquement pas la portance, et dans une position latérale telle qu'ils ne risquent pas de perturber les filets d'air autour de l'empennage. Ils ont habituellement l'apparence de petites lames de métal logées dans des fentes dissimulées à l'intérieur de l'aile même. Lorsqu'activées à partir du poste de pilotage, elles pivotent vers l'extérieur de manière à former une plaque.

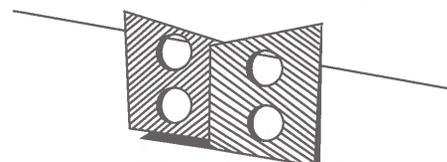


Image 24 – Aérofreins

Sur certains types d'aéronefs, des aérofreins sont installés à l'arrière du fuselage; dans ce cas, ils ont l'apparence de deux portes qui se déploient directement dans les filets d'air.

Les volets

Les **volets** sont des dispositifs de haute portance qui augmentent effectivement la cambrure de l'aile et dans certains cas, comme pour les volets Fowler, augmentent également la surface portante de l'aile. L'utilisation des volets assure de meilleures performances au décollage, une pente d'approche plus abrupte et des vitesses d'approche et d'atterrissage plus basses.

Sortis, les volets augmentent la cambrure de l'extrados, augmentant ainsi la pression négative (dépression) au-dessus de l'aile. En même temps, ils permettent d'augmenter la pression en dessous de l'aile. Au décollage, un réglage de volet entre 10° et 20° procure une meilleure performance et un meilleur angle de montée, avantages précieux lors des franchissements d'obstacles.

Cependant, l'utilisation des volets au décollage n'est pas recommandée par tous les fabricants. On les utilise seulement sur les avions qui possèdent suffisamment de puissance au décollage pour contrer le surplus de traînée résultant des volets déployés. Les recommandations du fabricant doivent toujours être suivies à la lettre.

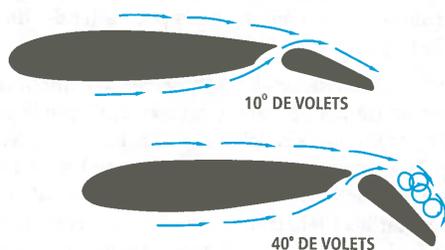


Image 25 – Réglage des volets

En effet, les volets augmentent la traînée. Plus les volets sont sortis, plus la traînée est grande. Environ à mi-chemin de leur parcours, l'augmentation de traînée dépasse l'accroissement de portance. À partir de ce moment, les volets font office de freins aérodynamiques. La majorité des volets se déploient jusqu'à un maximum de 40° par rapport à la corde de l'aile. Entre 20° et 40°, leur tâche principale consiste à améliorer les performances d'atterrissage en augmentant la pente d'approche, sans toutefois accroître la vitesse. Lors d'une approche avec obstacle, leur utilisation permet au pilote de se poser beaucoup plus près du seuil de la piste. Les volets autorisent également une vitesse d'atterrissage plus faible. Après l'atterrissage, ils agissent comme freins aérodynamiques pour aider au freinage de l'avion, sans pour cela nécessiter l'usage excessif des freins. On prévient ainsi l'usure prématurée des trains d'atterrissage, des roues et des pneus. En outre, une vitesse d'atterrissage basse atténue la tendance au cheval de bois.

Les volets simples et les volets d'intrados augmentent la portance, mais en même temps, ils augmentent considérablement la traînée. À toutes fins pratiques, ils ne sont efficaces qu'à l'approche et à l'atterrissage. Normalement, on ne les utilisera pas au décollage à cause du surplus de traînée qui réduit l'accélération.

En revanche, les volets à fente, tels les volets Fowler et Zap, produisent davantage de portance que de traînée. Leur emploi partiel est donc recommandé au décollage.

Du point de vue de l'efficacité aérodynamique, les volets Fowler sont généralement considérés comme offrant le plus d'avantages et le moins d'inconvénients, particulièrement sur les gros avions. Par contre, les volets à double fente sont favorisés sur les appareils plus petits.

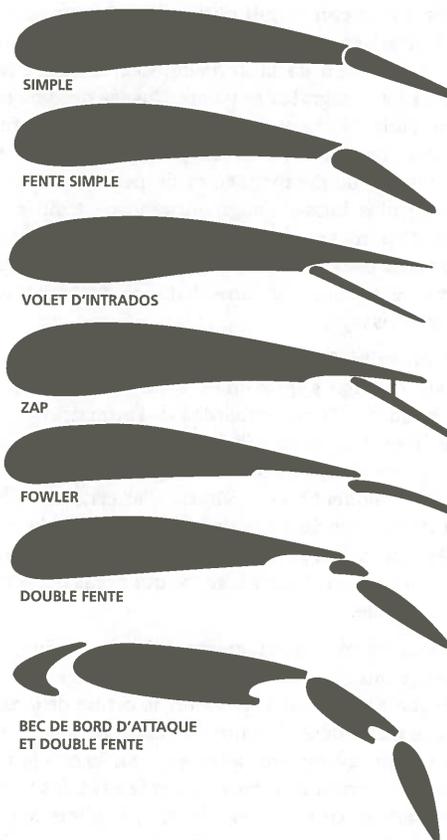


Image 26 – Volets

Les avions STOL (à décollage et à atterrissage court) utilisent fréquemment une combinaison de volets à double fente et de bords de bord d'attaque.

Les variations de réglage des volets affectent l'assiette de l'avion. Lorsqu'on abaisse les volets, le centre de poussée se déplace vers l'arrière, forçant ainsi l'avion à piquer du nez (mouvement de tangage vers l'avant). Sur certains avions cependant, l'abaissement des volets entraîne un tel changement dans l'écoulement des filets d'air sur la queue que le moment total force l'avion à relever le nez. Il est alors nécessaire de régler le compensateur (tab) à la position «nez bas».

Il est à noter que l'avion risque de perdre beaucoup d'altitude à la rétraction des volets. À basse altitude, on les remontera donc avec précaution.

La plupart des avions affichent une **vitesse maximale d'extension des volets (V_{FE})** au-delà de laquelle les volets ne doivent pas être déployés. Les volets ne sont pas conçus pour résister aux charges imposées par les vitesses élevées. Un bris structural pourra survenir à la suite d'une contrainte excessive résultant de l'abaissement des volets, alors que la vitesse de l'avion dépasse la vitesse maximale recommandée par le fabricant.

Une fois les volets sortis en vue de l'atterrissage, on ne les remontera habituellement pas tant que l'avion n'est pas au sol. En cas d'atterrissage manqué, les volets ne seront pas rentrés tant qu'on n'aura pas remis la puissance et que l'avion n'aura pas atteint sa vitesse normale de montée. Il est également recommandé de les remonter par étapes.

Combien de volets convient-il d'utiliser à l'atterrissage? Règle générale, l'atterrissage doit se faire à la vitesse la plus basse possible, compte tenu de la sécurité. Ceci requiert normalement l'utilisation intégrale des volets. L'usage des volets affecte le profil de l'aile de deux façons : la portance augmente, la traînée aussi. L'augmentation de portance a pour effet de réduire la vitesse de décrochage et de permettre une vitesse d'atterrissage plus basse. L'augmentation de traînée autorise une pente d'approche plus abrupte sans augmentation de vitesse. La traînée additionnelle causée par les volets complètement sortis se traduira en une distance de roulement plus courte à l'atterrissage.

L'avion qui atterrit à 50 kt, volets complètement sortis, aura une vitesse d'atterrissage approximative de 70 kt, volets rentrés. Dans l'éventualité d'une embardée à l'atterrissage, la force centrifuge libérée à 70 kt serait deux fois plus grande qu'à 50 kt et ce, parce que la force centrifuge augmente au carré de la vitesse. Il est évident qu'une vitesse d'atterrissage plus basse amoindrit les risques de perte de contrôle durant le roulement au sol. Elle impose aussi moins de contrainte sur les pneus, les freins et le train d'atterrissage, ce qui occasionne moins de fatigue structurale.

Il existe naturellement des facteurs qui, à l'occasion, décourageront l'usage intégral des volets à l'atterrissage. Ces facteurs incluent le poids de l'avion, la position du centre de gravité (c.g.), la trajectoire d'approche, le taux de descente désiré, ainsi que toutes les conditions de vent adverses, par exemple une composante vent traversier trop forte, des rafales et des turbulences extrêmes. Avec le temps et l'expérience, le pilote apprendra à évaluer ces facteurs et à en tenir compte au moment de choisir le réglage approprié.

En présence de certains vents traversiers, l'usage des volets est quelquefois complètement déconseillé sur certains avions. À cause de leur dimension, les volets offrent au vent une prise de taille lors de la circulation au sol (ou roulage). L'aile du côté au vent cherche à se relever. En outre, le vent traversier agissant sur les volets complètement sortis accentue l'effet de girouette, bien que ce problème ne soit pas aussi grave sur les avions munis d'un gouvernail de direction qui reste très efficace, même à basse vitesse. Cependant, sur plusieurs appareils, l'utilisation intégrale des volets empêche les filets d'air de circuler autour de l'empennage, rendant ainsi les gouvernails de direction et de profondeur inefficaces. La maniabilité de l'avion au sol s'en trouve grandement compromise. Puisqu'il est primordial de maintenir le contrôle de l'avion pendant toute la durée du roulement au sol, il sera peut-être préférable d'utiliser un réglage de volets plus faible par vent traversier. Quoiqu'il en soit, on verra à conserver la correction vent appropriée, compte tenu des vents existants, pendant toute la durée du roulement au sol.

2.1.3 Les axes d'un avion

L'avion tourne autour de trois axes. Ces axes passent par le c.g. de l'avion, c'est-à-dire le point d'équilibre central du poids total de l'avion.

L'**axe longitudinal** va du nez à la queue de l'avion, dans le sens de la longueur, à travers le fuselage. Le mouvement de l'avion autour de cet axe s'appelle le **roulis** et il est contrôlé par les ailerons. Pour actionner les ailerons, le pilote tourne le volant dans le même sens ou dans le sens contraire des aiguilles d'une montre (ou déplace le manche de gauche à droite). Ce mouvement fait baisser l'aileron d'un côté et remonter l'aileron de l'autre. Du côté de l'aileron descendant, la cambrure de l'aile augmente, ce qui accroît la portance et fait lever l'aile. De l'autre

côté, l'aileron montant déränge l'écoulement des filets d'air sur l'aile, ce qui diminue la portance et fait descendre l'aile. Le mouvement de roulis qui en résulte entraîne l'avion dans un virage.

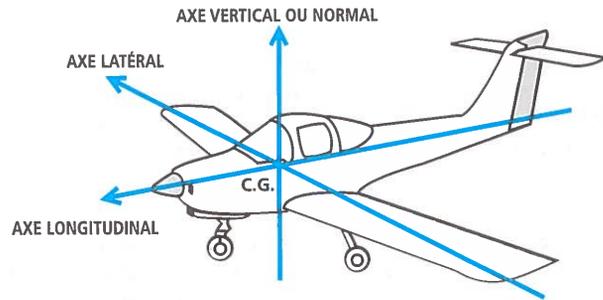


Image 27 – Les axes d'un avion

L'**axe latéral** s'étend transversalement d'un bout d'aile à l'autre. Le mouvement de l'avion autour de cet axe s'appelle le **tangage** et il est contrôlé par les mouvements du gouvernail de profondeur. Pour obtenir une assiette nez baissé, le pilote pousse le volant (ou manche) vers l'avant. Le gouvernail se déplace vers le bas, augmentant ainsi la cambrure du stabilisateur horizontal et, par le fait même, la portance de la queue. Pour obtenir une assiette nez relevé, le pilote tire le volant vers lui. Le gouvernail se déplace alors vers le haut, ce qui a pour effet de diminuer la portance de la queue et de la faire descendre.

L'**axe vertical**, ou **axe normal**, traverse verticalement le c.g.. Le mouvement de l'avion autour de cet axe s'appelle le **lacet** et il est contrôlé par le gouvernail de direction. Par exemple, le pilote appuie sur le palonnier gauche; le gouvernail de direction se déplace vers la gauche, directement dans les filets d'air. La pression exercée par les filets d'air contre le gouvernail repousse la queue vers la droite. Le nez de l'avion effectue un lacet vers la gauche.

Il existe un rapport direct entre les mouvements de l'avion autour de l'axe vertical et de l'axe longitudinal (c.-à-d. entre le lacet et le roulis). Par exemple, lorsqu'on appuie sur le palonnier droit pour produire un mouvement de lacet, l'aile gauche (extérieure au virage) se déplace plus vite que l'aile intérieure. L'aile gauche rencontre l'écoulement relatif à un angle d'attaque plus grand et à une vitesse plus élevée, et produit donc davantage de portance. Par conséquent, l'utilisation du gouvernail de direction conjointement avec les ailerons, contribuera à faire lever l'aile extérieure et ainsi effectuer un virage mieux coordonné.

Dans un roulis, l'avion cherche à s'engager dans la direction opposée au virage. Cette tendance résulte de la traînée d'aileron; on l'appelle le **lacet inverse**. Outre le surplus de portance résultant de l'augmentation de cambrure produite par l'aileron abaissé, l'aile montante acquiert également davantage de traînée induite. Ceci a pour effet de causer le dérapage de l'avion vers l'extérieur du virage. L'usage coordonné du gouvernail de direction et des ailerons corrige le lacet inverse.

Il existe deux variétés de **lacet** : statique et dynamique. Le **lacet dynamique** est le mouvement, ou la rotation de l'avion autour de l'axe normal. Le lacet statique réfère à une condition de l'avion qui vole avec un certain **angle de glissade** en vertu duquel l'axe longitudinal de l'avion n'est pas aligné sur la trajectoire de vol. Dans une glissade, le nez de l'avion est dévié vers la gauche ou la droite. Tout changement d'angle de glissade serait une forme de lacet dynamique.

L'équilibrage des gouvernes

Les gouvernes sont parfois équilibrées dynamiquement pour assister le pilote dans le maniement des commandes. L'image 28 illustre plusieurs dispositifs qui utilisent les réactions aéro-dynamiques pour atteindre ce but.

En plaçant une partie de la gouverne devant l'axe d'articulation, l'air qui vient frapper cette partie facilite le déplacement de la gouverne dans la direction voulue. Cette procédure, appliquée aux ailerons, aide également à contrer les effets du lacet inverse.

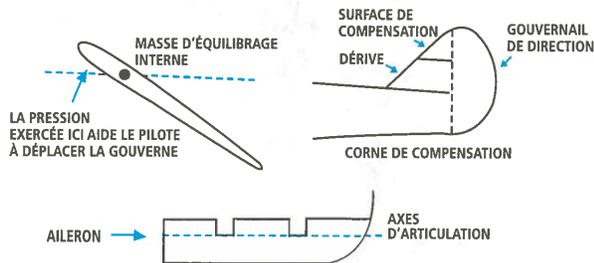


Image 28 – Équilibrage dynamique

On équilibre parfois les gouvernes en plaçant un poids (ordinairement en plomb) au contour profilé devant l'axe d'articulation de la gouverne. On appelle ce poids **masse d'équilibrage**. Son rôle consiste à éliminer les risques de vibration aéroélastique sur les gouvernes, vibration susceptible de se produire aux vitesses élevées. La masse peut être attachée de la manière illustrée à l'image 29, ou encore, insérée dans la partie interne de la gouverne située devant l'axe d'articulation lorsque le mode de compensation dynamique a été choisi.



Image 29 – Masse d'équilibrage

Il est très important de répartir correctement le poids sur une gouverne. Pour cette raison, lorsque la gouverne est repeinte, réparée, ou qu'une composante est remplacée, il est nécessaire de revérifier l'équilibrage et de procéder à des corrections si nécessaire. Pour effectuer ce travail, la gouverne est enlevée et placée sur un gabarit. Puis, on vérifie la position du c.g. selon les spécifications du constructeur. Puisqu'il n'y a pas écoulement d'air autour de la gouverne, elle doit obligatoirement s'équilibrer sur le c.g. spécifié. C'est ce qu'on appelle l'**équilibre statique**. Par exemple, l'aileron du Bonanza a été conçu de façon à être lourd du nez, avec un équilibrage de 0,2 po/lb. Le c.g. de l'aileron se trouve devant l'axe d'articulation central, ce qui rend la gouverne lourde du nez.

2.1.4 La stabilité

En vol, l'avion subit constamment l'influence de forces qui l'écartent de sa trajectoire normale de vol horizontal. Les colonnes ascendantes d'air chaud, courants descendants, rafales, etc., contribuent à rendre l'air turbulent, ce qui a pour effet de détourner l'avion de sa route. Le nez ou la queue de l'avion descend, ou encore une aile s'incline. La façon dont l'avion réagit à de tels bouleversements dépend des **particularités de sa stabilité**.

La **stabilité** est l'inclination naturelle d'un avion à conserver son assiette de vol rectiligne en palier et d'y retourner lorsqu'il s'en est écarté et ce, sans intervention de la part du pilote.

La **stabilité statique** est la tendance initiale de l'avion à reprendre sa position d'origine lorsqu'il s'en est écarté (mouvement d'oscillation initial de l'avion, image 30).



Image 30 – Stabilité statique et dynamique

La **stabilité dynamique** est la tendance globale de l'avion à retourner à sa position d'origine, après une série d'oscillations qui vont en diminuant (oscillations dont la courbe s'aplanit graduellement, image 30).

La stabilité sera :

1. **Positive**, ce qui signifie que l'avion créera des forces ou des moments qui l'aideront à reprendre sa position initiale,
2. **Neutre**, ce qui signifie que les forces de rétablissement sont absentes et que l'avion ne reviendra pas à sa position initiale, mais ne s'en éloignera pas davantage non plus,
3. **Négative**, ce qui signifie que l'avion créera des forces ou des moments qui chercheront à l'écartier davantage de sa position initiale. La stabilité négative est, en d'autres mots, l'**instabilité**.

Un avion stable peut voler pratiquement sans intervention de la part du pilote. Il est facile et agréable à piloter. En revanche, un avion trop stable manquera de maniabilité.

Un avion qui, à la suite d'une perturbation, oscille de plus en plus violemment, voire même jusqu'à décrocher ou à amorcer un piqué dangereux, sera qualifié d'instable, ou possédant une stabilité dynamique négative.

L'avion possédant une stabilité dynamique positive ne jouit pas nécessairement d'une stabilité statique positive. Par exemple, l'avion peut avoir été construit de façon à obtenir une stabilité statique négative et une stabilité dynamique positive, le tout ayant pour objectif une meilleure maniabilité. Autrement dit, les stabilités dynamiques et statiques, de même que positives et négatives, peuvent être combinées de bien des façons, selon les buts poursuivis.

L'avion pourra bénéficier d'une **stabilité inhérente**. La stabilité inhérente réfère aux caractéristiques incorporées au moment de la conception de l'avion. Toutefois, l'avion pourvu de stabilité inhérente pourra devenir **instable** à la suite du déplacement du c.g. (causé par la consommation de carburant, une mauvaise répartition du poids, etc.).

On parlera de stabilité :

1. **Longitudinale**,
2. **Latérale** ou
3. **Directionnelle**, si la perturbation affecte l'avion au niveau du a) **tangage**, b) **roulis** ou c) **lacet**.

La stabilité longitudinale

La stabilité longitudinale est la stabilité autour de l'axe latéral et porte le nom de stabilité de tangage.

Pour obtenir la stabilité longitudinale, l'avion est construit de manière à être lourd du nez lorsqu'il est chargé correctement. Le c.g. se trouve devant le centre de poussée. En cas de panne moteur, l'avion adoptera de lui-même une assiette normale de vol plané. C'est parce qu'il est lourd du nez que l'avion a besoin d'un stabilisateur horizontal. Le rôle du stabilisateur est de résister à cette tendance au piqué. Le plan fixe horizontal (ou stabilisateur) est ajusté à un angle d'incidence produisant une

La théorie du vol : la stabilité

portance négative qui maintient la queue abaissée. En croisière stabilisée, la tendance au nez lourd et la portance négative du plan fixe s'équilibrent parfaitement.

Deux facteurs principaux influencent la stabilité longitudinale :

1. La dimension et la position du plan fixe horizontal et
2. La position du c.g.

LE PLAN FIXE HORIZONTAL OU STABILISATEUR

Le **plan fixe horizontal**, ou **stabilisateur**, est placé à l'extrémité d'un bras de levier (le fuselage) pour assurer la stabilité longitudinale. Ses dimensions peuvent être modestes. Situé à l'extrémité du fuselage, il possède cependant une grande force de levier. Lorsque, à la suite d'une perturbation, l'angle d'attaque de l'aile augmente, le centre de poussée se déplace vers l'avant forçant le nez de l'avion à monter et la queue à descendre. Alors qu'elle descend, la queue rencontre les filets d'air à un angle d'attaque plus grand, obtient donc plus de portance et tend ainsi à rétablir l'équilibre.

Sur la plupart des avions, le plan fixe horizontal semble être ajusté à un angle d'incidence qui lui procure une portance positive. On se rappellera cependant que la queue est placée là où elle reçoit des filets d'air qui ont déjà été déviés vers le bas par les ailes. L'angle de déflexion vers le bas représente environ la moitié de l'angle d'attaque de l'aile. L'angle d'incidence choisi pour le stabilisateur est donc très important si on veut qu'il soit efficace.

LE CENTRE DE GRAVITÉ (C.G.)

La position du **centre de gravité** joue évidemment un rôle très important dans la stabilité longitudinale. Si le chargement de l'avion est tel que le c.g. se trouve trop en arrière, l'avion sera porté à adopter une assiette nez haut plutôt que nez bas. La stabilité inhérente fera défaut et même s'il est possible de corriger cette situation en braquant le gouvernail de profondeur vers le bas, le contrôle longitudinal de l'avion restera difficile, voire impossible dans certains cas extrêmes.

La stabilité latérale

La stabilité latérale est la stabilité autour de l'axe longitudinal et porte le nom de **stabilité de roulis**.

La stabilité latérale s'obtient par :

1. Le dièdre,
2. L'aile en flèche,
3. L'effet de quille,
4. La bonne répartition du poids

L'ANGLE DE DIÈDRE

L'**angle de dièdre** est l'angle que fait chaque aile par rapport à l'horizon (image 31). Le but du dièdre est d'améliorer la stabilité latérale.

Si une perturbation entraîne l'abaissement d'une aile, la force déséquilibrée (image 31) provoque une glissade dans la direction de l'aile basse. Ceci créera un courant d'air dans la direction opposée à cette glissade. Cet air rencontrera l'aile basse à un angle d'attaque plus grand que l'aile haute. L'aile basse recevra donc plus de portance et l'avion retournera par roulis à la position appropriée.

Étant donné que l'angle de dièdre incline l'aile par rapport à l'horizon, il en sera de même de la réaction de la portance qui se trouvera, elle aussi, inclinée par rapport à la verticale (image 31). Par conséquent, un angle de dièdre excessif diminuera la force de portance opposée au poids.

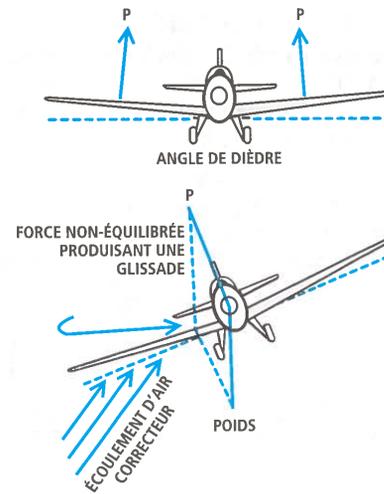


Image 31 – Effet de l'angle de dièdre

Quelques avions modernes présentent un angle de **dièdre négatif** ou de **dièdre positif** sur les ailes et/ou le plan fixe horizontal. Cette particularité offre certains avantages sur certains types d'avions. Cependant, elle exerce généralement un effet néfaste sur la stabilité latérale.

L'EFFET DE QUILLE

Le dièdre est habituellement réservé aux avions à aile basse, bien qu'on le retrouve également sur les avions à aile haute.

La plupart des avions à aile haute jouissent d'une bonne stabilité latérale grâce à la position élevée des ailes par rapport au fuselage; le poids se trouve donc bas. Lorsque l'avion est dérangé et qu'une aile s'abaisse, le poids agit comme un pendule pour retourner l'avion à sa position initiale.

L'AILE EN FLÈCHE

L'aile en flèche est une aile dont le bord d'attaque est incliné vers l'arrière.

Quand une perturbation fait glisser ou descendre l'aile en flèche, le bord d'attaque de l'aile basse se présente perpendiculairement à l'écoulement d'air relatif. Cette aile acquiert alors plus de portance, s'élève et l'avion reprend sa position initiale.

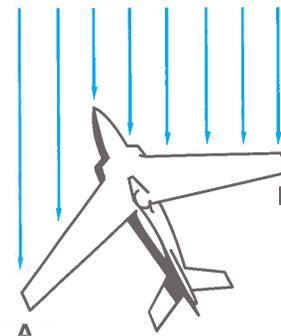


Image 32 – Aile en flèche

L'aile en flèche contribue également à la stabilité directionnelle. Lorsque la turbulence ou l'usage du palonnier provoque un mouvement de lacet (par exemple vers la gauche, image 32), l'aile droite (B) présente un bord d'attaque plus long, perpendiculaire à l'écoulement relatif. La vitesse de l'aile droite augmente et elle acquiert plus de traînée que l'aile gauche (A). La traînée supplémentaire de l'aile droite repousse celle-ci vers l'arrière, ramenant l'avion dans sa trajectoire de vol initiale.

La stabilité directionnelle

La stabilité directionnelle est la stabilité autour de l'axe normal ou vertical.

L'élément le plus important affectant la stabilité directionnelle est l'empennage vertical, c.-à-d. la dérive et le gouvernail de direction. L'effet de quille et l'aile en flèche contribuent également jusqu'à un certain point à la stabilité directionnelle.

LA DÉRIVE

Un avion cherche toujours à voler face à l'écoulement relatif. Cette tendance, qu'on pourrait comparer à l'effet de girouette, est directement attribuable à la **dérive** et, dans une certaine mesure, aux surfaces latérales verticales du fuselage. Si l'avion amorce un lacet qui le fait dévier de sa route, le courant vient frapper le côté de la dérive et force cette dernière à reprendre la ligne de vol initiale. Pour que la dérive contribue efficacement à l'effet de girouette, la surface latérale de l'avion se trouvant derrière le c.g. doit être plus grande que la surface latérale se trouvant devant. S'il en est autrement, l'avion aura tendance à tourner autour de l'axe vertical.

2.1.5 Les facteurs de rendement en vol

Le couple d'hélice (torque)

Vue du poste de pilotage, l'hélice tourne généralement dans le sens des aiguilles d'une montre. La réaction à la rotation de l'hélice fera tourner l'avion dans le sens contraire, soit vers la gauche. Ce penchant à tourner vers la gauche s'appelle le **couple de l'hélice**. Pour le vol de croisière, les constructeurs compensent l'effet de couple en construisant l'avion de manière à favoriser une légère tendance à tourner vers la droite. Par exemple, on donnera à l'aile gauche un angle d'incidence légèrement plus grand qu'à l'aile droite. Les tabs d'ailerons servent aussi à contrer le couple de l'hélice.

Le couple de l'hélice affecte le contrôle directionnel au moment du décollage. L'utilisation du palonnier droit corrigera ce problème durant la course au décollage.

La traction asymétrique

Une autre tendance à tourner vers la gauche est due à la **traction asymétrique** ou **facteur P**. Aux grands angles d'attaque et aux affichages de puissance élevée, par exemple au décollage, la pale descendante de l'hélice (à la droite du pilote) possède un angle d'attaque plus grand que la pale montante. Cette situation occasionne davantage de portance du côté droit de l'hélice, ce qui entraîne un mouvement de lacet vers la gauche. Une pression sur le palonnier droit annule cette tendance. La traction asymétrique importe seulement aux grands angles d'attaque. En vol de croisière, les deux pales de l'hélice rencontrent l'écoulement relatif au même angle et produisent une traction uniforme.

Sur des avions bimoteurs dont les pales tournent dans le sens horaire, une panne moteur du côté gauche est plus critique concernant le facteur P qu'une panne moteur du côté droit. La traction asymétrique du disque de l'hélice du moteur droit étant plus éloignée du c.g. de l'avion que celle de l'hélice du moteur gauche, ceci entraîne un fort lacet vers la gauche. Si les hélices du moteur droit tournent antihoraire et que celles du moteur gauche tournent dans le sens horaire, l'effet de levier est diminué.

La précession (gyroscopie)

L'hélice en rotation se comporte comme un gyroscope. Une particularité des gyroscopes est la **rigidité dans l'espace**. Ceci réfère à la tendance du gyroscope à garder le même plan de rotation et à résister tout changement de ce plan. Si on le force à en changer, la précession apparaît.

Dans le cas d'un avion à roue de queue, quand le pilote pousse sur le volant pour faire lever la queue durant la course au décollage, l'avion passe soudainement d'une position nez haut à une position nez bas, ce qui le fait virer brusquement vers la gauche. L'application du palonnier droit compense la tendance à la précession.

Le souffle de l'hélice (souffle hélicoïdal)

L'air repoussé vers l'arrière par la rotation de l'hélice suit une trajectoire en tire-bouchon. Ceci entraîne une **augmentation** de pression sur un côté de la queue et une **diminution** de pression sur l'autre côté. La queue est ainsi repoussée de côté, de la haute pression vers la basse pression, ce qui entraîne un mouvement de lacet. On corrige ce problème soit en décalant la dérive, soit en décalant la ligne de traction du moteur, soit en ajoutant des tabs sur le gouvernail de direction, ou encore en combinant deux et même toutes ces méthodes. Sur certains avions, le tab de compensation du gouvernail de direction se règle à partir du poste de pilotage à l'aide d'une commande. De cette manière, le pilote peut mieux compenser les variations de pression survenant au moment où l'avion passe de la montée au vol de croisière, puis à la descente.

Le souffle hélicoïdal produit un mouvement de lacet vers la gauche quand la manette des gaz est avancée pour la course au décollage, particulièrement sur les avions à roue de queue. Plus la vitesse augmente, moins la tendance est prononcée. L'utilisation du palonnier droit compense ce problème.

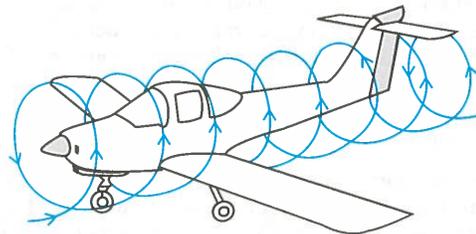


Image 33 – Souffle de l'hélice

Il serait intéressant de mentionner ici les effets relatifs du souffle des hélices tractives comparativement au souffle des hélices propulsives. L'hélice tractive, placée dans le nez de l'avion, repousse de l'air turbulent vers l'arrière à haute vitesse. Elle augmente ainsi considérablement la traînée du fuselage et de l'emplanture des ailes. L'hélice propulsive, placée à l'arrière de l'avion, offre de meilleures performances à haute vitesse, par suite de la diminution de ce type de traînée. Par contre, l'hélice tractive mord dans de l'air «calme»; son efficacité est donc meilleure que celle de l'hélice propulsive mordant dans de l'air perturbé. Néanmoins, du point de vue de l'efficacité globale, on considère l'hélice propulsive comme offrant le plus d'avantages.

La montée

Le moteur produit l'énergie nécessaire à soutenir l'avion en vol. La manette des gaz contrôle le débit de cette énergie. Le rôle du gouvernail de profondeur est de répartir, entre la vitesse et l'altitude, l'énergie produite par le moteur sous forme de traction. Le gouvernail de profondeur accomplit cette tâche en contrôlant l'angle d'attaque des ailes. Si, sans changement de

traction, on diminue l'angle d'attaque, la portance ne nécessite pas autant d'énergie, ce qui signifie qu'une plus grande portion de l'énergie totale est disponible pour la vitesse qui augmente. Si on augmente l'angle d'attaque, la portance requiert davantage d'énergie; il en reste donc moins pour la vitesse. Si le pilote tire sur les commandes (sans régler la manette des gaz), l'avion monte et perd de la vitesse. Par contre, si le pilote pousse sur les commandes (sans régler la manette des gaz) l'avion descend et prend de la vitesse.

En vol horizontal, le moteur doit produire une traction égale à la traînée pour que l'avion soit en équilibre. Si la puissance est augmentée, le pilote pourra maintenir l'avion en vol en palier, mais à une vitesse supérieure, simplement en abaissant légèrement le nez de l'avion (c.-à-d. en diminuant l'angle d'attaque). Si le pilote ne modifie pas l'angle d'attaque, l'avion prendra de l'altitude à cause de l'excédent de traction. Toute augmentation de la vitesse de l'écoulement relatif sur les ailes se traduit par une augmentation de portance. En ajustant la puissance (c.-à-d. en affichant n'importe quel réglage entre celui requis pour le vol de croisière normal en palier et celui correspondant à la puissance maximale) et en variant l'angle d'attaque, le pilote peut amoindrir ou accentuer l'angle et la vitesse de montée.

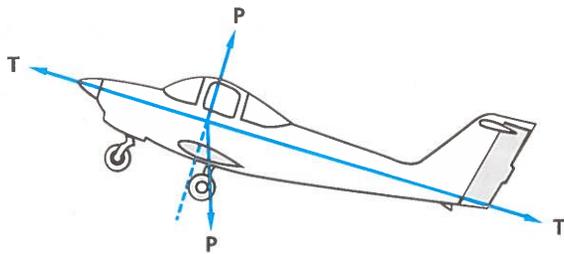


Image 34 – Forces en montée

Une fois établi en montée constante, l'avion est de nouveau en équilibre. L'avion en assiette de montée est incliné par rapport à l'horizon, ce qui fait qu'une partie du poids agit vers l'arrière et s'ajoute à la traînée. Par conséquent, la traction est égale à la traînée plus une composante du poids. La portance est égale au poids moins la composante du poids qui agit vers l'arrière.

L'aptitude de l'avion à monter dépend du surplus de puissance fourni par le moteur. Plus on monte en altitude, plus la densité de l'air diminue et plus la puissance du moteur diminue. La montée prend de plus en plus de temps à mesure que l'altitude augmente, jusqu'à devenir impossible. L'avion a alors atteint son plafond absolu.

Chaque avion possède un meilleur taux de montée (V_y) qui lui est propre. Il s'agit du taux de montée auquel on obtient le plus grand gain d'altitude dans le temps le plus court. Pour chaque avion, il existe une vitesse qui, à un réglage de puissance donné, procure le meilleur taux de montée. Le meilleur taux de montée est normalement employé au décollage (une fois les obstacles franchis) et maintenu jusqu'à ce que l'avion quitte le circuit.

Le meilleur angle de montée (V_x) est l'angle qui procure le plus grand gain d'altitude sur une distance donnée. On s'en sert pour les décollages sur terrain court avec obstacles. La vitesse qui correspond au meilleur angle de montée est quelque peu inférieure à celle du meilleur taux de montée. Puisque cette vitesse est relativement basse et qu'il circule moins d'air autour du moteur qu'il n'en faut pour assurer un bon refroidissement, la surchauffe du moteur est possible. Pour cette raison, le meilleur angle de montée doit être maintenu seulement jusqu'au passage des obstacles. Ensuite, on abaissera le nez de l'avion pour atteindre la vitesse du meilleur taux de montée.

Chaque pilote doit déterminer les vitesses correspondant au meilleur taux et au meilleur angle de montée et ce, pour chaque appareil qu'il utilise. Ces vitesses se trouvent généralement dans le manuel de vol de l'avion (Airplane Flight Manual). On n'oubliera pas cependant que les variations de poids entraînent une variation de ces vitesses.

Le taux de montée n'est pas affecté par le vent; il s'agit uniquement d'une mesure verticale des performances de l'avion. Le taux de montée n'a aucun rapport avec la vitesse-sol.

L'angle de montée, par contre, est fortement affecté par le vent. L'avion qui monte face au vent se déplace au-dessus du sol à une vitesse plus faible; il prend donc plus de temps à parcourir une distance donnée. Plus le vent est fort, plus la vitesse-sol est faible et plus l'angle de montée est abrupt.

La montée normale est le taux qu'il faut utiliser pour une montée prolongée en croisière. La vitesse de montée normale est toujours indiquée dans le manuel de vol de l'avion. Cette vitesse est généralement 5 à 10 kt au-dessus de la vitesse du meilleur taux de montée. Elle assure un meilleur refroidissement du moteur, un bon contrôle de l'avion et une meilleure visibilité à l'avant.

La descente en plané

En vol plané, le moteur ne fournit aucune puissance et l'avion se trouve sous l'influence de la gravité. Des quatre forces, la traction est maintenant absente et l'équilibre doit se faire uniquement entre la portance, la traînée et le poids.

À l'image 35, illustrant les forces présentes au cours d'une descente en plané, «R» représente la réaction totale, c.-à-d. la résultante de la portance et de la traînée. Elle est égale et opposée au poids.

L'angle de plané choisi par le pilote détermine la vitesse. Plus l'angle est abrupt, plus la vitesse est élevée; plus l'angle est faible, plus la vitesse est basse. Une vitesse trop élevée peut causer des dommages à la structure. Une vitesse trop basse peut entraîner un décrochage. Le pilote doit donc choisir l'angle de plané qui lui permettra de maintenir une vitesse suffisamment élevée pour garder l'avion en vol, mais pas élevée au point de compromettre la sécurité.

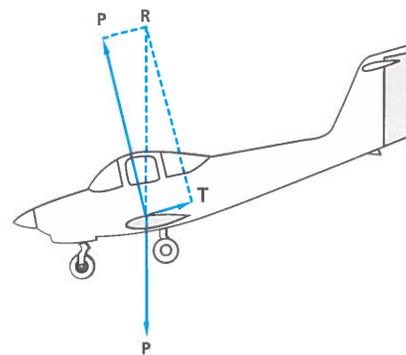


Image 35 – Forces en descente planée

L'avion en descente planée, puissance réduite à zéro, peut planer environ 20% plus loin lorsque l'hélice a complètement cessé de tourner que lorsqu'elle tourne en moulinet. L'hélice immobile produit uniquement une traînée égale à la traînée parasite résultant de sa forme. Une hélice qui tourne agit à la manière d'un moulin qui entraîne le moteur, mais sans produire de puissance. La puissance requise pour faire tourner l'hélice, et par le fait même le moteur, provient de l'écoulement d'air; elle représente environ 10% de la puissance nominale

du moteur. L'énergie requise pour entraîner une hélice qui ne produit aucune traction positive est donc une traction négative, soit de la traînée. Laisser une hélice tourner en moulinet est un peu comme essayer de pousser une voiture en panne sans mettre le levier de vitesse au point mort. Dans une configuration d'avion moteur tractif, l'hélice en moulinet canalise de l'air perturbé vers l'arrière autour des surfaces portantes, gênant ainsi la portance et générant de la traînée. (Immobiliser complètement une hélice qui n'est pas en drapeau devrait se faire uniquement en cas de panne moteur en vol et lorsqu'il n'existe aucune chance de redémarrer le moteur. La procédure qui consiste à relever le nez de l'avion et à immobiliser l'hélice exige de l'habileté; elle ne devrait être entreprise que si le pilote est confiant de pouvoir mener la manoeuvre à bien.)

L'ANGLE DE PLANÉ

Meilleure vitesse de plané pour parcours maximal : la meilleure vitesse de plané est atteinte lorsque le rapport portance-traînée est à son maximum, c.-à-d. lorsque l'avion parcourt la plus grande distance en vol plané. À cette vitesse, on obtient le vol de plané optimal, essentiellement un mélange judicieux de vitesse et de taux de descente qui permet à l'avion de parcourir une distance de plané maximal, pour une perte d'altitude donnée. Cette vitesse, procurant la distance de plané maximal, ou le meilleur rapport altitude-distance, est indiquée dans le **manuel de vol de l'avion**.

Si le pilote essaie de planer à un angle d'attaque plus grand ou plus petit que l'angle donnant le meilleur rapport «P/T», dans chaque cas, la distance de plané sera inférieure. Si on diminue l'angle d'attaque pour que la vitesse augmente, la traînée augmente également et la trajectoire de descente devient plus abrupte en air calme. Si on augmente l'angle d'attaque pour diminuer l'angle de plané, le taux de descente diminue, mais seulement jusqu'à un certain point. Cependant, la vitesse diminue aussi. Cette diminution de vitesse a pour conséquence de réduire la vitesse-sol, ce qui entraîne un angle de plané plus prononcé et une distance de plané plus courte.

Le vent est un facteur qui affecte la trajectoire de plané. Un fort vent, de face ou de dos, peut entraîner soit une augmentation, soit une diminution de l'angle de plané.

Lors d'une descente en plané par fort vent debout, on peut parcourir une plus grande distance au-dessus du sol en maintenant le nez de l'avion plus bas que l'assiette procurant le meilleur rapport P/T. Premièrement, l'augmentation de vitesse amène une augmentation de la vitesse-sol qui, dans ce cas-ci et contrairement à la descente planée en air calme ou par vent léger, résulte en une trajectoire de descente moins abrupte. Deuxièmement, en effectuant la descente à une vitesse légèrement supérieure, l'avion complète sa descente planée en moins de temps et est donc soumis moins longtemps aux effets du vent.

Meilleure vitesse de plané pour autonomie maximale (parfois appelée **endurance**) : cette vitesse, légèrement inférieure à la vitesse du meilleur rapport «P/T», est celle qu'il faut pour obtenir un taux de descente minimal. Occasionnellement, le but est de demeurer le plus longtemps possible dans les airs, plutôt que de parcourir la plus grande distance possible. Règle générale, cette vitesse n'est pas indiquée dans le **manuel de vol** de la plupart des avions légers, parce qu'elle diffère peu de la vitesse procurant le meilleur rapport «P/T». Toutefois, cette vitesse peut s'avérer très importante dans certains cas; les pilotes de planeur la connaissent particulièrement bien. Elle correspond approximativement à 1,1 fois la vitesse de décrochage sans moteur.

L'APPROCHE AVEC MOTEUR

La technique d'approche sans moteur (vol plané) doit être maîtrisée par l'étudiant au cas où il aurait un jour à effectuer un atterrissage forcé dû à une panne moteur. Toutefois, la méthode d'approche normale est l'approche au moteur. Grâce à la puissance, l'angle de descente est moins abrupte et le taux de descente est mieux contrôlé. Sur les avions légers, **l'approche au moteur** est recommandée pour les atterrissages par vent fort ou turbulent. L'approche au moteur et la technique d'atterrissage court au moteur servent aussi aux atterrissages sur la neige molle, le sable ou la boue, ainsi qu'aux avions sur flotteurs amerrissant sur un plan d'eau miroitant. Pour effectuer une approche au moteur, on doit :

1. Réduire la puissance
2. Permettre à l'avion d'atteindre la vitesse d'approche désirée
3. Ajuster l'angle de descente
4. Maintenir une vitesse constante et régulariser le taux de descente au moyen de la puissance. La vitesse normale recommandée pour les approches au moteur, atterrissages courts, est égale à 1,3 fois la vitesse de décrochage sans moteur.

Les virages

Pour mettre l'avion en virage, on exécute un mouvement de roulis qui éloigne les ailes de la position horizontale normale de vol en palier. En virage, la force de portance, qui agit toujours à 90° par rapport à l'envergure, est également inclinée par rapport à la verticale. Conséquemment, les forces verticales de portance et de poids ne sont plus en équilibre. À moins que l'angle d'attaque ne soit augmenté pour produire davantage de portance, l'avion descendra.

Dans les virages, la force de portance comporte deux composantes : une qui agit verticalement et l'autre horizontalement. La composante verticale s'oppose au poids, tandis que la composante horizontale entraîne l'avion dans le virage. Cette force horizontale est la **force centripète**. Elle contre la **force centrifuge** qui, en virage, cherche à entraîner l'avion vers l'extérieur du virage.

À l'image 36, «OW» représente le poids de l'avion. La composante «OA» équilibre le poids de l'avion. «OC» représente la force centripète nécessaire à contrebalancer la force centrifuge. «OP» est le facteur de portance totale résultant.

Plus l'angle d'inclinaison est grand, plus la portance totale doit être grande pour effectuer un virage en palier. La composante verticale de la portance doit demeurer suffisante pour compenser le poids. À toute augmentation de l'angle d'inclinaison doit correspondre une augmentation de la portance totale afin d'obtenir la force centripète nécessaire à vaincre la force centrifuge croissante. On atteint ce but en augmentant l'angle d'attaque, c.-à-d. en tirant sur les commandes.

Plus l'angle d'inclinaison est grand (pour une vitesse donnée) plus :

- a) le taux de virage est grand
- b) le rayon de virage est petit
- c) la vitesse de décrochage est élevée
- d) le facteur de charge est grand.

Plus la vitesse est grande (pour un angle d'inclinaison donné) plus :

- a) le taux de virage est lent
- b) le rayon de virage est grand.

La théorie du vol : les facteurs de rendement en vol

Les virages en montée ou en descente s'exécutent de la même façon que les virages en palier. Les facteurs qui agissent sur un avion effectuant un virage en montée ou en descente sont les mêmes que ceux qui agissent sur un avion effectuant un virage en palier, sauf que, au lieu de garder une assiette constante, on maintient une montée ou une descente constante. Il faut de plus tenir compte de la puissance et du contrôle de l'assiette.

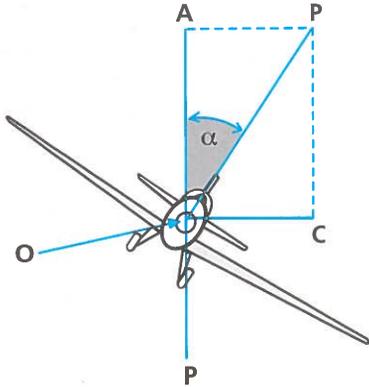


Image 36 – Forces agissant sur un virage

Dans un virage en montée, la puissance nécessaire est plus grande que celle requise dans une montée rectiligne. Dans un virage en descente, il est nécessaire de réduire à divers degrés la puissance (comparativement à la puissance de croisière), voire même de la réduire complètement pour obtenir la vitesse et l'angle de descente voulus qui soient en outre sécuritaires et en deçà des limites.

La stabilité latérale d'un avion qui exécute un virage en montée ou en descente est affectée par l'angle auquel l'écoulement d'air relatif (autrefois le vent relatif) rencontre chaque aile. Dans un virage descendant, l'aile intérieure, dont le rayon est plus petit, rencontre l'écoulement relatif à un angle d'attaque plus grand et obtient davantage de portance. Cependant, l'aile extérieure obtient également davantage de portance parce qu'elle voyage plus vite. Un effet compense l'autre de sorte que, dans un virage descendant, l'angle d'inclinaison tend à demeurer constant.

Dans un virage ascendant, l'aile extérieure, qui décrit une spirale vers le haut, rencontre l'écoulement relatif à un angle d'attaque plus grand que l'aile intérieure, de plus elle obtient une portance additionnelle en raison de sa vitesse supérieure. Par conséquent, l'angle d'inclinaison a tendance à augmenter dans un virage ascendant.

LES FACTEURS DE CHARGE DANS LES VIRAGES

En vol rectiligne horizontal, l'avion possède un facteur de charge de 1, ou 1G. Les virages augmentent le facteur de charge. Plus l'angle d'inclinaison est grand, plus le facteur de charge est élevé. Un angle d'inclinaison de 60° produit un facteur de charge de 2, ce qui rend le poids réel de l'avion égal à 2 fois son poids normal. Dans un virage à 60° d'inclinaison, l'avion qui pèse normalement 2500 lb en vol horizontal, pèsera l'équivalent de 5000 lb. Un virage à très grande inclinaison peut faire monter le facteur de charge jusqu'à 10 fois la charge normale. Sur certains types d'avions légers, une inclinaison de 80° ou plus peut causer le bris de la structure.

En se référant à l'image 37, on constate que le facteur de charge augmente avec l'angle d'inclinaison. Cependant, il existe des manoeuvres autres que les virages qui imposent des facteurs de charge élevés.

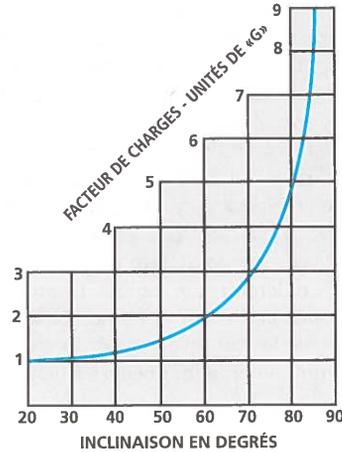


Image 37 – Facteurs de charge dans les virages

Par exemple, quand on lève le nez de l'avion plus ou moins brusquement, le facteur de charge augmente en conséquence. Donc, si le pilote tire brusquement sur les commandes dans un virage, les forces de G résultant de cette manoeuvre s'ajoutent à celles déjà produites par l'inclinaison. Le facteur de charge combiné peut excéder les limites structurales de l'avion. Le pilote aura avantage à toujours se montrer prudent lorsqu'il exécute des manoeuvres nécessitant des mouvements excessifs sur les commandes, surtout quand elles impliquent plus d'un plan.

Le décrochage

Le décrochage survient lorsque l'aile est incapable de produire suffisamment de portance pour compenser le poids de l'avion. Un écoulement laminaire uniforme et régulier sur le dessus de l'aile est nécessaire à la portance. Le décrochage survient lorsque l'angle d'attaque augmente au point que les filets d'air sont incapables de suivre la cambrure de l'extrados. Les filets se séparent de l'aile et deviennent turbulents, la déflexion des filets d'air et la pression différentielle se trouvent grandement diminuées; s'ensuit une perte de portance. L'avion cesse de voler. C'est ce qu'on appelle le décrochage.

L'endroit où l'écoulement d'air se détache de l'aile porte le nom de **point de décollement** (séparation).

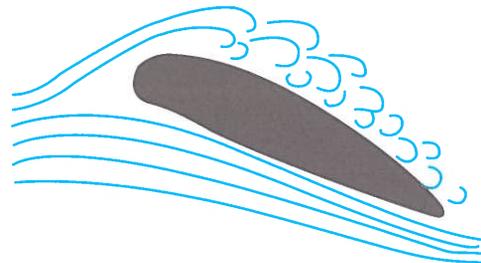


Image 38 – Décrochage

Aux vitesses de croisière élevées, l'angle d'attaque positif est très petit et le point de décollement se situe près du bord de fuite. Aux basses vitesses, on doit augmenter l'angle d'attaque pour maintenir une altitude constante. Le point de décollement se déplace alors vers l'avant. Lorsque l'angle d'attaque augmente tellement que le point de décollement sort des limites pour lesquelles l'aile a été conçue, un décrochage survient obligatoirement. L'angle de décrochage se situe ordinairement aux environs de 20°, mais varie selon la forme du profil.

L'avion décroche dès que l'angle d'attaque critique est dépassé.

Il décroche à n'importe quelle vitesse si l'angle d'attaque critique est dépassé.

Il décroche dans n'importe quelle assiette dès que l'angle d'attaque critique est dépassé.

Peu d'avions légers possèdent un indicateur d'angle d'attaque. La vitesse doit donc servir de guide pour identifier l'approche du décrochage. Sur certains appareils, une légère vibration de la cellule peut aussi aider le pilote à reconnaître l'approche du décrochage. Ce phénomène se produit lorsque l'air circulant au-dessus de l'aile commence à devenir turbulent. Cette vibration peut également être ressentie sur les commandes. Une nouvelle augmentation de l'angle d'attaque généralisera la vibration et entraînera une brusque diminution du contrôle latéral. Une telle situation survient lorsque les ailerons perdent leur efficacité à cause du décollement des filets d'air. Quand les ailes décrochent complètement, c'est qu'elles ont perdu toute leur portance. L'avion pique du nez.

Sur la plupart des avions, le décrochage se produit graduellement, grâce au gauchissement de l'aile qui permet à l'emplanture de décrocher avant le bout de l'aile. Le pilote averti saura reconnaître les symptômes et apporter une correction dès qu'il percevra une baisse d'efficacité des ailerons, avant que la portance ne soit complètement perdue.

Les profils à haute portance, courbés sur le dessus et pratiquement plats en dessous, décrochent ordinairement à une vitesse inférieure et à un angle d'attaque plus grand que les profils symétriques conçus pour les vitesses élevées, ou les profils à écoulement laminaire en usage sur les avions modernes.

Un avion convenablement chargé décrochera à une **vitesse indiquée** très proche de la vitesse de décrochage publiée dans le **manual de vol**. À toutes fins pratiques, cette vitesse de décrochage restera la même, quelle que soit l'altitude.

On se rappellera que l'assiette, la vitesse et l'angle d'attaque d'un avion n'obéissent pas à des relations constantes.

LES FACTEURS AFFECTANT LE DÉCROCHAGE

Poids : le poids affecte la vitesse de décrochage d'un avion. Un poids additionnel oblige l'avion à maintenir un angle d'attaque plus grand pour produire la portance nécessaire à le soutenir en vol. Par conséquent, l'angle d'attaque critique sera atteint à une vitesse plus élevée.

Centre de gravité (c.g.) : Puisque la distribution du poids varie à l'intérieur des limites de centrage permise, la vitesse de décrochage et les caractéristiques de décrochage sont affectées. À mesure que le c.g. se déplace de la position maximale arrière à la position maximale avant, la vitesse de décrochage augmente. La charge (dirigée vers le bas) imposée sur l'empennage horizontal augmente lorsque le c.g. de l'avion se déplace vers l'avant. On peut considérer cette charge comme faisant partie du poids de l'avion parce qu'elle agit dans la même direction que le poids de l'avion (c.-à-d. vers le bas). La vitesse de décrochage, nous le savons déjà, augmente avec une augmentation de poids.

Par contre, il est évident que si le c.g. se déplace vers l'arrière, la vitesse de décrochage diminue. Cependant, le pilote ne tentera jamais de tirer avantage de ce fait en chargeant l'avion passé les limites arrières de centrage dans le but de réduire la vitesse de décrochage. Cette façon d'agir compromettrait certainement

la stabilité longitudinale, entraînerait de violentes caractéristiques de décrochage et rendrait la récupération difficile dans l'éventualité d'un décrochage.

Turbulence : la turbulence affecte la vitesse de décrochage. Les courants d'air ascendants entraînent une augmentation rapide de l'angle d'attaque à cause du changement de direction de l'écoulement relatif par rapport à l'aile. Si, au même moment, la vitesse de l'avion est relativement basse, on risque de décrocher.

Virages : en augmentant l'angle d'inclinaison, la portance requise pour maintenir le vol en palier augmente également, en raison de l'accroissement du facteur de charge associé à l'inclinaison même de l'appareil. Pour augmenter la portance, le pilote doit augmenter l'angle d'attaque de l'aile. Par conséquent, dans les virages, l'angle de décrochage est atteint à une vitesse plus élevée qu'en vol horizontal. La plupart des manuels de vol renferment un tableau semblable à celui de l'image 39 qui indique la vitesse de décrochage à divers angles d'inclinaison. On peut aussi calculer cette vitesse en utilisant une formule assez simple : vitesse de décrochage normale multipliée par la racine carrée du facteur de charge imposé. Le tableau suivant donne des valeurs typiques de facteur de charge et la racine carrée de ces valeurs :

| Angle d'inclinaison | Facteur de charge | Racine carrée |
|---------------------|-------------------|---------------|
| 15° | 1.04 | 1.02 |
| 30° | 1.15 | 1.07 |
| 45° | 1.41 | 1.19 |
| 60° | 2.00 | 1.41 |
| 75° | 3.86 | 1.96 |

64 kt est la vitesse normale de décrochage de l'avion de l'image 39. À 30° d'inclinaison, la vitesse de décrochage est de 64 kt x 1,07 (racine carrée du facteur de charge de 1,15), soit 68,48 kt.

Volets : comme l'indique l'image 39, en augmentant le potentiel de portance de l'aile, l'utilisation des volets entraîne une réduction de la vitesse de décrochage.

| VITESSE DE DÉCROCHAGE SANS PUISSANCE | | | |
|--------------------------------------|---------------------|-----|-----|
| POIDS BRUT MAX. 2800 LB | ANGLE D'INCLINAISON | | |
| | 0° | 30° | 60° |
| CONFIGURATION | | | |
| VOLETS RENTRÉS | 64 | 69 | 91 |
| VOLETS 20° | 57 | 61 | 81 |
| VOLETS 40° | 55 | 59 | 78 |

Image 39 – Tableau des vitesses de décrochage

Neige, givre et glace : une accumulation de givre, de neige ou de glace sur les ailes modifie substantiellement leurs caractéristiques de portance et entraîne une augmentation de la vitesse de décrochage, de même qu'une diminution de l'angle d'attaque de décrochage. Même une couche très mince de givre peut entraver l'écoulement uniforme des filets d'air sur l'extrados en provoquant la séparation de la couche limite. Pour un angle d'attaque quelconque, la séparation de la couche survient bien avant le point normal. La portance diminue fortement, de même que l'angle d'attaque, alors que la vitesse de décrochage augmente.

Sur le profil dégagé de l'image 40, le point de décollement entre l'écoulement laminaire et l'écoulement turbulent se trouve près du bord de fuite et l'angle de déflexion est assez grand. On se rappellera que cet angle joue un rôle primordial dans la création de la portance. Sur le profil recouvert de givre de l'image 41, le point de décollement se trouve beaucoup plus à l'avant, en dépit du fait que l'angle d'attaque des deux profils soit le même (environ 12°, ce qui représente approximativement le meilleur angle de montée). L'angle de déflexion est considérablement amoindri, de même que la portance.

Décoller avec un appareil dont l'une des surfaces critiques est recouverte de givre, de neige ou de glace est contraire au Règlement de l'aviation canadien (RAC). Les surfaces critiques sont les ailes, les surfaces de contrôle, les rotors, les hélices, les stabilisateurs horizontaux et verticaux, ou tout autre surface stabilisatrice de l'appareil et, dans le cas d'un avion doté de moteur(s) à l'arrière, la surface supérieure du fuselage.

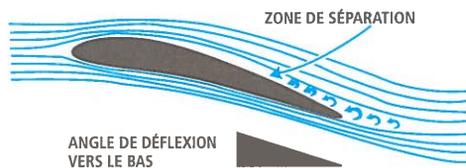


Image 40 – Angle de déflexion

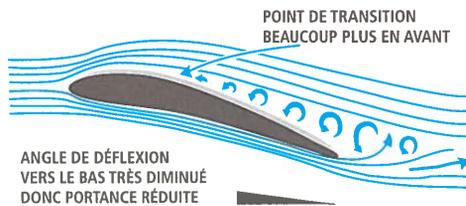


Image 41 – Angle de déflexion contaminé

C'est ce qu'on appelle le **concept de l'avion propre** et il est essentiel à la sécurité des vols. Les surfaces critiques devront être inspectées avant le décollage et trouvées libres de contamination. On enlèvera toute accumulation de neige, de givre ou de glace en plaçant l'avion dans un hangar chauffé ou en utilisant des produits et/ou méthodes de dégivrage approuvés. Se fier uniquement aux dispositifs de dégivrage ou de prévention du givrage pour effectuer ce travail en vol est tout à fait inacceptable.

Les couches de givre, de glace ou de neige dont l'épaisseur et la rugosité sont comparables à du papier de verre moyen ou gros peut réduire jusqu'à 30% la portance de l'aile et accroître la traînée jusqu'à 40%. Recouvert de ce qui semble être une mince couche de givre, l'avion réussira peut-être à quitter le sol, mais dès qu'on lui relèvera le nez en vue de la montée, un décrochage risque de survenir à un angle d'attaque qui normalement procurerait à un profil dégagé un angle de montée sécuritaire. La perte de portance et la diminution de l'angle d'attaque de décrochage ne découlent pas uniquement de la contamination de la surface de l'aile, mais également, et peut-être davantage encore, de la contamination du bord d'attaque de l'aile.

Si une mince couche de givre peut produire des effets aussi nuisibles sur la portance, une accumulation de neige et de glace sera pire encore. Il est possible que la vitesse de décrochage augmente tellement que l'avion ne puisse atteindre une vitesse suffisante pour décoller ou, qu'ayant quitté la piste, il ne puisse se maintenir en vol. Le poids de l'accumulation de glace ou de neige s'ajoute naturellement au poids de l'avion, mais ce facteur poids est vraiment secondaire comparé aux effets que

l'accumulation peut avoir relativement à l'écoulement des filets d'air sur l'extrados. Givre, neige et glace doivent toujours être complètement enlevés avant le décollage.

La saleté et les insectes gênent aussi l'écoulement des filets d'air. Un bon nettoyage laissera la surface libre de toute contamination.

Il ne faut jamais présumer que la neige folle ou fondante et l'eau se détacheront seules de l'avion durant la course au décollage. Au contraire, elles pourraient fort bien geler solidement sur les ailes et l'empennage à ce moment-là. On possède d'ailleurs certaines preuves à l'effet qu'une diminution de température survient dans l'écoulement d'air sur l'extrados à mesure que la pression diminue et que la portance est créée. La baisse de température n'est que de quelques degrés, mais quand la température ambiante est très proche du point de congélation, les surfaces peuvent se refroidir suffisamment pour transformer tout liquide en glace durant la course au décollage.

En ce qui concerne les aéronefs dont les réservoirs de carburant sont logés dans les ailes, la température du carburant risque d'affecter considérablement la température de la surface de l'aile au-dessus et en dessous des réservoirs. Après le vol, il est possible que la température du carburant soit beaucoup plus froide que la température de l'air ambiant et, en fonction de certaines variables, comme la teneur en eau des précipitations et la température de la surface des ailes, il se peut que du verglas (glace transparente) se forme sur les ailes au-dessus des réservoirs. À remarquer qu'il est difficile de déceler la présence du verglas. C'est ce qu'on appelle le phénomène d'**ailes imprégnées de froid**. Le givre peut également se former sur des ailes imprégnées de froid lorsque l'humidité relative est élevée. Ce type de contamination se produit généralement lorsque les températures ambiantes sont supérieures à 0 °C. En pareil cas, le givre tend à se reformer rapidement, même si on l'a déjà complètement enlevé une première fois.

Par contre, lorsqu'on remplit les réservoirs de carburant tiède par temps froid, il se peut que la neige fonde aux alentours des réservoirs. Ce liquide peut geler de nouveau avant le décollage. (Voir 6.10 – Le givrage et 10.1.6 – La contamination superficielle critique.)

Pluie abondante : des études récentes révèlent qu'un avion mis en présence de pluie abondante subit une perte de portance et un accroissement de traînée en raison de l'effet qu'a la pluie sur la couche limite et la surface de l'aile. Les gouttes de pluie qui viennent frapper le bord d'attaque accélèrent vers l'arrière et pénètrent dans la couche limite, réduisant ainsi la vélocité de l'écoulement d'air. Ceci entraîne le décollement prématuré de la couche limite, un accroissement de la traînée et un décrochage précoce.

La pluie rend également rugueuse la surface de l'aile. Une mince pellicule d'eau se forme sur la surface. Le choc provoqué par les gouttes d'eau qui viennent percuter la surface forme des petites dépressions et des rides dans la pellicule d'eau, contribuant à rendre la surface de l'aile rugueuse. L'effet ainsi produit sur la portance et la traînée n'est pas sans rappeler celui causé par le givre.

Il est possible que l'avion décroche avant que l'avertisseur de décrochage ne soit activé. Cet appareil avertit le pilote d'un décrochage imminent juste avant que l'avion atteigne l'angle d'attaque de décrochage normal. Les ailes contaminées par la glace, la neige, le givre ou la pluie abondante décrochent à un angle d'attaque très inférieur à l'angle d'attaque de décrochage normal ou préétabli.

Les profils à écoulement laminaire sont particulièrement sensibles à toute rugosité qui modifie la nature de la couche limite; on peut donc s'attendre à ce qu'ils soient affectés par la pluie abondante. Les avions de configuration canard ont prouvé être plus difficiles à contrôler sous une pluie abondante.

Les effets de la pluie abondante sont plus prononcés dans les configurations de vol de haute portance comme le décollage. On croit que les pertes de performance aérodynamique les plus significatives et les plus dévastatrices se produisent dans les pluies torrentielles associées aux averses et aux orages.

Il est évident que la clé de la prévention des problèmes associés à la pluie abondante réside dans l'évitement total du phénomène en question. Ne pénétrez pas dans des cellules de pluie abondante à l'atterrissage, au décollage ou lors de remontées (remise des gaz). Malheureusement, il est impossible de prévoir les averses de pluie abondante. Si vous vous faites prendre, attendez-vous à un accroissement du taux de descente et à une diminution de la vitesse.

LES AVERTISSEURS DE DÉCROCHAGE

Plusieurs avions légers sont équipés d'un avertisseur de décrochage. Ordinairement, ce dispositif mesure l'angle d'attaque à l'aide d'une petite palette installée sur le bord d'attaque de l'aile. Lorsque l'angle d'attaque critique approche, cette palette déclenche un avertisseur situé dans le poste de pilotage. L'avertisseur en question peut prendre la forme d'un voyant rouge, d'une cloche ou d'une sirène quelconque.

L'avertisseur de décrochage est toutefois calibré pour fonctionner correctement lorsque les ailes sont propres. Il est incapable de reconnaître la réduction de performance d'une aile contaminée et, par conséquent, il ne peut servir à annoncer l'imminence d'un décrochage dans des conditions de givrage.

Bien sûr, le meilleur avertisseur de décrochage reste la formation et l'expérience du pilote. Tous les pilotes reçoivent l'entraînement au décrochage. Or, une fois leur permis obtenu, plusieurs pilotes, ayant éprouvé une réelle aversion pour ce genre d'exercices, ne pratiqueront plus jamais le vol lent et les décrochages. Inutile d'insister sur l'importance de pratiquer suffisamment les décrochages pour apprendre à reconnaître instinctivement l'imminence d'un décrochage et appliquer tout aussi instinctivement les mesures d'évitement nécessaires.

LE RÉTABLISSEMENT D'UN DÉCROCHAGE

Parce que les ailes ne fournissent pas assez de portance pour le maintenir en vol, une fois décroché, l'avion commence à perdre de l'altitude. Pour sortir du décrochage, le pilote doit :

1. Abaisser le nez de l'avion afin de diminuer l'angle d'attaque, ou
2. Ajouter de la puissance pour faire accélérer l'avion. Cependant, si au moment du décrochage, le moteur tournait déjà à plein régime, la seule option serait alors d'abaisser le nez de l'avion.

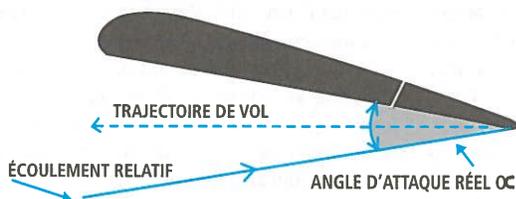


Image 42 – Aile descendante

LA VRILLE

On peut définir la vrille comme une autorotation résultant d'un décrochage aggravé.

Lorsque l'aile est décrochée, une augmentation de l'angle d'attaque entraîne une diminution de la portance. Si d'aventure une perturbation fait baisser l'aile d'un avion déjà décroché, ou si le palonnier est utilisé pour produire un mouvement de lacet, l'aile descendante aura un angle d'attaque plus grand par rapport à l'écoulement relatif. Elle produira donc moins de portance et aura tendance à tomber plus rapidement (image 42). La traînée de l'aile descendante augmente brusquement, accentuant ainsi son angle d'attaque et la décrochant davantage. Le nez de l'avion descend et l'autorotation s'installe.

Étant donné que l'écoulement relatif se dirige vers le bas, l'aile montante possède un angle d'attaque plus petit, produit plus de portance et s'élève plus rapidement (image 43).

S'ensuit une accélération du mouvement de roulis dans la direction engagée. C'est ce qu'on appelle la vrille.

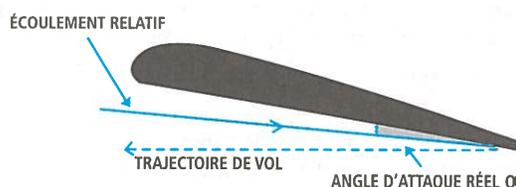


Image 43 – Aile montante

Toute tentative de correction avec les ailerons ne ferait qu'aggraver le mouvement de roulis. Si on déplace l'aileron de l'aile descendante vers le bas dans le but de faire remonter l'aile, il rencontre les filets d'air à un plus grand angle d'attaque. L'aileron devient alors plus décroché que l'aile même. Par contre, l'aileron montant ne sera plus décroché et bénéficiera d'une augmentation de portance.

La vrille implique des mouvements de roulis, de lacet et de tangage. Le nez de l'avion suit une trajectoire descendante en tire-bouchon autour d'un axe vertical. Les assiettes de tangage peuvent varier de quasi horizontales à presque verticales. Les vitesses horizontales (vers l'avant) et verticales sont relativement faibles.

La vue du poste de pilotage révèle une assiette nez bas prononcée avec un mouvement rotatoire autour de l'axe de la vrille. La vitesse approche le décrochage. Un indicateur d'angle d'attaque afficherait un décrochage total. L'aiguille de l'indicateur de virage est complètement déviée du côté de la vrille et le taux de descente est rapide. L'accélération ressentie par l'avion est de 1G.

La vrille se déroule en trois stages. Le premier stage (l'entrée) débute au moment où l'avion décroche et la rotation s'amorce; il se poursuit jusqu'à ce que l'axe de la vrille devienne vertical ou presque. Le deuxième stage (vrille proprement dite) survient lorsque les angles et les mouvements de l'avion sont stabilisés et que la trajectoire de vol est presque verticale. Le troisième stage est le rétablissement.

Dans le rétablissement, l'objectif est de bouleverser l'équilibre qui s'est établi entre les mouvements aérodynamiques et les mouvements inertiels. Les caractéristiques de la vrille diffèrent nécessairement d'un avion à l'autre. La technique de rétablissement expliquée dans le manuel de vol de l'avion doit être toujours suivie. Cependant, en l'absence de recommandations du fabricant, les étapes suivantes permettront de reprendre le contrôle sur la plupart des avions se trouvant en vrille :

1. Moteur au ralenti, ailerons au neutre.
2. Pousser à fond sur le palonnier opposé à la direction de la rotation et le maintenir dans cette position.
3. Pousser le volant fermement vers l'avant, suffisamment pour sortir l'avion du décrochage.
4. Lorsque la rotation cesse, neutraliser les palonniers, placer les ailes au niveau et sortir du piqué en souplesse.

La spirale

La spirale est un virage très prononcé en descente; l'avion se trouve alors en assiette de piqué excessif. Un angle d'inclinaison exagéré, une augmentation rapide de la vitesse et du taux de descente caractérisent la spirale. Il s'agit en fait d'une manoeuvre dangereuse. Si on laisse la vitesse augmenter au-delà des limites normales, il se produira des dommages structuraux. On peut imposer par inadvertance un facteur de charge excessif lors du rétablissement en piqué.

Sous certains aspects, la spirale ressemble à la vrille. Il ne faut cependant pas les confondre. Dans la vrille, la vitesse est basse et constante. Dans la spirale, la vitesse augmente rapidement.

Le recouvrement d'une spirale doit s'effectuer sans délai, comme suit :

1. Fermer les gaz et mettre les ailes au niveau, ces deux actions devant prendre place simultanément.
2. Garder l'avion en ligne droite.
3. Sortir doucement du piqué.
4. Remettre la puissance nécessaire pour maintenir l'altitude.

2.1.6 Les limites de vitesse

La «vitesse-air» de l'avion est son taux de déplacement par rapport à la masse d'air qu'il traverse. Il s'agit de la traction gênée par la traînée. Toutes les vitesses représentent un équilibre entre la traction et la traînée, l'assiette de tangage et le réglage de puissance.

Des charges excédant le poids de l'avion se produisent au cours de certaines manoeuvres et dans certaines conditions de turbulence. En vol rectiligne horizontal, la portance est égale au poids. Toutefois, une augmentation de vitesse entraîne une augmentation de portance, ce qui oblige l'avion à monter. Pour maintenir le vol en palier, on doit réduire l'angle d'attaque. En présence de la turbulence, un avion peut être soumis à des rafales verticales très intenses qui auront pour effet de modifier l'angle d'attaque des ailes. Si au même moment l'avion vole trop lentement, l'accroissement de l'angle d'attaque sera peut-être suffisant pour causer un décrochage. D'autre part, si l'avion vole trop vite, l'accélération verticale pourra imposer aux ailes un facteur de charge dépassant leurs limites maximales. Pour ces raisons, les fabricants déterminent certaines vitesses pour chacun de leurs appareils et les spécifient dans le manuel de vol.

V_{NE} - Vitesse à ne jamais dépasser : vitesse maximale à laquelle l'avion peut être exploité en air calme. Une vitesse supérieure peut causer soit des dommages à la structure, soit une vibration aéroélastique, soit une perte de contrôle. (Si vous dépassiez accidentellement cette vitesse, réduisez les gaz et effectuez le rétablissement en appliquant une pression graduelle mais ferme sur les commandes.)

V_{NO} - Vitesse maximale de croisière autorisée par la structure : vitesse de croisière pour laquelle l'avion a été conçu et vitesse de sécurité maximale à laquelle l'avion peut être exploité dans la

catégorie normale. **Attention : ne JAMAIS dépasser cette vitesse intentionnellement, même en descente, en raison de la possibilité de charges de rafales inattendues.** Les vitesses comprises entre la V_{NO} et la V_{NE} (faussement décrites comme vitesses de «précaution») ne doivent jamais être employées délibérément au cours d'activités normales.

V_A - Vitesse de calcul en manoeuvre : vitesse maximale à laquelle les commandes peuvent être manoeuvrées sur leur plein parcours, sans causer de dommage à la structure de l'avion. Cette vitesse est utilisée au cours de manoeuvres brusques ou dans des conditions d'air très agité ou de forte turbulence. À cette vitesse, les rafales sont incapables de produire un facteur de charge dangereux. Il s'agit de la vitesse qui risque le moins d'entraîner des dommages à la structure, tout en conservant une marge de sécurité suffisante pour éviter les décrochages en air turbulent. Les manoeuvres nécessitant l'approche du décrochage ou le braquage complet du gouvernail de direction ou des ailerons, ne doivent jamais être tentées à une vitesse supérieure à la vitesse de manoeuvre. (Voir 1.2.4 - Les charges et les facteurs de charge.)

V_B - Vitesse de calcul pour l'intensité maximale de rafale : vitesse maximale de pénétration des rafales d'intensité maximale. Pour la plupart des aéronefs légers, les fabricants ne recommandent pas des vitesses différentes pour V_A et V_B . Cependant, pour les gros aéronefs de transport, on recommandera une vitesse de manoeuvre et une vitesse de calcul à la rafale d'intensité maximale différentes.

Note : le pilote d'un jet évoluant à haute vitesse et à haute altitude pourra utiliser des vitesses plus élevées lorsqu'il pénètre dans de l'air turbulent, parce que les risques associés au décrochage imprévu (causé par les charges de rafales sévères rencontrées parfois à haute altitude) peuvent être aussi dangereux que les risques résultant de contraintes structurales. (Si un jour vous faites partie des pilotes «supersoniques», rappelez-vous qu'un avion soumis à un nombre de «G» suffisant peut décrocher à n'importe quelle vitesse.)

V_{FE} - Vitesse maximale avec volets sortis : vitesse maximale à laquelle un avion peut être exploité volets sortis. Une vitesse supérieure peut entraîner le bris des volets.

Pour les limites de vitesse, voir Glossaire, Vitesses «V» à la fin de ce livre.

2.1.7 Le nombre de Mach

L'indice Mach (prononcé «mok») est le rapport qui existe entre la vitesse d'un corps et la vitesse du son dans la masse d'air entourant ce corps. La vitesse du son, c.-à-d. le taux auquel le son voyage dans l'air, varie en fonction de la température de l'air. Il est proportionnel à la racine carrée de la température absolue. Au niveau de la mer, dans les conditions l'atmosphère-type (15 °C), la vitesse du son est égale à 660 kt. Dans la stratosphère, où la température est de -60 °C, la vitesse du son est de 575 kt seulement.

La vitesse du son ne dépend pas uniquement de la température. La densité joue aussi un rôle. Cependant, température et densité étant intimement liées, la température reste le facteur dominant. La vitesse du son n'est donc pas fonction de l'altitude. Dans les régions arctiques du globe, où les températures descendent souvent à -60 °C, la vitesse du son au niveau de la mer est de 575 kt. Dans les tropiques, où la température, même à des altitudes considérables, peut largement dépasser 15 °C, la vitesse du son dépasse 660 kt.

On calcule le nombre de mach en divisant la vitesse de l'avion par la vitesse du son dans les conditions de température

existant au moment du vol. L'avion volant à mach 0,85, se déplace à 85% de la vitesse du son.

Il existe un **indice Mach critique** auquel l'écoulement d'air autour de l'aile devient sonique. À cette vitesse, des ondes de choc prennent naissance sur les ailes et les effets de la compressibilité deviennent apparents : la traînée augmente, des vibrations se font sentir et les variations de portance et de position du centre de poussée (pression) provoquent des variations de tangage. L'onde de choc perturbe la distribution de la portance sur l'extrados et entraîne une diminution de la déflexion vers le bas des filets d'air qui vont toucher l'empennage. Plus l'indice mach augmente, plus l'avion devient instable. L'aile en flèche est relativement efficace dans le retardement de ce phénomène. L'onde de choc se fait généralement ressentir à l'implanture en premier, alors que les saumons d'aile génèrent encore de la portance. Il en résulte une augmentation de l'indice Mach critique. C'est pour cette raison que les avions rapides ont habituellement des ailes en flèche. La construction de certains avions leur permet de retrouver leur stabilité à mesure que le nombre de Mach augmente

2.2 Les instruments de vol

La compréhension des instruments de vol et de leur fonctionnement est essentielle au pilote. Une connaissance suffisante de leurs caractéristiques et plus particulièrement de leurs limites, rend le pilote davantage apte à interpréter l'information affichée dans différentes conditions de vol.

2.2.1 Les instruments anémométriques

L'anémomètre (indicateur de vitesse), l'altimètre et le variomètre sont reliés au système anémométrique qui comprend une prise de pression pitot et une prise de pression statique.

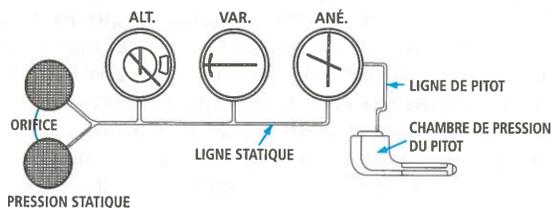


Image 44 – L'anémomètre

La **prise de pression pitot** est ordinairement située sur le bord d'attaque de l'aile à l'écart du souffle hélicoïdal, dans une position où elle risque le moins d'être soumise aux perturbations d'air et face à la ligne de vol. Lorsque l'avion est en vol, la pression dynamique créée par le déplacement de l'avion dans l'air s'ajoute à la pression atmosphérique présente dans le système de pression pitot. Seul l'anémomètre est relié à la prise de pression pitot.

L'anémomètre, l'altimètre et le variomètre sont tous connectés à la **prise de pression statique**. Cette prise munie d'un orifice permet à la pression interne de chaque instrument de s'ajuster à la pression barométrique extérieure, au gré des gains ou des pertes d'altitude. Les orifices (le plus souvent au nombre de deux) du système de pression statique sont généralement situés de chaque côté du fuselage, à l'abri de la turbulence et de l'air qui vient frapper l'avion de face. La disponibilité de deux orifices compense les erreurs susceptibles de se produire à l'un des orifices (par exemple à la suite des variations erratiques d'assiette dans les virages à grande inclinaison).

Un problème assez fréquent du système de pression pitot est causé par l'accumulation de saleté, d'eau et de glace. Une fois bloquées ou partiellement bloquées, les prises causent de fausses lectures sur les instruments. Par exemple, le blocage complet de la prise de pression pitot (et des orifices de drainage) transforme l'anémomètre en altimètre. Si la prise de pression pitot n'est pas complètement bouchée ou si l'intégrité du système est compromise (par suite de fuites d'air), l'aiguille de l'anémomètre indiquera 0. Sur plusieurs avions modernes, la prise de pression pitot est chauffée électriquement pour empêcher l'accumulation de glace en vol. Mais il arrive qu'on oublie de mettre le réchauffage pitot en marche ou qu'un bris de l'élément électrique survienne. À mesure que la glace s'accumule, restreignant graduellement le débit de la pression dynamique à l'intérieur du système de pression pitot, l'indication de vitesse diminue également, situation particulièrement **dangereuse pour le pilote IFR** qui essaierait de maintenir sa vitesse en réduisant constamment l'angle d'attaque, sans jamais consulter les autres instruments de vol et instruments moteur qui l'avertiraient du problème. La vitesse de l'avion pourrait augmenter rapidement et même dépasser la ligne rouge, c.-à-d. la vitesse maximale à ne jamais dépasser. Ce risque entraînerait le bris de la structure ou la désintégration de l'avion en vol.

Les pilotes d'hélicoptères devraient être particulièrement attentifs au risque de gel du tube pitot lorsqu'ils procèdent à des décollages et à des atterrissages répétitifs dans des conditions de neige folle. La neige folle soulevée par le souffle du rotor d'un hélicoptère peut facilement entrer dans le tube pitot et geler, ce qui entraînera un blocage du système de pression.

Un blocage partiel du système de pression statique cause des problèmes similaires. L'altimètre, le variomètre et l'anémomètre donnent tous une lecture sous-estimée en montée. Ces lectures se réajustent lentement une fois l'avion de nouveau en palier. En descente, l'anémomètre surestime la vitesse, le variomètre indique un taux de descente inférieur au taux réel et l'altimètre donne une lecture surévaluée.

C'est pourquoi les prises de pression pitot et statique doivent être soigneusement vérifiées avant chaque vol pour s'assurer qu'elles soient libres. On mettra en marche l'élément chauffant du tube pitot pour empêcher le blocage de la prise de pression dynamique. Si jamais vous suspectez en vol un blocage du système de pression statique, en raison de lectures contradictoires sur les instruments, utilisez la prise statique de secours (la plupart des avions en ont une) ou, si nécessaire, déconnectez la ligne statique complètement. Si les aiguilles se déplacent visiblement, le blocage de la prise statique normale est confirmé.

Même si les prises de pression statique sont situées là où elles ne sont pas affectées par la pression de l'air qui vient frapper directement l'avion, certaines manœuvres, comme la glissade, font pénétrer de l'air sous pression dans la prise de pression statique. La lecture des instruments anémométriques est alors erronée. Sur les avions munis d'une seule prise de pression statique, la glissade du côté de la prise affecte la lecture des instruments, tandis qu'une glissade sur le côté opposé ne l'affecte pas.

L'Altimètre

L'**altimètre** est une variation spécifique du baromètre anéroïde (baromètre sans liquide). L'altimètre mesure la pression de l'atmosphère. Il est relié à la prise de pression statique par une ouverture pratiquée à l'arrière du boîtier de l'instrument. Cette ouverture permet à la pression statique atmosphérique d'entrer ou de sortir du boîtier de l'altimètre lorsque l'avion monte ou descend.

La pression atmosphérique est due au poids de la colonne d'air qui se trouve au-dessus d'un endroit quelconque. Elle diminue à mesure que la hauteur augmente par rapport au niveau de la mer. Cet instrument est donc calibré pour indiquer la hauteur. Dans les conditions de l'atmosphère-type, c.-à-d. 15 °C, le poids de la colonne d'air, d'une superficie d'un pouce carré, est de 14,7 lb au niveau de la mer. Elle exerce donc une pression de 14,7 lb par pouce carré. Sur un baromètre, cette pression est représentée par 29,92 po de mercure. Sur l'altimètre, elle correspond à 0 pied.



Image 45 – Altimètre de précision

À 10 000 pi, le poids d'une colonne d'air d'une superficie d'un pouce carré est de 10,11 lb seulement. La pression correspondante sur le baromètre est de 20,58 po et sur l'altimètre de 10 000 pi. La diminution de pression est perçue par l'altimètre et elle est enregistrée comme une augmentation d'altitude.

Les principales composantes de l'altimètre sont les capsules anéroïdes situées à l'intérieur du boîtier. Ces capsules vidées d'air sont scellées à 99% et renferment la pression standard au niveau de la mer. La pression atmosphérique admise dans le boîtier par le système de pression statique cause l'expansion ou la contraction des capsules. Les mouvements reliés à l'expansion et à la contraction des capsules sont transmis directement aux engrenages et aux leviers qui à leur tour font tourner les aiguilles sur la face de l'altimètre. La grande aiguille indique les changements d'altitude en centaines de pieds; l'aiguille moyenne en milliers de pieds; la petite aiguille, en unités de dix mille pieds. L'altimètre de l'image 44 indique 10 400 pi.

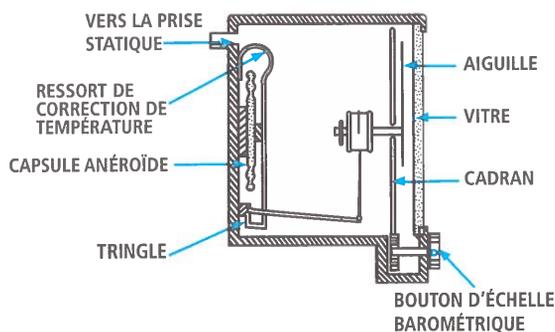


Image 46 – Schéma d'un altimètre simple

Lorsque l'avion monte, la pression atmosphérique extérieure diminue et l'air contenu dans le boîtier s'échappe par le système de pression statique. Les capsules anéroïdes se dilatent et l'altimètre indique un gain d'altitude. Si l'avion descend, l'air s'engouffre dans le boîtier et les capsules se contractent. L'altimètre indique alors une perte d'altitude.

Les altimètres barométriques sont calibrés au moment de leur fabrication pour indiquer l'altitude vraie dans les conditions de l'atmosphère standard. La tolérance maximale permise est

de plus ou moins 20 pi au niveau de la mer. Une fois le calage altimétrique courant affiché sur l'altimètre à l'aide du bouton de l'échelle barométrique ajustable et la lecture de l'altitude comparée à l'élévation connue de l'aéroport, si la différence excède plus ou moins 50 pi, l'instrument devra être examiné par un technicien qualifié.

Les altimètres sont calibrés selon deux ensembles de valeurs, chacun fixant certaines valeurs selon l'état de l'atmosphère. Ces valeurs sont l'atmosphère isotherme et l'atmosphère type internationale.

LES ERREURS DE PRESSION DE L'ALTIMÈTRE

Aux fins de la navigation aérienne, la hauteur que l'avion doit maintenir en vol est la hauteur indiquée au-dessus du niveau de la mer. Puisque la pression barométrique varie d'un endroit à un autre, l'altimètre réglé de manière à indiquer la hauteur de l'aéroport de départ par rapport au niveau de la mer donnera vraisemblablement une lecture erronée une fois que l'avion aura parcouru une certaine distance. Afin de remédier à ce problème, l'altimètre est muni d'une échelle barométrique, calibrée en pouces de mercure (inHg), qui permet au pilote d'afficher le réglage altimétrique courant dans la fenêtre visible sur la face de l'instrument.

On obtient le calage (ou réglage) altimétrique, en pouces de mercure (inHg), par les tours de contrôle et les stations d'information de vol (FSS) situées sur la route suivie par l'avion. À l'image 45, le calage altimétrique est de 29,97 po.

Il est important, surtout au cours de longs vols-voyages, de vérifier régulièrement le calage altimétrique et d'ajuster l'altimètre en conséquence. Naturellement, connaître la hauteur exacte de l'avion au-dessus du sol ne semble pas bien important quand celui-ci vole très haut. Mais pour le pilote qui vole à basse altitude ou qui survole un terrain élevé par visibilité réduite, ou encore qui se trouve dans des conditions de vol aux instruments, la distance réelle entre le sol et l'avion revêt une importance capitale. À titre d'exemple, assumons que nous avons choisi une altitude de 6000 pi pour franchir des montagnes de 4800 pi juste avant notre destination. À l'aéroport de départ, le calage altimétrique était de 29,80 po. Par contre, le réglage altimétrique à destination est de 29,20 po seulement. Si le pilote ne recalage pas son altimètre en route, l'avion franchira les montagnes avec un écart de 600 pi au lieu des 1200 pi prévus.

Un calage altimétrique trop fort indique une altitude trop élevée. Chaque 0,10 po ajouté au calage altimétrique augmente l'altitude indiquée sur l'altimètre d'approximativement 100 pi. Par conséquent, lorsqu'un avion passe d'une région de haute pression à une région de basse pression (ou d'une masse d'air chaud à une masse d'air froid) et que le calage altimétrique corrigé n'est pas disponible, l'altitude indiquée est plus élevée que l'altitude réelle. À l'opposé, un calage altimétrique trop faible indique une altitude trop basse.

De haut en bas – le haut est beau, le bas ne l'est pas.

Dans l'hémisphère nord, une dérive vers la droite, ou à tribord, indique que l'avion se dirige vers une région de basse pression. Un simple coup d'oeil sur la circulation des vents autour d'une basse pression (voir 6.3.3 – Les systèmes de pression, image 9) démontre pourquoi. Une dérive prolongée à tribord constitue un avertissement que l'altitude indiquée sur un altimètre non recalibré sera sans doute supérieure à la réalité.

Pression anormalement élevée : les masses d'air froid et sec peuvent produire des pressions barométriques excédant

31,00 inHg. Cependant, l'échelle barométrique ajustable de la plupart des altimètres standards ne dépasse pas 31,00 inHg. L'instrument n'affiche donc pas l'altitude correcte lorsque la pression barométrique dépasse cette valeur. Dans de telles conditions, l'altitude vraie de l'avion est plus élevée que l'altitude indiquée. Il est possible de calculer l'erreur approximative de l'altitude indiquée lorsque la pression excède 31,00 inHg en ajoutant 100 pi à l'altitude de l'avion pour chaque 0,10 inHg. Les pilotes VFR et IFR sont donc invités à préparer minutieusement leur vol et à exercer une vigilance toute particulière une fois en vol, surtout la nuit. Quand de telles conditions de pression anormalement élevée existent, les contrôleurs de la circulation aérienne (ATC) donnent le réglage altimétrique exact aux pilotes qui doivent alors afficher 31,00 inHg sur leurs altimètres pour la durée du vol. Pour déterminer si un aérodrome quelconque convient aux activités que vous comptez y exercer lorsque la pression est supérieure à 31,00 inHg, pour chaque 0,10 inHg au-dessus de 31,00 inHg, ajoutez 100 pi au plafond minimal requis et 1/4 m.t. (mille terrestre) à la visibilité minimale requise.

Région du calage altimétrique : lorsque le calage altimétrique est affiché sur l'échelle barométrique, l'altimètre affiche la hauteur indiquée au-dessus du niveau de la mer. Si vous atterrissez à un aérodrome où le calage altimétrique a été obtenu par radio, votre altimètre indiquera l'altitude de la piste par rapport au niveau de la mer.

L'altitude de croisière est l'altitude à laquelle vole l'avion quand la référence est la hauteur indiquée au-dessus du niveau moyen de la mer.

Au Canada, la région où on utilise cette référence s'appelle la «région d'utilisation du calage altimétrique». (Voir 4.2.2 - Les régions altimétriques/La région d'utilisation du calage altimétrique.)

Lorsque l'avion se trouve dans la région de calage altimétrique, l'altimètre doit être ajusté au calage altimétrique du terrain au décollage et à l'atterrissage. Si vous ne pouvez l'obtenir avant le décollage, ajustez l'altimètre à l'altitude du terrain (par rapport au niveau de la mer). En vol, on ajustera périodiquement l'altimètre au calage altimétrique de la station la plus proche.

Région de la pression standard : le calage altimétrique n'est pas disponible sur les routes transocéaniques et dans certaines régions continentales. On utilise alors l'altitude-pression (définie ci-après). Parce que l'altimètre est moins fiable à haute altitude, on utilise également l'altitude-pression pour les vols au-dessus de 18 000 pi/mer.

Altitude-pression : hauteur ASL correspondant à une pression barométrique donnée, dans les conditions de l'atmosphère-type. Lorsque l'échelle barométrique affiche 29,92 inHg, la hauteur indiquée sur l'altimètre est l'altitude-pression.

Dans ces cas-là, l'altitude maintenue par l'avion porte le nom de **niveau de vol**. Quand on rapporte le niveau de vol, on omet les deux derniers chiffres de l'altitude. Par exemple, le pilote volant à une altitude-pression de 15 000 pi rapportera son altitude comme suit: niveau de vol 150 (NV 150).

La région à l'intérieur de laquelle on utilise le calage altimétrique de 29,92 inHg (1013,2 millibars) s'appelle la «**région d'utilisation de la pression standard**». (Voir 4.2.2 - Les régions altimétriques/La région d'utilisation de la pression standard.)

Dans la région d'utilisation de la pression standard, au décollage, l'altimètre doit être ajusté selon le calage altimétrique courant de l'endroit. S'il n'est pas disponible, on le règle sur l'altitude du terrain (par rapport au niveau de la mer). Juste avant d'atteindre l'altitude de croisière, l'altimètre doit être

recalibré à 29,92 inHg. À l'approche d'un aérodrome situé à l'intérieur de la région d'utilisation de la pression standard, on règle l'altimètre au réglage altimétrique courant (c.-à-d. de l'aérodrome) juste avant d'amorcer la descente de l'altitude de croisière, ou juste avant de descendre du niveau de vol auquel on a exécuté un circuit d'attente.

En quittant la région d'utilisation de la pression standard pour pénétrer dans la région du calage altimétrique, ou vice-versa, l'altimètre doit être ajusté sur le réglage de la région dans laquelle se trouve l'avion. (Voir 5.2.7 - Les altitudes de croisière.)

La **pression à la station** (ou au niveau du sol) est la pression barométrique réelle (non corrigée au niveau de la mer) à un aérodrome quelconque. Le pilote qui a obtenu par radio et qui aura affiché sur son altimètre la pression au niveau du sol de l'aérodrome de destination, notera que son altimètre indique 0 pied lorsque l'avion touche la piste.

LES ERREURS DE TEMPÉRATURE DE L'ALTIMÈTRE

L'altimètre barométrique est calibré de façon à indiquer l'altitude vraie dans les conditions de l'atmosphère-type (voir 6.1.3 - L'atmosphère-type). À cause du cycle continu de réchauffement et de refroidissement, l'atmosphère se trouve rarement à la température standard. En fait, le seul moment où le pilote est sûr que l'altimètre indique l'altitude vraie est lorsque l'avion se trouve sur la piste d'un aérodrome dont le réglage altimétrique courant est affiché sur l'échelle de l'altimètre, lui-même parfaitement calibré. Lorsque l'avion est en vol, on peut assumer que l'altitude indiquée sur l'altimètre est toujours erronée à cause des variations de température.

| Temp °C aérodrome | HAUTEUR AU-DESSUS DE L'ALTITUDE DE LA SOURCE DE CALAGE DE L'ALTIMÈTRE (en pieds) | | | | | | | | | | | | | |
|----------------------|---|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|------|------|------|------|------|------|
| | 200 | 300 | 400 | 500 | 600 | 700 | 800 | 900 | 1000 | 1500 | 2000 | 3000 | 4000 | 5000 |
| 0° | 0 | 20 | 20 | 20 | 20 | 40 | 40 | 40 | 40 | 60 | 80 | 140 | 180 | 220 |
| -10° | 20 | 20 | 40 | 40 | 40 | 60 | 80 | 80 | 80 | 120 | 160 | 260 | 340 | 420 |
| -20° | 20 | 40 | 40 | 60 | 80 | 80 | 100 | 120 | 120 | 180 | 240 | 380 | 500 | 620 |
| -30° | 40 | 40 | 60 | 80 | 100 | 120 | 140 | 140 | 160 | 240 | 320 | 500 | 660 | 820 |
| -40° | 40 | 60 | 80 | 100 | 120 | 140 | 160 | 180 | 200 | 300 | 400 | 620 | 820 | 1020 |
| -50° | 40 | 80 | 100 | 120 | 140 | 180 | 200 | 220 | 240 | 360 | 480 | 740 | 980 | 1220 |

NOTE : Les valeurs devraient être ajoutées aux altitudes publiées.

Exemple : Élévation/aérodrome 2262

Température/aérodrome -50 °C

| | ALTIMÈTRE | HAA | CORRECTION | ALTIMÈTRE INDIQUÉE |
|--|-----------|---------|------------|--------------------|
| Virage conventionnel | 4000 pi | 1738 pi | +420 pi | 4420 pi |
| Repère d'approche finale (FAF) | 3300 pi | 1038 pi | +240 pi | 3540 pi |
| Alt. min. de descente (MDA) approche directe | 2840 pi | 578 pi | +140 pi | 2980 pi |
| Alt. min. de descente (MDA) approche indirecte | 2840 pi | 578 pi | +140 pi | 2980 pi |

Image 47 - Tableau de correction d'altitude

L'importance de l'erreur dépend de la différence qui existe entre la température moyenne de la colonne d'air séparant l'avion du sol et la température moyenne de la même colonne d'air dans l'atmosphère-type. Si la température réelle de la colonne d'air où se trouve l'avion est plus froide que celle de l'air standard, l'altitude vraie de l'avion au-dessus du niveau de la mer est plus basse que l'altitude indiquée. Si la température réelle est plus chaude que dans l'atmosphère-type, l'altitude vraie est plus élevée. Les variations extrêmes de température peuvent causer des erreurs allant jusqu'à plus ou moins 2500 pi par rapport à l'altitude vraie.

Les erreurs de température affectent de la même façon tous les altimètres regroupés dans une même région. Les règlements de la circulation aérienne vous obligent donc à utiliser **uniquement l'altitude indiquée**.

Température anormalement froide : il est important que le pilote puisse calculer son altitude vraie au-dessus du niveau de la mer, particulièrement dans les régions montagneuses quand la

température est très basse. L'altimètre barométrique est calibré pour indiquer l'altitude vraie dans les conditions de l'atmosphère standard internationale (ISA). Tout écart par rapport à ces conditions causera un affichage erroné sur l'altimètre. En présence de températures très froides, l'altitude vraie sera très inférieure à l'altitude indiquée et pourra s'avérer critique dans le franchissement d'obstacles. L'air très froid et très dense pourra causer une erreur allant jusqu'à 20%. L'altimètre pourrait indiquer 8000 pi par exemple, alors que l'altitude réelle de l'avion n'est que de 6400 pi. Au cas où le pilote se fierait aux seules indications de l'altimètre au lieu de calculer l'altitude vraie, l'avion volant en régime IFR à l'altitude minimale de franchissement d'obstacles (MOCA) dans une région montagneuse pourrait ainsi se trouver en dessous de l'altitude sécuritaire. Les pilotes familiers avec le vol d'hiver en montagne calculent consciencieusement l'altitude vraie avant d'entreprendre une approche aux instruments sécuritaire.

Les valeurs dérivées d'un tableau de correction des altitudes comme celui de l'image 47 devraient être ajoutées aux altitudes des procédures publiées, y compris les altitudes minimales de secteur et des arcs DME, pour s'assurer d'un franchissement d'obstacles adéquat.

Calcul de l'altitude vraie : les règles à calcul couramment en usage sont dotées d'une échelle mobile permettant de corriger les erreurs de température et de convertir l'altitude indiquée en altitude vraie. Cependant, la correction est basée sur l'altitude-pression plutôt que sur l'altitude indiquée. Pour trouver l'altitude-pression, il suffit d'afficher 29,92 sur l'échelle barométrique et l'altimètre indiquera l'altitude-pression. (Voir 7.5.6 – La résolution des problèmes à l'aide de la règle à calcul/La correction de l'altitude.)

Altitude-densité : la pression barométrique et la température affectent la densité. Les performances au décollage des avions modernes sont fortement influencées par la densité. Une faible densité diminue la traction et la portance aérodynamique. L'altitude-densité (c.-à-d. l'altitude-pression corrigée pour la température) est importante dans le calcul de la quantité de carburant sécuritaire et de la charge payante permise au décollage. Pour la calculer, on doit connaître l'altitude-pression (à l'aéroport) et la température. La plupart des règles modernes sont calibrées pour le calcul de l'altitude-densité. Toutefois, si on ne dispose pas d'une règle à calcul, on trouvera l'altitude-densité approximative à l'aide de la formule suivante :

$$\text{Altitude-densité} = \text{altitude-pression} + [115 \times (\text{température actuelle} - \text{température standard})]$$

Dans l'utilisation de cette formule, on se rappellera les trois éléments suivants :

1. La température de l'atmosphère-type au niveau de la mer est de 15 °C.
2. Dans l'atmosphère-type, la diminution de la température est de 2 °C par 1000 pi d'altitude.
3. Pour chaque 1 °C de différence comparativement à la température de l'atmosphère-type, on note une augmentation de 100 pi (ou une diminution de 100 pi si la température réelle de l'air est inférieure à la température standard) de l'altitude-pression.

Exemple :

Trouver l'altitude-densité :
 Altitude-pression à l'aéroport 2000 pi
 Température actuelle 25 °C

La température de l'air dans l'atmosphère-type à 2000 pi devrait être : (15 °C moins 2° par 1000 pi) = 11 °C.

Par conséquent, l'altitude-densité =
 $2000 + [100 \times (25 - 11)] = 3400 \text{ pi}$.

(Voir aussi 7.5.6 – La résolution des problèmes à l'aide de la règle à calcul/L'altitude-densité.)

LES ERREURS D'EFFET DE MONTAGNE DE L'ALTIMÈTRE

Les vents circulant autour des hauts sommets montagneux ou traversant les vallées associées aux chaînes de montagnes augmentent d'intensité. Leur présence occasionne localement une diminution de pression (théorème de Bernouilli). L'altimètre barométrique, sous l'influence de cette diminution de pression, indiquera une altitude plus élevée que la réalité. Cette erreur persistera tant que l'air n'aura pas repris sa vitesse « normale » à une certaine distance de la montagne ou de la chaîne.

Le vent soufflant en altitude au-dessus d'une chaîne de montagnes provoque souvent un phénomène qu'on appelle l'onde de relief. Les effets de l'onde de relief sont souvent ressentis à une distance de plus de 100 milles des montagnes et à des altitudes bien supérieures aux crêtes. Les courants descendants associés à une onde de relief sont habituellement très intenses. En général, ils sont plus forts près de la montagne, au niveau des sommets. L'augmentation de la vitesse du vent tout au long de l'onde de relief entraîne une baisse de pression locale à l'intérieur de l'onde même. De plus, si la température de l'air diffère de la température standard, la situation se complique davantage. Dans les ondes de relief très intenses, l'altimètre peut indiquer jusqu'à 3000 pi de plus que l'altitude vraie. (Voir aussi 6.4.3 – Les vents de surface/L'onde orographique (onde de relief ou onde de montagne.)

Les **ondes de relief** créent normalement une forte turbulence, mais occasionnellement le vol sera très calme. Le calme se rencontre surtout la nuit ou par ciel couvert. Il n'y a aucun avertissement de conditions inhabituelles. L'avion soumis à un courant calme et descendant perdra réellement de l'altitude, mais il est important de noter que l'altimètre n'indiquera cette descente que lorsque l'avion aura atteint l'altitude égale à l'erreur altimétrique causée par l'onde de relief. Le pilote peut donc se retrouver bien plus près du sol qu'il ne croit, sans avoir jamais réalisé qu'il était prisonnier d'un courant descendant très fort.

LES DÉFINITIONS D'ALTITUDES

Altitude indiquée : l'affichage de l'altimètre lorsqu'il est réglé sur la pression barométrique courante.

Altitude-pression : l'affichage de l'altimètre lorsqu'il est réglé sur la pression barométrique standard (29,92 inHg).

Altitude-densité : l'altitude-pression corrigée pour la température.

Altitude vraie : la hauteur exacte au-dessus du niveau moyen de la mer.

Altitude absolue : la hauteur réelle au-dessus de la surface du sol (altimètre ajusté à la pression à la station).

L'anémomètre ou indicateur de vitesse (ASI)

L'anémomètre indique au pilote la vitesse à laquelle il se déplace à travers l'air (non par rapport au sol). Le cadran est calibré en kt et en mi/h (image 48).

L'anémomètre est connecté aux prises de pression pitot et statique (image 49). Pour donner une lecture de la vitesse, l'instrument mesure la différence entre la pression à l'intérieur du système de pression pitot et la pression à l'intérieur du système de pression statique. Lorsque l'avion est immobile au sol, les deux pressions sont égales et l'anémomètre indique 0. Lorsque l'avion est en mouvement, la pression présente dans le système de pression pitot est augmentée de la pression dynamique causée par l'avancement de l'avion à travers l'air (la pression pitot est donc la somme de la pression atmosphérique et de la pression dynamique). L'anémomètre détecte la pression totale dans le système de pression pitot, y soustrait la pression du système statique et affiche la pression dynamique, c.-à-d. la mesure de la vitesse de progression de l'avion. La lecture est affichée sur l'échelle graduée visible sur la face de l'instrument. On l'appelle la **vitesse indiquée (VI ou IAS - Indicated Airspeed)**.

La prise de pression pitot est reliée directement à l'intérieur d'une mince boîte extensible de métal ondulé qu'on appelle capsule anéroïde et admet la pression pitot dans cette capsule. Quant à la prise de pression statique, elle est reliée au boîtier de l'instrument; son rôle consiste à maintenir l'air renfermé dans le boîtier à la pression atmosphérique actuelle. Les variations de pression dynamique dans la capsule anéroïde entraînent l'expansion ou la contraction de celle-ci. Ce mouvement est communiqué à un système de leviers, lui-même relié à une aiguille qui tourne autour du cadran calibré en kt et/ou mi/h.



Image 48 - Anémomètre (Airspeed Indicator)

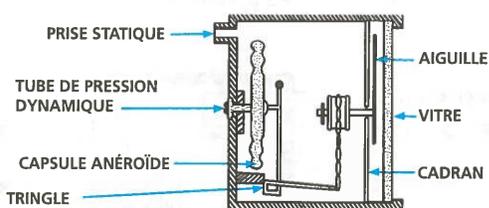


Image 49 - Schéma d'un anémomètre simple

LES MARQUES DE L'ANÉMOMÈTRE

On utilise un code de couleurs pour indiquer les zones d'exploitation sécuritaires et les limites d'exploitation sur les anémomètres.

Ligne rouge : la ligne rouge indique la **vitesse à ne jamais dépasser (V_{NE})**, c.-à-d. la vitesse maximale d'exploitation de l'avion.

Arc jaune : l'arc jaune indique la **vitesse maximale de croisière autorisée par la structure (V_{NO})**. La limite inférieure de l'arc indique la zone où l'avion ne devrait jamais se trouver sauf en air calme (puisque'il est impossible de garantir l'absence de turbulence, on ne doit pas exploiter intentionnellement un avion dans cette zone).

Arc vert : l'arc vert indique la zone d'exploitation normale. La limite inférieure de l'arc indique la **vitesse de décrochage ou vitesse minimale de vol stabilisé obtenue dans une configuration spécifiée (V_{SI})**.

La limite supérieure de l'arc indique la vitesse maximale de croisière (V_{NO}) en exploitation normale.

Arc blanc : l'arc blanc indique la zone de vitesse où l'utilisation intégrale des volets est permise. La limite inférieure de l'arc indique la **vitesse de décrochage ou vitesse minimale de vol stabilisé dans la configuration d'atterrissage (V_{SO})**. La limite supérieure de l'arc indique la **vitesse maximale avec volets sortis (V_{FE})**. Sur l'anémomètre de l'image 48 :

- V_{SO} = 58 kt (67 mi/h)
- V_{FE} = 109 kt (125 mi/h)
- V_{SL} = 65 kt (75 mi/h)
- V_{NO} = 156 kt (180 mi/h)
- V_{NE} = 197 kt (226 mi/h)

La vitesse de manoeuvre n'est pas indiquée sur l'anémomètre.

LES ERREURS DE L'ANÉMOMÈTRE

L'anémomètre est sujet à plusieurs erreurs qu'il faut corriger.

Erreur de densité : la densité de l'air dépend de deux facteurs variables : la pression atmosphérique et la température. Par conséquent, on a convenu d'une valeur standard pour la densité dans la calibration des anémomètres.

Les standards de calibration comprennent la pression normale au niveau de la mer, soit 29,92 inHg, et 15 °C pour la température. Une correction approximative peut être obtenue en ajoutant 2% à la vitesse indiquée pour chaque 1000 pi d'altitude-pressure.

Exemple :

- Vitesse indiquée à 10 000 pi : 130 kt
- Correction : 10 x 2% = 20%
- 20% de 130 kt = 26 kt
- Vitesse vraie = 130 + 26 = 156 kt

Une correction plus exacte, tenant compte de la pression et de la température réelles, peut être obtenue au moyen d'une règle à calcul circulaire.

Certains anémomètres, comme celui de l'image 47, possèdent une telle règle à même l'instrument. L'altitude-pressure et la température extérieure de l'air doivent être connues pour déterminer la **vitesse vraie (TAS - True Air Speed)**. On affiche l'altitude-pressure vis-à-vis la température dans la fenêtre en haut de l'instrument. L'aiguille pointe vers la **vitesse vraie** dans la fenêtre de la zone des vitesses de croisière (en bas, à gauche).

| TABLE DE CORRECTION DES VITESSES | | | | | | | | | |
|----------------------------------|-----|----|----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| VOLETS RENTRÉS | IAS | 60 | 80 | 100 | 120 | 140 | 160 | 180 | -- |
| | CAS | 68 | 83 | 100 | 118 | 137 | 156 | 175 | -- |
| *VOLETS SORTIS 20° - 40° | IAS | 40 | 50 | 60 | 70 | 80 | 90 | 100 | 110 |
| | CAS | 58 | 63 | 68 | 75 | 84 | 92 | 101 | 110 |

* VITESSE MAXIMALE AVEC VOLETS 110 kt, CAS

Image 50 - Table des corrections des vitesses

Erreur de position : l'erreur de position est due aux tourbillons qui se forment sur les ailes et les haubans au passage de l'air. L'angle auquel la prise de pression pitot rencontre les filets d'air en est une autre cause. On atténue les erreurs de position en plaçant la prise de pression pitot le plus loin possible devant le bord d'attaque de l'aile. L'erreur restante est consignée sur le tableau de correction des vitesses affiché dans le poste de pilotage ou publié dans le manuel de vol. (Voir image 50.)

Erreur de retard : le retard est une erreur mécanique causée par la friction entre les pièces mobiles de l'instrument.

Erreur de glace/givrage : par le passé, la formation de glace sur les prises de pression pitot et/ou statique, a été une source considérable de problèmes. Aujourd'hui, on a pratiquement éliminé ce problème grâce au système électrique de réchauffage des prises de pression pitot.

La question reste évidemment à savoir quand utiliser le système. En général, on n'a pas à se soucier de la glace et de l'humidité l'été. Mais au printemps, en automne et en hiver, lorsque la température extérieure diminue et que l'humidité de l'air augmente, la situation devient plus sérieuse. Toute humidité, sous forme liquide ou solide, peut occasionner une mauvaise lecture de l'anémomètre. Une accumulation de glace bouchant complètement la prise de pression pitot empêche tout affichage sur l'anémomètre. Même lorsque l'avion est immobile au sol, l'accumulation de pluie, de neige ou de glace sur une prise de pression pitot non protégée risque d'entraver le libre passage de l'air dans le système. Pour ces raisons, il est recommandé d'utiliser le réchauffage pitot chaque fois que l'avion doit voler dans des conditions d'humidité et de température susceptibles de causer des ennuis. En gros, on considérera une température de 10 °C comme critique. Mettez en marche le réchauffage pitot juste avant le décollage et refermez-le après l'atterrissage. Au sol, l'usage prolongé du système peut entraîner la surchauffe et le bris de l'élément chauffant.

Erreur d'eau : la présence d'eau dans le système peut occasionner des indications très erratiques sur l'anémomètre. Les erreurs seront plus ou moins grandes, selon que l'eau s'est introduite dans les systèmes de pression dynamique ou statique. Une quantité suffisante d'eau dans le système de pression pitot bouchera complètement l'anémomètre. La prise pitot doit être protégée lorsque l'avion est stationné à l'extérieur, afin de prévenir toute infiltration d'eau dans le système.

LES DÉFINITIONS DE VITESSES

Vitesse indiquée (VI ou IAS) : vitesse non corrigée affichée sur le cadran de l'anémomètre. Il s'agit d'une mesure représentant la différence entre la pression totale (c.-à-d. la pression pitot qui est la somme de la pression atmosphérique et de la pression dynamique) et la pression atmosphérique présente dans le système anémométrique (pitot-statique).

Vitesse corrigée (VC ou CAS) : vitesse indiquée, corrigée pour les erreurs de l'instrument et de l'installation du circuit anémométrique (circuits Pitot et statique). À la suite des variations d'assiette de l'avion ou de configuration de vol, l'écoulement de l'air autour des prises de pression statique pourra introduire une pression d'impact dans la prise statique. Il en résultera des indications erronées sur l'anémomètre. Aux grands angles d'attaque, le secteur pitot du système est sujet aux erreurs, parce que la pression d'impact qui pénètre dans le système est plus faible quand la pression pitot n'est pas parallèle au vent (écoulement d'air) relatif. Les données de performance publiées dans le manuel de vol sont ordinairement basées sur la vitesse corrigée.

Équivalent de vitesse ou vitesse équivalente (EV ou EAS) : vitesse corrigée, compensée pour le facteur de compressibilité. Cette valeur est très importante pour les pilotes d'avions à haute vitesse, mais relativement sans importance pour les pilotes d'avions volant à des vitesses inférieures à 250 kt et à des altitudes inférieures à 10 000 pi.

Vitesse vraie (VV ou TAS) : vitesse corrigée (ou vitesse équivalente) compensée pour l'erreur de densité et de température de l'air. La vitesse vraie est la vitesse réelle de l'avion à travers la masse d'air. (Voir 6.5.2 – La température, La densité et la température.)

Le variomètre (VSI)

Le **variomètre** indique le taux de montée ou de descente de l'avion en pi/min. Le principe de fonctionnement repose sur les variations de pression barométrique survenant chaque fois que la hauteur change. Cet instrument est contenu dans un boîtier scellé relié au système de pression statique.



Image 51 – Variomètre

La pression atmosphérique est canalisée directement de la prise de pression statique à la capsule anéroïde (ou diaphragme) contenue dans le boîtier de l'instrument. L'air emprisonné dans le boîtier s'échappe par un tube capillaire à un taux relativement lent. La différence entre le changement rapide de la pression à l'intérieur de la capsule anéroïde et le taux relativement lent auquel cette pression s'égalise dans le boîtier, entraîne la contraction ou l'expansion de la capsule. Ce mouvement est amplifié et transmis par un système de leviers à l'aiguille sur le cadran de l'instrument.

Lorsque l'avion perd de l'altitude, la pression augmente presque immédiatement dans la capsule, tandis que la pression dans le boîtier change lentement. La capsule se dilate et l'aiguille indique une perte d'altitude (**DOWN**) en pi/min.

Quand l'avion gagne de l'altitude, le processus est inversé et l'aiguille indique un gain d'altitude (**UP**). Enfin, lorsque l'avion reprend le vol horizontal, les pressions s'égalisent et l'aiguille indique 0.

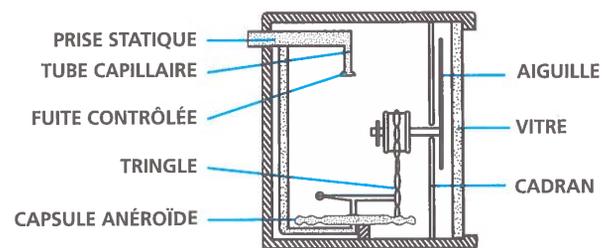


Image 52 – Schéma d'un variomètre simple

Il est à noter que le variomètre enregistre le taux de montée ou de descente, pas l'assiette de l'avion. Un avion peut gagner de la hauteur dans un courant vertical ascendant, tout en conservant une assiette parfaitement horizontale. Le variomètre doit être coordonné de près avec l'anémomètre. Les corrections de gain ou de perte d'altitude en vol de croisière se feront en remontant ou en abaissant le nez de l'avion, c.-à-d. par l'utilisation du gouvernail de profondeur. Un changement intentionnel d'altitude s'accomplira en augmentant ou en diminuant la puissance à une vitesse donnée, c.-à-d. par l'utilisation de la manette des gaz.

LE RETARD

Un changement d'altitude doit avoir eu lieu avant que le variomètre ne puisse l'indiquer. Bien que l'instrument indique

rapidement une tendance à la montée et à la descente, il accuse un retard de 6 à 9 secondes avant d'indiquer le taux réel. L'instrument indiquera également une certaine vitesse verticale, pendant un court moment, une fois que l'avion aura repris le vol en palier. Si les variations de tangage se font lentement, le retard est minime et l'instrument rend une représentation relativement fidèle de la vitesse verticale à un moment donné. Cependant, si les variations de tangage sont considérables et rapides, le retard est beaucoup plus important.

Il existe des variomètres instantanés qui n'accusent aucun retard et sont donc très fiables. Leur fonctionnement dépend d'un système complexe de pistons et de cylindres qui donne une indication quasi instantanée de tout changement de vitesse verticale.

2.2.2 L'Altimètre-radar

L'**altimètre-radar** (auss appelé altimètre absolu ou radio-altimètre) indique la hauteur exacte de l'avion par rapport à la terre ou tout objet qu'il survole. Le principe est extrêmement simple. Un émetteur radio installé dans l'avion émet un signal vers le sol. Ce signal change de fréquence à un taux défini en fonction du temps. Le signal est réfléchi par la terre et renvoyé à l'avion sous forme **d'écho**, après un intervalle de temps équivalent à deux fois la hauteur divisée par la vélocité du signal. Durant cet intervalle, la fréquence de l'émetteur a changé et diffère maintenant de celle de l'écho. Cette différence équivaut au taux de changement de fréquence multiplié par la durée d'acheminement. L'onde réfléchie est combinée dans le récepteur de l'avion avec une portion de l'onde émise. La différence, ou la fréquence de battement, est mesurée au moyen d'un **compteur de fréquence**. Puisque la lecture de ce compteur est celle de la fréquence de battement, elle est donc proportionnelle au temps que met l'écho à revenir - par conséquent à la hauteur - et peut être calibrée en pieds.

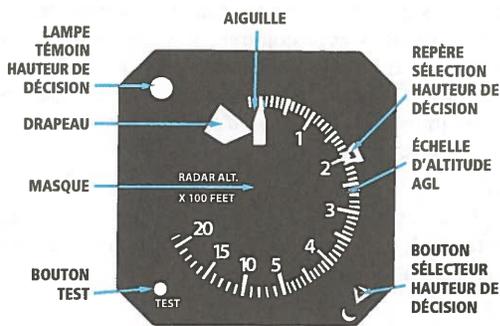


Image 53 - Altimètre-radar

L'altimètre-radar de l'image 53 comprend une échelle **d'altitude au-dessus du sol (AGL)**, avec indications d'altitude variant entre 0 et 2500 pi, et un repère mobile servant à identifier la **hauteur de décision (DH)** choisie que le pilote ajuste en tournant le bouton DH jusqu'à ce que l'**altitude voulue** apparaisse sur l'échelle d'altitude. Lorsque l'avion atteint la hauteur de décision affichée, la lampe-témoin DH s'allume. L'apparition du drapeau signale que l'information affichée relativement à l'altitude est fausse.

L'altimètre-radar est d'une très grande utilité au cours des vols IFR ou VFR de nuit. En fournissant au pilote l'information exacte sur la hauteur de l'avion par rapport au sol, cet instrument est particulièrement précieux lors des approches, ou chaque fois que le pilote désire conserver une altitude sécuritaire au-dessus de l'altitude minimale en route ou de l'altitude minimale de franchissement d'obstacles.

Les altimètres-radars sont aussi très utilisés dans les avions à vocation spéciale (reconnaissance aérienne, agriculture, etc.) pour maintenir une altitude sécuritaire quels que soient les accidents du terrain. Ils sont aussi très utiles pour déterminer la position des systèmes de pression. En comparant la lecture de l'altimètre-radar à celle de l'altimètre barométrique réglé sur l'altitude-pression, on peut déterminer les changements actuels de pression atmosphérique. Cette information, conjuguée aux connaissances générales du pilote sur les caractéristiques des systèmes de pression (c.-à-d. hautes et basses pressions), lui permet de déterminer la meilleure route pour contourner un système de pression quelconque et prendre avantage des vents propices.

2.2.3 Les instruments gyroscopiques

Les **instruments gyroscopiques** ont fait du pilotage un art de précision. Très utiles pour les vols à vue (VFR), ils ont une valeur inestimable pour le vol aux instruments (IFR). La plupart des avions comptent trois instruments gyroscopiques : le conservateur de cap, l'horizon artificiel et l'indicateur de virage et d'inclinaison latérale.

Le gyroscope

Le **gyroscope** est un rotor (ou roue) qui tourne à haute vitesse à l'intérieur d'un assemblage de supports, appelé **«cardan»**, (image 54) qui permet à son axe de pointer dans toutes les directions.

Les comportements étranges du gyroscope, même s'ils semblent défier les lois de la physique, reposent néanmoins entièrement sur les lois du mouvement d'Isaac Newton.

Toutes les applications pratiques du gyroscope sont basées sur deux caractéristiques fondamentales : l'inertie gyroscopique (ou rigidité dans l'espace) et la précession.

L'**inertie gyroscopique** est la tendance qu'a un corps en rotation de maintenir son plan de rotation s'il n'est pas dérangé. Quand le rotor (image 54) tourne autour de son axe A - B, l'orientation de cet axe reste fixe dans l'espace même si la base du gyroscope change de position.

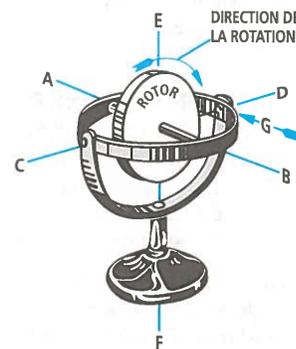


Image 54 - Gyroscope

Note: Le rotor est libre de tourner sur son cardan autour de l'axe A-B. Le cardan de soutien est libre de tourner à l'intérieur d'un cardan extérieur autour de l'axe C-D, à angle droit par rapport à l'axe de rotation du rotor. Le cardan extérieur est libre de tourner autour de l'axe vertical E-F, sur le pivot fixe F.

La **précession** est la tendance qu'a un corps en rotation, sur lequel on applique une force perpendiculaire à son axe de rotation, de tourner 90° par rapport à son axe de rotation, dans le même sens que la rotation, pour finir sur un nouveau plan de rotation parallèle à la force appliquée. Voici un exemple. Imaginez une roue de bicyclette tournant rapidement autour d'un manche à balai que vous tenez horizontalement dans vos mains. Poussez l'une des extrémités du manche vers l'avant.

Vous sentez aussitôt qu'une extrémité du manche se lève dans votre main, alors que l'autre s'abaisse. Une force appliquée dans la direction de la flèche G (image 54) produira une rotation du rotor sur ses cardans, autour de l'axe C - D.

Les sources d'alimentation des instruments gyroscopiques

Une source quelconque d'alimentation est nécessaire pour faire tourner les rotors des instruments gyroscopiques. L'énergie est fournie soit par le système électrique de l'avion, soit par un circuit de dépression fonctionnant au moyen d'une pompe entraînée par le moteur ou par un tube de venturi.

LE CIRCUIT DE DÉPRESSION ENTRAÎNÉ PAR LE MOTEUR

La pression d'air différentielle est le principe de fonctionnement des instruments gyroscopiques à dépression. Une pompe à dépression (ou pompe à vide) entraînée par le moteur de l'avion crée une dépression partielle à l'intérieur du système. Une prise d'air filtrée, située en amont des gyroscopes, permet à l'air de s'engouffrer dans le système et de faire tourner les roues du gyroscope.

Le fonctionnement des instruments gyroscopiques exige une succion de 4 à 6 inHg. (Différents fabricants suggèrent des réglages différents.) Un manomètre de dépression, situé sur le tableau de bord, indique la quantité de succion générée dans le système. Cette jauge indique la différence relative entre la pression d'air extérieure et l'air enfermé dans le système. Si la succion est insuffisante, les gyroscopes ne tourneront pas assez vite pour donner une indication fiable. Si elle est trop forte, les coussinets du gyroscope s'useront prématurément en raison de la rotation excessive des rotors.

L'avantage du système de dépression entraîné par le moteur est qu'il se met à fonctionner aussitôt le moteur en marche. Par contre, advenant une panne moteur, les instruments gyroscopiques perdent leur source d'alimentation.

Certains instruments gyroscopiques fonctionnent au moyen d'une pompe actionnée par le moteur de l'avion, pompe qui produit une **pression positive** plutôt qu'une succion. De l'air est introduit à haute vitesse et est canalisé directement dans le système, faisant ainsi tourner les rotors.

LE CIRCUIT DE DÉPRESSION ENTRAÎNÉ PAR UN VENTURI

Sur plusieurs avions légers, un venturi remplace la pompe à vide. Celui-ci a l'avantage d'être moins coûteux et d'un fonctionnement plus simple. Toutefois, son efficacité dépend de la vitesse de l'avion et les tubes de venturi eux-mêmes produisent une certaine traînée aérodynamique.

Les tubes de venturi (un ou plusieurs) sont normalement installés sur le côté de l'avion, de manière à être exposés directement au souffle de l'hélice. La vélocité de l'air qui entre dans le resserrement du venturi augmente. Une zone de basse pression se crée à l'intérieur du venturi. Il en résulte un vide partiel dans la canalisation principale reliant le venturi aux instruments gyroscopiques.

LES GYROSCOPES ENTRAÎNÉS ÉLECTRIQUEMENT

À l'origine, les gyroscopes électriques ont été mis au point pour les avions volant à très haute altitude, là où la pression atmosphérique est trop faible pour assumer le soutien d'un système à dépression. Un courant alternatif, fourni par un alternateur ou un générateur, procure l'énergie nécessaire au fonctionnement des gyroscopes.

Plusieurs gyroscopes électriques récents ont l'avantage de ne pas culbuter lors des manoeuvres aérobatiques.

Il est courant d'utiliser une combinaison d'instruments électriques et d'instruments à dépression. Cette pratique a l'avantage d'assurer une certaine sécurité au cas où l'un des systèmes

devenait défectueux. Le plus souvent, le conservateur de cap et l'horizon artificiel sont à dépression, tandis que l'indicateur de virage et d'inclinaison latérale est électrique. Les gros avions possèdent généralement deux systèmes complets d'instruments, l'un fonctionnant à dépression et l'autre électriquement. Un système de secours à venturi est aussi disponible sur les avions possédant uniquement un circuit de dépression entraîné par le moteur. Une soupape à trois voies relie le venturi au circuit et le met automatiquement en marche advenant une panne de la pompe à dépression entraînée par le moteur.

Le soin des instruments gyroscopiques

Le gyroscope est un instrument de précision qui requiert des soins spéciaux. Les instruments gyroscopiques devraient toujours être bloqués avant d'effectuer des manoeuvres aérobatiques et ce, pour éviter le culbutage qui risque d'endommager les coussinets. L'instrument qui a subi un culbutage est rendu tout à fait inutilisable tant et aussi longtemps que le gyroscope n'a pas repris sa position.

L'application brusque des freins est également néfaste, puisqu'elle impose des charges d'accélération sur les coussinets du gyroscope.

Étant donné que les particules contaminantes présentes dans l'air peuvent endommager les coussinets du gyroscope, il est recommandé de nettoyer ou de remplacer périodiquement les filtres d'air, surtout si l'environnement est poussiéreux.

Les instruments gyroscopiques entraînés par un système de venturi sont mis hors d'usage quand la glace se forme dans le venturi et bloque l'arrivée d'air. Les conditions atmosphériques propices au givrage du carburateur sont aussi propices à la formation de glace dans le venturi.

Malheureusement, il arrive que les instruments gyroscopiques se détachent; mais en revanche, ils avertissent généralement à l'avance le pilote d'un problème. Tout fonctionnement anormal quelconque, tel que précession excessive, retard ou bruit, pourra signaler un bris imminent. Il arrive néanmoins que les instruments gyroscopiques cessent brusquement de fonctionner, ne fournissant au pilote aucune indication que l'information qu'il reçoit est erronée. Des gyroscopes ont été développés munis d'un drapeau d'alerte pour avertir le pilote du mauvais fonctionnement de l'instrument.

Les chocs sont le meilleur moyen de rendre un instrument gyroscopique totalement inutilisable. Il est donc essentiel de prendre toutes les précautions possibles lorsqu'on doit l'enlever pour fins de réparations.

Le gyroscope directionnel (DG)

Le **gyroscope directionnel (DG)** est un instrument qui indique le cap de l'avion. Stable et fidèle, il permet au pilote de conserver son cap avec un minimum d'efforts.

Le rotor du conservateur de cap est monté verticalement et tourne autour d'un axe horizontal à environ 12 000 tours/min. Ce rotor est fixé dans un cardan intérieur, lequel tourne librement autour de l'axe horizontal. Ce cardan est monté à l'intérieur d'un autre cardan. Le limbe (rose graduée du compas) visible sur la face de l'instrument, est attaché au cardan extérieur par un système d'engrenages. Lorsque l'avion effectue un virage, le limbe tourne, indiquant un virage à gauche ou à droite.

Une fois le gyroscope en marche, il obéit au principe gyroscopique fondamental de la rigidité (ou fixité) dans l'espace. La position du rotor et des cardans est donc fixe par rapport à la terre, et c'est l'avion qui tourne autour du gyroscope.



Image 55 - Indicateur de cap

Le conservateur de cap le plus utilisé de nos jours est illustré à l'image 55. Le limbe tourne et le nez de l'avion pointeur indique le cap. À l'instar de la boussole, les chiffres sont imprimés sans le dernier 0; 3 représente 30°, 12 représente 120°, etc.

Le conservateur de cap ne cherche pas le nord. Il doit donc être synchronisé avec le compas magnétique (boussole) au début du vol. Pour ce faire, l'instrument est muni d'un petit bouton (à gauche en bas de l'instrument - image 55). En poussant sur ce bouton, on bloque le système. Le limbe peut alors être réglé au cap désiré, simplement en tournant le bouton. En tirant sur le bouton, on débloque le mécanisme et le conservateur de cap est de nouveau libre d'indiquer les changements de direction.

Le compas magnétique est affligé de plusieurs caprices, incluant les erreurs de virage, d'accélération et de décélération.

Le conservateur de cap est constant et n'oscille pas. Il permet au pilote de conserver un cap précis, même dans les turbulences. On peut également exécuter des virages précis et les arrêter sur un cap prédéterminé. L'instrument répond instantanément, sans aucun retard.

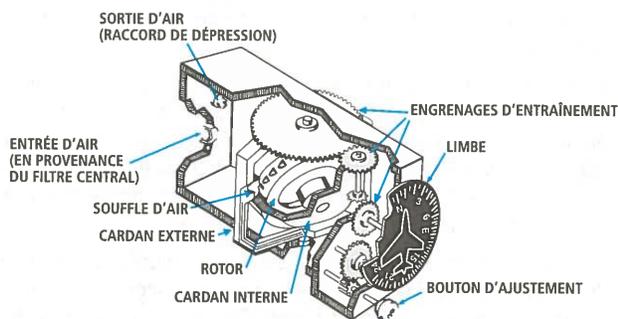


Image 56 - Conservateur de cap

Considérant ces faits, on pourrait en déduire que les jours de gloire du compas magnétique sont bel et bien révolus. Ce serait en effet le cas si le conservateur de cap ne souffrait d'une certaine petite lacune... celle de devoir être ajusté périodiquement en utilisant, vous l'avez deviné, le compas magnétique!

L'ERREUR DE PRÉCESSION

Les forces de friction présentes dans le système gyroscopique engendrent la précession. Cette précession occasionne un «glissement» ou une «dérive» d'environ 3° dans la lecture de l'instrument et ce, toutes les 15 minutes.

Le gyroscope est aussi sujet à la **précession apparente**. L'inertie gyroscopique garde le gyroscope fixe dans l'espace de sorte qu'il ne bouge pas par rapport à l'espace. Cependant, la terre qui tourne en dessous du gyroscope donne à ce dernier un mouvement apparent par rapport à la terre. La rotation de la

terre cause une dérive apparente, ou précession, qui varie avec la latitude. À l'équateur, la précession apparente est de 0. Aux pôles, elle atteint 15° à l'heure.

L'erreur de précession, à la fois mécanique et apparente, doit être corrigée à intervalles réguliers, c.-à-d. toutes les 15 minutes. Quand on synchronise le conservateur de cap avec le compas, il est très important de maintenir l'avion en vol rectiligne horizontal afin d'éviter les erreurs du compas.

LES LIMITATIONS DU CONSERVATEUR DE CAP

Le gyroscope tributaire d'un système à dépression nécessite une succion de 4 à 6 po de mercure pour fonctionner correctement. On ne l'utilisera pas au décollage s'il n'a pas fonctionné auparavant pendant au moins 5 minutes, c.-à-d. le temps requis pour atteindre sa vitesse normale de fonctionnement. (Si le gyroscope fonctionne à l'aide d'un tube de venturi au lieu d'une pompe à vide, on ne l'utilisera jamais au décollage.)

Les conservateurs de cap, comme celui de l'image 55, sont munis d'un gyroscope à l'épreuve du culbutage. Parce qu'ils ont un mécanisme d'auto-redressement, ils fonctionnent dans les virages, montées et descentes pouvant atteindre 85°. Toutefois, dans les manoeuvres excédant 85°, ils donneront une fausse lecture et devront être réajustés.

L'horizon artificiel (AI)

L'horizon artificiel (aussi appelé horizon gyroscopique ou indicateur d'assiette) offre au pilote une référence artificielle lorsque l'horizon naturel n'est pas visible en raison des nuages, du brouillard, de la pluie ou de toute autre obstruction à la visibilité. Il indique au pilote la position des ailes et du nez de l'avion par rapport à l'horizon terrestre.

L'horizon naturel est représenté par une barre horizontale sur la face de l'instrument (image 57). L'assiette relative de l'avion par rapport à l'horizon est indiquée à l'aide d'un avion artificiel ou d'une barre segmentée. Un repère localisé en haut de l'instrument indique le nombre de degrés d'inclinaison à gauche ou à droite grâce à une échelle graduée de 0° à 90°.

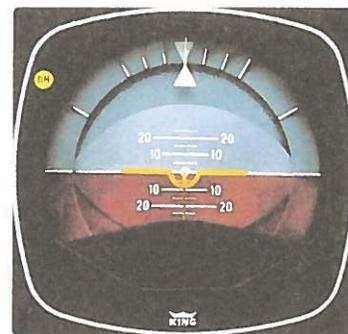


Image 57 - Horizon artificiel

Le rotor de l'horizon artificiel est monté horizontalement et tourne autour de son axe vertical. Il est fixé à un système de cardan universel, libre autour des axes de tangage et de roulis. Il est donc capable de maintenir une rotation sur le plan horizontal, parallèle à l'horizon naturel, indépendamment des mouvements de roulis et de tangage exécutés par l'avion autour de lui.

La barre d'horizon est attachée au cardan à l'aide d'un levier pivotant; elle reste parallèle à l'horizon naturel. La relation entre la barre segmentée (avion pointeur) et la barre d'horizon est la même qui existe entre l'horizon naturel et l'avion. Lorsque l'avion est en palier, la barre segmentée est alignée sur la barre d'horizon.

Lorsqu'on lève le nez de l'avion, le rotor demeure horizontal. Une force relative dirigée vers le bas s'exerce sur le levier pivotant auquel la barre d'horizon est attachée, causant l'affaissement de cette dernière en dessous de la barre segmentée. Si l'avion pique du nez, l'inverse se produit.

On peut considérer et utiliser l'horizon artificiel de deux façons :

1. Certains le considèrent comme une fenêtre percée dans le tableau de bord qui permet de voir à travers le brouillard et les nuages. Dans ce cas, la barre d'horizon se trouve à la même place qu'occuperait l'horizon naturel.
2. D'autres préfèrent piloter l'avion pointeur en fonction de la barre d'horizon.

Lorsqu'on lève le nez de l'avion, l'avion pointeur monte au-dessus de la barre d'horizon pour indiquer une assiette nez haut.

Lorsqu'on baisse le nez de l'avion, l'avion pointeur cale sous l'horizon pour indiquer une assiette nez bas.

Lorsque l'avion s'incline, l'avion pointeur s'incline par rapport à la barre d'horizon et l'aiguille indique le nombre de degrés d'inclinaison sur l'échelle graduée.

Lorsqu'on est obligé de piloter l'avion avec une assiette nez haut ou nez bas (selon l'altitude, la puissance et la charge), l'avion pointeur peut être aligné sur la barre d'horizon au moyen d'un bouton situé au bas de l'instrument.

Lorsqu'il est verrouillé, le gyroscope est immobilisé de telle façon que l'avion pointeur affiche le vol en palier. Si on déverrouille l'instrument en vol, l'assiette réelle de l'avion doit être identique à celle de l'avion pointeur (rectiligne en palier), sans quoi l'instrument donnera de fausses lectures lorsqu'il est déverrouillé.

LES LIMITES DE L'HORIZON ARTIFICIEL

Le gyroscope d'un horizon artificiel fonctionnant à dépression requiert une succion de 4 po de mercure ou plus, et un délai de 5 minutes pour atteindre sa vitesse de fonctionnement. L'horizon artificiel électrique est opérationnel presque instantanément.

Les horizons artificiels, tel que celui de l'image 57 et plus spécifiquement ceux fonctionnant à l'électricité, ne connaissent virtuellement aucune limite de tangage et de roulis. Ils indiquent avec précision les mouvements de tangage jusqu'à 85° et ne culbutent pas, même durant l'exécution de tonneaux (roulis) de 360°. Cependant, l'horizon artificiel traditionnel permet seulement des montées et des descentes n'excédant pas 70° et des inclinaisons de 90° (à la verticale). Si ces limites sont dépassées, le gyroscope culbute. Le gyroscope devrait donc être bloqué pendant l'exécution de manoeuvres acrobatiques.

Toute force qui entrave la libre rotation du gyroscope occasionnera des erreurs dans les indications de l'horizon artificiel. Des composantes mal équilibrées, des filtres bouchés, des soupapes mal ajustées, le mauvais fonctionnement de la pompe, le frottement et les pièces usées causeront des indications erronées.

D'autres erreurs surgissent durant l'exécution de manoeuvres courantes. Dans un virage dérapé, le gyroscope «précresse» du côté du virage. Une fois l'avion revenu au vol rectiligne en palier, l'instrument indique un virage dans la direction du dérapage. Dans un virage normal, le gyroscope «précresse» du côté du virage. Le mécanisme de redressement du gyroscope corrige rapidement l'erreur de précession.

L'accélération et la décélération entraînent également des erreurs de précession. Durant une accélération, la barre

d'horizon descend de façon à indiquer une montée. Durant une décélération, la barre d'horizon monte, indiquant ainsi une descente.

L'indicateur de virage et d'inclinaison latérale

L'indicateur de virage et d'inclinaison latérale combine en réalité deux instruments en un seul : l'aiguille et la bille. L'aiguille indique la direction et le taux de virage approximatif de l'avion. La bille indique l'amplitude de l'inclinaison dans le virage, c.-à-d. s'il y a dérapage ou glissade (image 58).

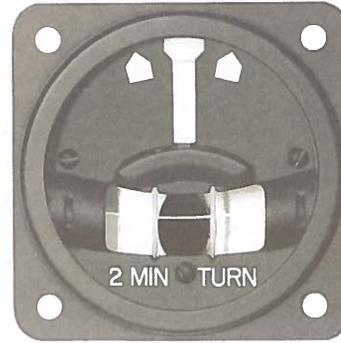


Image 58 - Indicateur de virage et d'inclinaison latérale

La bille est contrôlée par la gravité et la force centrifuge. Il s'agit tout simplement d'une bille, ou petite boule d'acier, emprisonnée dans un tube de verre courbé rempli de liquide. Dans un virage coordonné, la bille reste au centre parce que la force centrifuge compense la gravité. Dans une glissade, le taux de virage est insuffisant compte tenu de l'inclinaison. La force centrifuge est faible et la bille tombe à l'intérieur du virage pour indiquer le déséquilibre. En dérapage, le taux de virage est trop fort pour l'inclinaison. La force centrifuge est trop grande et ce déséquilibre est trahi par la bille qui se déplace vers l'extérieur du virage.

L'aiguille de l'indicateur de virage est contrôlée par un rotor alimenté soit électriquement, soit par une pompe à vide, ou encore par un tube de venturi. De l'air admis par une buse vient frapper les aubes du rotor et force ce dernier à tourner à une vitesse approximative de 9000 tours/min. Le rotor est monté verticalement et tourne autour de son axe horizontal.

Le principe de base gouvernant le fonctionnement de l'indicateur de virage est la précession gyroscopique. Le rotor est monté sur un cardan. Lorsque l'avion effectue un virage à droite ou à gauche, le rotor «précresse» autour de son axe de rotation et fait rouler le cardan. À son tour, le mouvement rotatoire du cardan fait bouger l'aiguille sur le devant de l'instrument. Un ressort renvoie le gyroscope au neutre lorsque l'avion cesse de virer.

L'indicateur de virage indique le taux de virage et non «l'amplitude». Le taux standard, ou virage au taux 1, est égal à 3°/sec ou 360° en deux minutes.

D'ordinaire, l'instrument est calibré pour indiquer un virage au taux 1 quand l'aiguille est alignée sur l'un des deux repères situés de part et d'autre de l'index central (image 58).

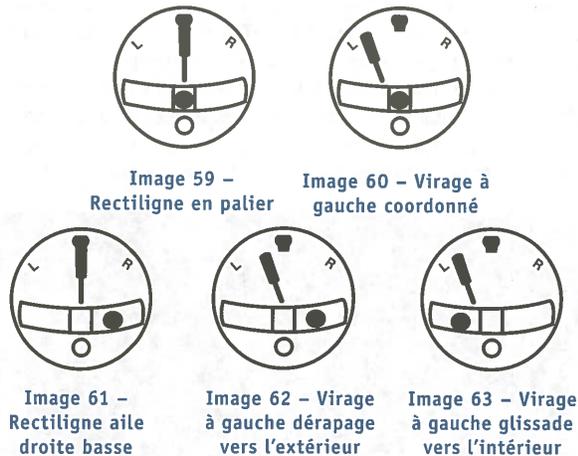
En vol rectiligne horizontal, la bille et l'aiguille sont toutes les deux centrées (image 59).

Dans un virage correctement incliné, c.-à-d. coordonné, l'aiguille indique le taux de virage. Les forces agissant sur la bille la forcent à rester centrée (image 60).

Si une aile s'abaisse, la bille glisse de ce côté. À l'image 61, l'aiguille montre que l'avion est en vol rectiligne, mais la bille indique que l'aile droite est abaissée.

Dans un virage, si l'avion n'est pas suffisamment incliné, un dérapage vers l'extérieur se produit. À l'image 62, l'aiguille indique un virage à gauche et la bille, un dérapage à droite vers l'extérieur.

Enfin, lorsque l'avion est trop incliné dans le virage, il se produit une glissade vers l'intérieur. L'aiguille de l'image 63 indique un virage à gauche et la bille, une glissade vers l'intérieur.



Coordonnateur de virage

Plusieurs avions modernes sont équipés d'un **coordonnateur de virage**. Cet instrument remplace l'indicateur de virage et d'inclinaison latérale. Il fonctionne sur le même principe, mais certaines particularités de construction lui permettent de réagir non seulement au lacet mais aussi au roulis. Plutôt que de tourner autour de son axe horizontal, comme le fait l'indicateur de virage et d'inclinaison latérale, le gyroscope est incliné d'environ 35°. Ainsi, lors d'un mouvement autour des axes de roulis et de lacet, la précession fait rouler légèrement le mécanisme du gyroscope.

Le cardan est relié à un avion pointeur sur la face de l'instrument. L'avion pointeur s'incline pour indiquer au pilote les taux de roulis et de lacet. Quand l'avion vire à droite ou à gauche, l'avion pointeur s'incline dans la direction du virage. Lorsque l'aile de l'avion est alignée sur l'un des repères, l'avion se trouve dans un virage standard, c.-à-d. un virage au taux 1.

La bille donne les mêmes indications que celle de l'indicateur de virage et d'inclinaison latérale.



Image 64 – Coordonnateur de virage

Le gyrocompas (ou compas gyroscopique)

Le gyrocompas cumule deux fonctions : celles de conservateur de cap et de compas magnétique. Il n'est plus considéré comme un instrument essentiel mais on le retrouve parfois dans certains avions.

Il fournit des caps compas stables en air turbulent. Il pointe vers le nord, tout comme un compas magnétique, mais il n'est pas affecté par les erreurs de virage au nord, ni par les oscillations. Il n'est pas sujet à la précession, donc il ne nécessite aucun réajustement périodique, comme c'est le cas du conservateur de cap.

Le système du gyrocompas comprend notamment une sonde magnétométrique qui perçoit les lignes magnétiques terrestres par induction électromagnétique. Les lignes magnétiques produisent un voltage dans le détecteur de la sonde magnétométrique. On peut déterminer la direction grâce aux voltages induits qui varient avec chaque changement de cap. La sonde magnétométrique est suspendue, tel un pendule (afin de la garder horizontale), à l'intérieur d'un boîtier rempli d'un liquide amortissant. Elle est habituellement installée au bout de l'aile, à l'écart des perturbations magnétiques locales de la cellule.

Le mécanisme du conservateur de cap est conventionnel, sauf qu'il est asservi aux lignes magnétiques terrestres par le signal reçu de la sonde magnétométrique.

L'aiguille mobile pointe vers le cap magnétique de l'avion. L'indicateur de route (les deux lignes parallèles) peut être réglé sur n'importe quel cap en guise de référence.

Certains gyrocompas sont munis d'un bouton-interrupteur. Une position indique que le système complet est en opération. Une autre indique que la sonde magnétométrique est coupée et que l'instrument fonctionne comme un conservateur de cap autonome. Cette caractéristique est nécessaire pour l'utilisation de l'instrument aux hautes latitudes polaires ou dans toutes les circonstances où les indications magnétiques ne sont pas fiables.

2.2.4 L'indicateur d'angle d'attaque

L'**indicateur d'angle d'attaque** permet au pilote de connaître en tout temps sa marge de manoeuvre par rapport au décrochage, indépendamment du poids, du c.g., de l'angle d'inclinaison ou de tout autre facteur affectant la vitesse indiquée de décrochage.

Lorsque l'aile fend l'air, les filets d'air se divisent en deux. Une partie suit l'extrados et l'autre, l'intrados. L'endroit où les filets d'air se séparent porte le nom de point d'arrêt. Le point d'arrêt se déplace le long de la corde sous la surface de l'aile. Il avance lorsque l'angle d'attaque diminue et se déplace vers l'arrière lorsque l'angle d'attaque augmente. Une fois la position arrière maximale atteinte, l'aile décroche.

L'indicateur d'angle d'attaque perçoit les changements de position du point d'arrêt au moyen d'une sonde située légèrement en dessous du bord d'attaque de l'aile. Une palette à ressort monte et descend au gré des changements de position du point d'arrêt et relaye cette information au tableau de bord pour fins d'affichage. L'indicateur se déplace vers la gauche, zone rouge ou lente (slow), lorsque l'angle augmente, et vers la droite, zone rapide (fast), lorsque l'angle diminue. L'instrument indique à la fois la position actuelle du point d'arrêt et la position où l'avion décrochera.

L'indicateur d'angle d'attaque n'a aucun rapport avec la vitesse et peut donc fournir une lecture constante et fidèle de la marge au-dessus du décrochage et ce, dans toutes les assiettes de vol. Cet instrument est particulièrement utile au décollage, à l'atterrissage et au cours des manoeuvres à grande inclinaison.

2.2.5 Le machmètre

Le **machmètre** permet d'avoir une indication continue du rapport qui existe entre la vitesse de l'avion et la vitesse du son locale. Il est conçu pour indiquer un indice (nombre de) mach en mesurant et en corrélant la pression dynamique et la pression statique.

L'instrument comprend deux capsules anéroïdes enfermées dans un boîtier hermétique, lui-même relié au système de pression statique de l'avion. L'une des capsules est connectée à la prise dynamique (pitot), tandis que l'autre est hermétique et partiellement sous vide. Cette dernière ne réagit qu'à la pression statique et mesure donc l'altitude. La première réagit à la fois à la pression statique et à la pression dynamique et mesure donc la vitesse. (Note : le nombre de mach égale la vitesse de l'avion divisée par la vitesse du son.)

Tout changement de pression entraîne l'expansion ou la contraction de la capsule appropriée, ou des deux à la fois. Les capsules sont reliées à une aiguille située sur la face de l'instrument. Cette aiguille, qui réagit à l'expansion ou à la contraction des capsules, indique la vitesse de l'avion sur lequel l'instrument est installé.

2.2.6 Le système d'instruments de vol électroniques (EFIS)

Le **système d'instruments de vol électroniques (EFIS)** est un instrument électronique à écran qui remplace plusieurs instruments à aiguille (analogiques). Il est composé de deux écrans : un **écran principal de vol (PFD)** et un **écran multifonction (MFD)**. Ce type d'affichage électronique utilise un **écran à cristaux liquides (LCD)** à faible consommation électrique, d'où son nom de **poste de pilotage à écrans cathodiques (Glass cockpit)**. Voir aussi 9.9 – Le système d'instruments de vol électroniques (EFIS).

L'**écran principal de vol (PFD)** permet au pilote de visualiser l'ensemble des paramètres nécessaires en vol, tels que la vitesse vent, l'altitude, le cap, l'assiette, la vitesse verticale et l'écart de route (yaw). La lecture d'une unité LCD regroupe six différents instruments qui originellement étaient des cadrans individuels anémométriques (Pitot Static Instruments) et à aiguille (analogiques).

L'indicateur virtuel d'assiette se trouve normalement au centre d'un PFD, mais il peut aussi se trouver sur la moitié supérieure de l'écran. Un simulateur de cap sera normalement situé sur la partie du bas de l'écran. Toute information additionnelle sera juxtaposée et/ou en périphérie de ces graphiques. Comme par exemple, l'indicateur d'assiette pourrait avoir sur sa gauche un ruban vertical indiquant la vitesse vent et de l'autre côté sur la droite, toujours à l'intérieur de l'écran, deux rubans verticaux côte à côte indiquant l'altitude et la vitesse verticale. Voir image 65.

L'écran MFD donne l'information sur la navigation et la météo. Avec ces cartes GPS mobiles sur lesquelles les membres de l'équipage peuvent superposer différentes informations, voir 9.8.4 – L'affichage de carte mobile et 9.8.3 – Le système mondial de navigation par satellite (GNSS). L'information superposée à l'écran MFD peut inclure les détails concernant le cap actuel du vol, des informations sur la météo, sur le terrain et sur les obstacles détectés, les espaces aériens restreints ainsi qu'au sujet du trafic aérien. L'écran MFD peut aussi informer l'équipage sur le système électrique de l'appareil ainsi que sur le carburant. Au même titre que le PFD, le MFD est en couleur et est normalement de même taille et forme que le PFD. En général, les applications du PFD et du MFD comprennent des touches à contexte applicatif (softkeys) ainsi que des boutons qui se retrouvent en périphérie d'un cadran LCD.

Les systèmes PFD sont configurés selon le **système de référence d'assiette et de cap (AHRS)**. Le AHRS est un capteur à trois axes indiquant la position, l'assiette et l'écart de trajectoire de l'avion. Les données de l'indicateur d'assiette ainsi que celles de l'indicateur de cap sont transmises par un gyro, un accéléromètre et un magnétomètre soit solid-state ou micro-électromécaniques. Ils remplacent les instruments de vol gyroscopiques mécaniques qu'on retrouve dans des avions équipés d'instruments de vol à cadran rond (ou manomètres à vapeur).

Lorsque combiné à des puces à grandes vitesses qui traitent les données sur l'air, le AHRS traite les données du **Système de référence d'assiette et de cap à données aérodynamiques (ADAHRS)**. Un avion muni d'un ADAHRS a trois capteurs de vitesse pour chaque axe, et trois accéléromètres pour chaque axe. Ceci produit de l'information additionnelle comme la vitesse vent, l'altitude ainsi que la température à l'extérieur, ce qui permet au PFD de produire une représentation complète des instruments analogues en un seul écran afficheur à cristaux liquides.



Image 65 – Écran de visualisation des paramètres de vol (PFD)