Altimètre

Mesurer l'altitude pour permettre d'assurer la sécurité du vol de l'avion vis-à-vis des obstacles et des autres avions.

Rappel :

Au niveau de la mer :

$Z = 0$
$P = 1013{,}25\ hPa$ ou $29{,}92\ in.Hg$
$\theta = +15°C$ ou $288°K$
Masse volumique de l'air $\rho_o = 1{,}225\ kg/m^3$
$\frac{\Delta t}{\Delta z} = 6° / 1000m$ ou $2° / 1000\ ft$

Pour Z en km < 11 :

$$Ps \searrow \Rightarrow Ps / Ps_0 = \frac{(31-Z)^2}{(31+Z)^2}$$

$$\rho \searrow \Rightarrow \sigma = \frac{20-Z}{20+Z}$$

$$\theta \searrow \text{ linéairement jusqu'a } -56° \text{ pour } Z = 11km$$

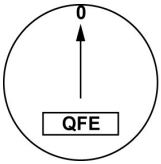
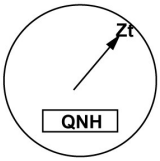
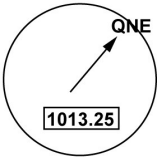
Zp : Altitude pression, exprimée en ft. 1 ft = 0,305 m et 1 m = 3,28 ft

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

En atmosphère standard, Z = Zp = Zd = Zθ

L'altimètre est un baromètre dont le cadran est gradué en ft et dont l'étalonnage a été effectué en atmosphère standard.

<u>Différents calages :</u>

TYPE	QFE	QNH	1013,25
SIGNIFICATION	Pression sur le terrain d'altitude topographique Zt	Pression à Z = 0 extrapolée du QFE en atmosphère standard	Pression en atmosphère type
INDICATION AU SOL			
INDICATION EN VOL	Hauteur H ou HQFE ou Hi	Altitude Z ou ZQNH ou Zi	Altitude Zp ou Niveau de vol (FL)
UTILISATION	Décollage et atterrissage	Décollage et atterrissage Survol des obstacles	Croisière (espacement vertical des vols)
OBTENTION	Au sol affichage de Z = 0	Au sol affichage de Z = Zt	Affichage de 1013,25

Caler un altimètre revient à effectuer une translation d'échelle des altitudes.

Erreurs :

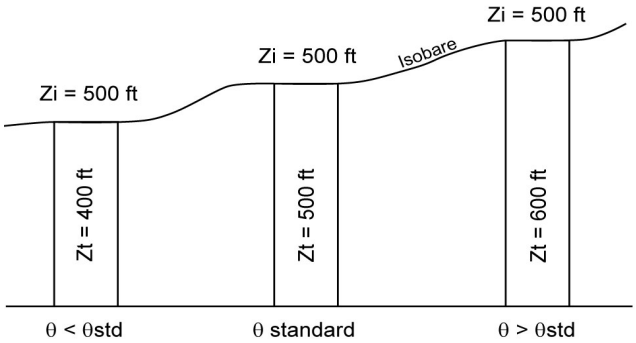
Dues à sortes de causes indépendantes :

- *Principe de la mesure (erreur de principe)*
- *Mode de captation de la PS (erreur d'installation)*
- *Imperfection de l'instrument (erreurs instrumentales)*

Erreur de principe :

- Température contractant ou dilatant la colonne d'air par rapport à l'atmosphère standard.

Les 3 Zi sont identiques pour un même calage.



Atmosphère froide = DANGER
Plus chaud = Plus haut

Correction :

Zi = 0,4 % par °C d'écart / θ std
Hréelle = Hi . Tréelle /Tstd

- Vent sur un relief engendrant une dépression (effet de venturi) :

Ps ↘ donc Zi ↗

Erreur de captation de la Ps (d'installation):

- Influence de l'angle d'incidence et de la Vc (CAS) ou du Nombre de Mach :

ΔPs (± 50 ft)

- Longueur de la canalisation :

Retard d'indication de l'ordre de 1s au plus.

Erreur instrumentale:

- Hystérésis « capsule(s) » :

Retard d'indication ± 70 ft au plus

- Influence de la température du boîtier sur les déformations des capsules :

± 2 ft / °C

- Justesse : non utilisation de la courbe d'étalonnage :

± 150 ft au plus

- Mobilité : frottements, jeux dans le mécanisme :

± 50 ft au plus

- Défaut d'équilibrage statique des pièces mobiles et influence des accélérations linéaires :

± 30 ft au plus

- Calage au sol :

± 28 ft (pour Z < 1000 ft)

Tolérance d'indication :

± 500 ft pour les instruments d'avions légers (toutes erreurs cumulées)

± 20 ft à basse altitude, pour les altimètres de précision (altimètres asservis).

Anémomètre

Mesurer la vitesse de l'avion par rapport à l'air ou vitesse aérodynamique ou vitesse vraie Vv ou TAS (True Air Speed).

Rappel :

$$Pt = Ps + \frac{1}{2}\rho V^2$$

Pt : Pression total (Pa)
Ps : Pression statique (Pa)
ρ : Masse volumique (kg/m^3)
V : Vitesse aérodynamique (m/s)

Cette relation (loi de Bernoulli) permet la mesure de la vitesse à partir d'une mesure de pression différentielle Pt – Ps.

Un anémomètre est un manomètre mesurant la Pd $\Delta P = Pt - Ps$, couramment appelée q et dont le capteur est une capsule métallique élastique.

Etalonnage :

La loi de Bernoulli ne s'applique qu'aux fluides incompressibles (ρ constant).

Il faut définir une référence d'étalonnage, compte tenu de la variation des paramètres d'état Ps, ρ & θ de l'atmosphère.

Une convention internationale a défini l'étalonnage des anémomètres au niveau de la mer Zp = 0, en atmosphère standard :

Ps = Ps0 = 101 325 Pa
$\rho = \rho_0$ = 1,225 kg/m^3
$\theta = \theta_0$ = 15° C
a = a_0 = 661,5 kt

de telle sorte que leur indication soit alors la Vv ou TAS.

Dès que Zp donc Ps, ρ & θ est différent de la valeur précédente, l'indication de vitesse est différente de la Vv. On a défini :

- *Une vitesse conventionnelle ou vitesse corrigée Vc ou CAS (Calibrated Air Speed) qui est la valeur indiquée par un anémomètre idéal.*

Vc ou CAS = Vv ou TAS au niveau de la mer en atmosphère standard.

Vc est indépendante de l'altitude car défini à Zp = 0 en atmosphère standard, donc pour $\rho = \rho_0$.

<u>Vitesse Equivalente ou EAS (Equivalent Air Speed) :</u>

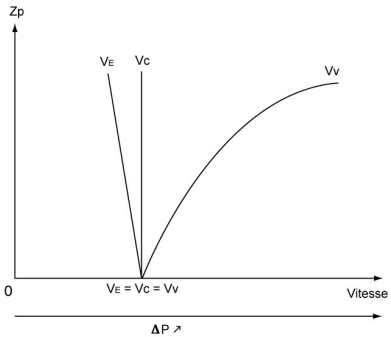
Cette vitesse utilisée pour le calcul des performances ne concerne plus l'étalonnage. V_E est défini à partir de la Vv ou TAS afin de s'affranchir de l'influence de la masse volumique ρ donc de l'altitude Zp.

V_E dépend de l'altitude. Cette différence provient de l'influence du nombre de Mach qui ↗ si Zp ↗.

L'écart entre V_E et Vc reste négligeable pour :

- *$Vc \leq 200$ kt*
- *$Zp \leq 15000$ ft*

Et V_E est toujours $\leq$ Vc.



Pour calculer Vv il faut effectuer le calcul de « correction de densité » :

$$Vv = \frac{V_E}{\sqrt{\sigma}}$$

Utilisation pour le pilotage au décollage et atterrissage :

Au décollage ou à l'atterrissage on utilise la lecture anémométrique (Vi) comme paramètre fondamental de contrôle du vol.

Pour une valeur de Vi fixée, pour un vent effectif Ve debout, risque de décrochage si Ve chute rapidement (effet de gradient de vent).
En effet, la Vs = Vp + Ve, donc la Vp se trouve diminue brutalement avec risque important de décrochage. Comme Vc est une représentation de la Vp on a recours à ***une majoration systématique de la Vi en finale en cas de vent debout****.*

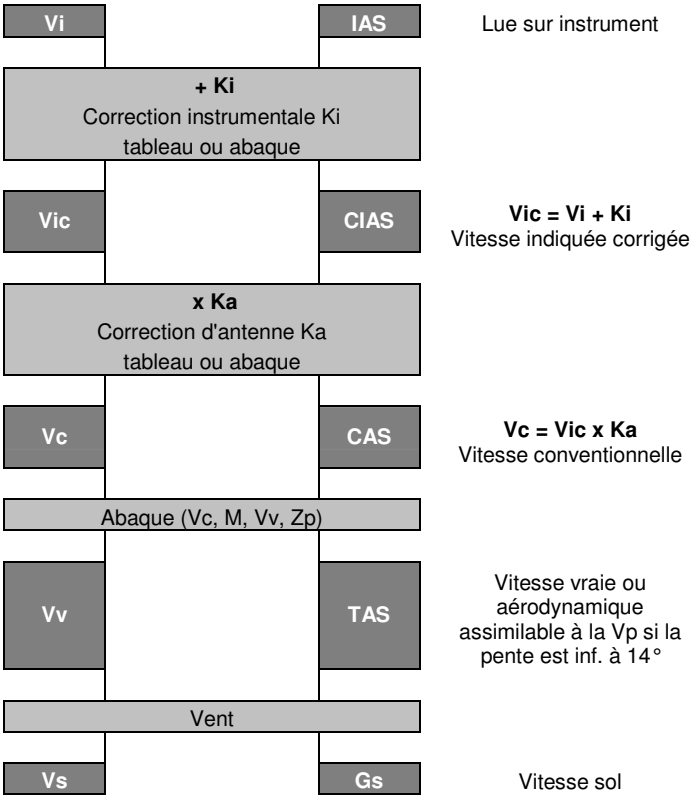
$$Vi\ approche = Vref + \frac{1}{3}\,Ve\ (max\ 20\ kt)$$

Utilisation pour la navigation :

Il s'agit, connaissant la Vi de déterminer la Vp puis connaissant le Ve, la Vs. Pour les avions non équipés de centrales aérodynamiques il faut appliquer une succession de corrections à Vi.

On peut utiliser en calcul mental les valeurs approchées suivantes pour un avion ou $Zp \leq 10000\ ft$ *.*

- $Vp = Vi + 1\%$ *par tranche de 600 ft*
- $Vp = Vi + 1\%$ *par tranche de 5° d'écart ISA*



Vp est la composante horizontale de Vv.

<u>Signification des secteurs colorés du cadran :</u>

Vert : vitesse normales d'utilisation depuis la vitesse de décrochage en lisse jusqu'à la VNO (Normal Operating Speed).
Blanc : vitesse d'utilisation depuis la vitesse de décrochage plein volets jusqu'à la vitesse maximale plein volets.
Jaune : vitesse exceptionnelles comprises entre VNO et VNE
Rouge : vitesse à ne jamais dépasser VNE (Never Exceed Speed).
Bleu : vitesse optimale de montée monomoteur (pour les bimoteurs).

Indicateur de vitesse maximale – Aiguille bariolée VMO :

Aiguille supplémentaire de l'anémomètre bariolée rouge et blanc pour indiquer la limitation VMO (Vitesse Maximale en Opérations), exprimée par une Vc ou CAS. Elle résulte d'une limitation « croisière » certifiée à caractère structural (ex : masse avion).

La limitation VMO est une vitesse Vc ou CAS définie à partir de la VE ou EAS, pour être indépendante de l'altitude Zp.

Lorsque Zp ↗, la vitesse de l'avion se trouve limitée par le nombre de Mach MMO (Maximum Mach Operating).

Si M > MMO, l'avion risque le décrochage « haut ».
Si Zp ↗ à M = MMO constant, l'avion risque le décrochage dit « bas » car Vc ↘.

Erreurs de Captation imparfaite voire incorrecte de Pt et Ps.

- Si la canalisation de Ps est obturée :
- Au décollage ou en montée q ↘ est Vi < valeur réelle
- En descente q ↗ est Vi > valeur réelle

- En cas de givrage du tube Pitot q ↘ est Vi ↘.

- La longueur de la canalisation provoquera un retard de 1s au plus sur l'indication de la Vi.

Erreur instrumentale:

- Hystérésis « capsule(s) ».
- Influence de la température du boîtier sur les déformations des capsules.
- Frottements, jeux dans le mécanisme.
- Défaut d'équilibrage statique des pièces mobiles.

Vi ou IAS ± correction d'étalonnage = Vc ou CAS
Correction des erreurs d'installation et instrumentale = 3% maximum de Vi.

Machmètre

Mesurer le nombre de Mach M de l'avion se substituant à la Vc ou VAC pour tout vol subsonique « élevé » ou supersonique.

$$M = Vv / a \text{ avec } a = \sqrt{\gamma\ r\ Ts}$$

a étant la célérité du son (à Z = 0, a_0 = 341 m/s = 661,5 kt)
$= 39{,}94\sqrt{Ts}$ *, si exprimée en kt.*

La mesure de M est effectuée à partir du rapport :

$$\frac{\text{pression dynamique } Pt - Ps}{\text{pression statique } Ps}$$

La mesure de M ne fait pas intervenir la température dont les variations se répercutent implicitement sur les pressions Pt et Ps.

PHASE DE VOL	Paramètre maintenu constant	Paramètres évolutifs	Observation
MONTEE	Vc	M et Vv ↗	**Zp ↗ Ps ↘**
	M	Vc et Vv ↘	
DESCENTE	Vc	M et Vv ↘	**Zp ↘ Ps ↗**
	M	Vc et Vv ↗	
CROISIERE	Vc	θ réelle	Vv variable
	M	θ réelle	Vv variable

Vv est la vitesse vrai ou TAS.

Variomètre

Mesurer la vitesse verticale Vz de l'avion, c'est-à-dire la composante verticale de la vitesse de l'avion par rapport à l'air (Vv).

La mesure est basée sur la variation de pression statique dans le temps au moyen d'un manomètre différentiel soumis à :

- $Ps(t)$ *: pression statique instantanée, d'une part ;*
- $Ps(t-\Delta t)$ *: pression statique d'un instant antérieur, d'autre part, mémorisée dans une enceinte au moyen d'un élément retardateur (tube capillaire).*

Le variomètre est donc un indicateur de variation de pression statique dans le temps gradué en échelle utilisable par le pilote (ft/min ou m/s).

Rappel :

1 m/s = 200 ft/min

Précision :

- *Bonne autour du zéro (3 %)*
- *Médiocre en altitude pour les instruments classiques (± 10% de la valeur indiquée).*
- *Bonne pour les instruments asservis (± 30 ft ou ± 2% de la valeur indiquée).*

Utilisation :

- *Montée ou descente à taux déterminé.*
- *Tenue de pente en approche :*

$$\text{pente en } \% = \frac{Vz \text{ en } ft/min}{Vp \text{ en } kt}$$

Ex : Vz = - 500 ft /min, Vp = 150 kt

$$\text{Pente de descente} = \frac{500}{150} = 3{,}3\ \%$$

$$\text{Pente en °} = \text{Pente en \%} \times 0{,}6$$

$$\text{Ex : Pente de descente} = \frac{500}{150} = 3{,}3\ \% \times 0{,}6 = 2°$$

Instruments Gyroscopiques

Ils sont destinés à mesurer les valeurs des paramètres de navigation et d'attitude suivants :

- Directionnel	→	*Cap gyro CG.*
- Compas gyromagnétique	→	*Cap magnétique Cm.*
- Horizon artificiel :	→	*Angles d'attitude.*
- Indicateur de virage :	→	*Taux de virage e parfois angle d'attitude.*

Principe du Gyroscope :

C'est un solide de révolution (rotor ou toupie) en rotation rapide autour d'un axe appelé « axe propre ».

Gyroscope à 2° de liberté lorsque le rotor est suspendu « à la cardan ».
Gyroscope à 1° de liberté lorsque le rotor est suspendu par un cadre unique.

Propriétés fondamentales des gyroscopes :

- Fixité dans l'espace absolu :

$\vec{H}$ *se conserve dans l'espace absolu.*

Mais $\vec{H}$ *« dévie /terre » pour un observateur immobile / terre appelé « précession apparente » ou déviation.*

La précession apparente comporte 3 composantes :
- Effet de rotation terrestre pour un gyro immobile /terre.
- Effet du déplacement de gyro /terre considéré comme immobile.
- Mouvement orbital terrestre / soleil qui peut être négligée.

- Précession

- Couple gyroscopique

<u>Différentes applications des gyroscopes :</u>

- Gyroscope de verticale GV (Vertical Gyro ou VG) :

Application : Horizon artificiel

Gyro à 2° dont l'axe est asservi à une verticale pendulaire permettant ainsi de déterminer l'attitude de l'avion.

Propriétés :
- Fixité / espace absolu
- Précession

- Gyroscope directionnel GD (Directional Gyro ou DG) Conservateur de cap :

Application : Compas gyromagnétique ou directionnel

Gyro à 2° dont l'axe peut pivoter en azimut autour d'un autre axe censé être vertical, permettant de déterminer le cap de l'avion.

Propriétés :
- Fixité / espace absolu
- Précession

- Gyromètre GM :

Application : Indicateur de virage, capteur de vitesse angulaire

Gyro à 1° permettant la mesure d'une vitesse de rotation par effet de couple gyroscopique.

Propriétés :
- Fixité / espace absolu
- Couple gyroscopique

- Gyromètre intégrateur :

Application : très utilisé dans les centrales inertielles fournissant directement une mesure angulaire.

- Gyromètre laser ou Gyrolaser :

Principe basé sur la création de franges d'interférences engendrées par le parcours de 2 trajets optiques de longueur différentes, du fait de la vitesse de rotation d'un bloc optique.

Les gyrolasers équipent les centrales inertielles.

<u>Précession apparente :</u>

$\overrightarrow{H}$ *est fixe / espace absolu alors qu'au contraire la terre est mobile / ce repère.*

- Effet de la rotation terrestre pour un gyro immobile / terre (précession astronomique) :

Pour un observateur lié à la terre, cette déviation se manifeste :
- Vers l'Est dans l'hémisphère Nord (les caps augmentent).
- Vers l'Ouest dans l'hémisphère Sud (les caps diminuent).

Donc nécessite un recalage de $\overrightarrow{H}$ *pour conserver une direction terrestre.*

- est nulle si $\overrightarrow{H} \;//\; \overrightarrow{\Omega t}$

- Vaut 15. sin L en °/h, si $\vec{H}$ est maintenu horizontal
L étant la latitude du lieu
15° / h étant la valeur de Ωt (1 tour / 24 h).

- Effet du déplacement du gyro / terre (précession de déplacement) :

Pour un gyro à axe horizontal elle se manifeste par une vitesse angulaire valant en valeur absolue :

$$\frac{Vs.\sin Rv.tg\,L}{60} \text{ en °/heure}$$

Donc nécessite un recalage de $\vec{H}$ pour conserver une direction terrestre.

<u>Dérive ou précession instrumentale :</u>

Due aux imperfections mécaniques. Elle est de l'ordre de 10 à 15° / h pour les gyros d'horizon artificiel et de directionnels et se réduit à 10^{-2}° / h pour les gyros de centrales inertielles.

<u>Modes d'entraînement :</u>

Pneumatique :

Par de l'air en dépression pour les instruments gyroscopiques d'avions légers.
Dépressions : de 2 à 5 in.Hg soit 70 à 175 mb.
Vitesse de rotation : de 6000 à 15 000 tr/min.
En cas de panne : Il conserve un moment d'inertie pendant 2 à 3 min.
Surveillance : Manomètre de dépression (suction)

Electrique :

Toupie gyroscopique constituant le rotor d'un moteur asynchrone « cage à écureuil ».
Vitesse de rotation : de 20 000 à 24 000 tr/min.

En cas de panne : Il conserve un moment d'inertie pendant 4 à 6 min.
Surveillance : Drapeau d'alarme (flag).

Gyroscope Directionnel (GD)

But :

Visualiser le cap de l'avion avec une stabilité satisfaisante.

Gyroscope à 2° dont on exploite la fixité de l'axe dans l'espace absolu et qui est censé être horizontal, grâce à un système érecteur maintenant les 2 cadres de suspension perpendiculaire l'un par rapport à l'autre.

Une rose des caps solidaire du cadre vertical et défilant devant un repère fixe du cadran de l'instrument.

De part son inertie, le GD procure une information de cap plus stable que celle du compas magnétique et indépendante du Champ Magnétique Terrestre (CMT) et de tout champ perturbateur.

Erreurs :

- Dues à la précession apparente. Elles proviennent :

- De la précession astronomique (avion au sol)

- Vers l'Est dans l'hémisphère Nord (les caps augmentent).

- Vers l'Ouest dans l'hémisphère Sud (les caps diminuent).

- Vaut 15. sin L en °/h, si $\vec{H}$ *est maintenu horizontal*

Donc nécessite un recalage de la rose dans le sens opposé pour conserver un cap constant.

- De la précession de déplacement (avion en vol)

$$\frac{Vs.\sin Rv.tg\,L}{60} \text{ en °/h}$$

Le sens du recalage dépend du cap de l'avion.

- Due à la dérive (précession mécanique) engendrant des couples de frottement s'exerçant autour de l'axe d'articulation des 2 cadres.
Avec les autres facteurs de précession instrumentale tels que les balourds, la dérive atteint 3 à 10° / h.

- Due au mode d'articulation des 2 cadres de suspension (erreur de cardan).
L'erreur de cardan est $\leq 4°$ *si l'inclinaison latérale ou l'assiette longitudinale de l'avion est* $< 30°$.

Compas Gyromagnétique

But :

Visualiser le cap magnétique (Cm) de l'avion avec un stabilité et une précision accrues par rapport à celles procurées par un compas magnétique.

Fournir au Directeur de vol et au PA un signal de cap magnétique.

<u>Constitution :</u>

- *Gyroscope directionnel (GD)*
- *Vanne de flux (FG)*
- *Boîtier d'asservissement et d'amplification*
- *Indicateur figurant le Cm*
- *Annonciateur de synchronisation ou de recalage (gyro slaving).*

Les compas gyroscopiques fournie par la vanne de flux :

- *Une comparaison permanente de Cm avec CG (cap gyro)*
- *Une amplification du signal d'écart Cm-CG*
- *Un moment exercé par un couple moteur, dès que Cm – CG # de 0 (synchronisation). Ce processus constitue le recalage en azimut qu'il ne faut pas confondre avec l'érection ou nivellement en site du GD, analogue à celui d'un directionnel.*

<u>Vanne de flux :</u>

Elle permet la détection de la direction de la composante horizontale $\vec{H}$ *du Champ Magnétique Terrestre (CMT) par variation de la perméabilité magnétique de 3 barreaux de fer doux disposés à 120° et soumis à un champ magnétique périodique de 800 Hz.*

<u>Compas dit « polaire » (Polar Path) :</u>

Compas gyromagnétique utilisé pour les vols transpolaires. Il comporte :

- Un mode « SLAVED » d'asservissement des indicateurs au signal Cm fourni par la vanne de flux.

- Un mode « DG » (Directional Gyro) correspond à la suppression du signal Cm ou à la panne du système de recalage du GD (Gyro directionnel).

Indicateur d'attitude ou Horizon artificiel

But :

Visualiser l'attitude de l'avion, c'est-à-dire les angles de ses axes de roulis ∅ et de tangage Θ par rapport au plan horizontal.

Constitution :

- Gyroscope à 2° dont on exploite la fixité de son axe / espace absolu et dont l'axe est censé être vertical (gyro de verticale) GV.
- Pendule matérialisant la verticale ou référence pendulaire Rp.
- Un système érecteur assurant le recalage par précession de l'axe gyro sur l'axe pendulaire (Rg / Rp)
- La figuration des angles d'attitude Θ et ∅

Système érecteur pneumatique :

Rp (référence pendulaire) est fournie par des volets pendulaires venant obturer partiellement ou totalement des fentes d'échappement de l'air, constituant Rg (référence gyro) et situées à la base du carter du rotor.

Système érecteur mécanique :

Rp est constituée par des billes (au moins 3) circulant sur un plateau constituant Rg et perpendiculaire à l'axe du rotor.

Système érecteur électrique :

Rp est constituée par 2 gouttes de liquide électrolytique disposées dans des niveaux pendulaires constituant Rg.

Définition de la sensibilité:

Elle est définie « autour de 0 » (au voisinage de l'assiette longitudinale ou de l'inclinaison latérale nulle).

- *Sensibilité en tangage : 0,7 à 1 mm/°*
- *Sensibilité en roulis : 0,4 à 0,6 mm/°*

Erreur en virage :

Elles sont dues à l'influence des accélérations perturbant Vp et qui sont fonction de :

- *La vitesse d'érection*
- *La durée d'application de ces perturbations.*

Elle entache la valeur de l'assiette longitudinale Θ lue.

$$\Delta\Theta = \frac{2\,Ke}{\Omega}$$

Ex : Pour un virage au taux 1, c'est-à-dire $\Omega = 180\,°/min$.
Si Ke = 6° / min :

$$\Delta\,\Theta = \frac{12}{180} = \frac{1}{15}\,rad = 4°$$

Le tableau suivant résume les indications fournies par l'horizon artificiel au cours d'un virage.

Angle de virage en °	Assiette longitudinale Φ	Inclinaison latérale Θ
0	Correcte	Correcte
90	Trop cabrée > à la réalité	Trop faible < à la réalité
180	Trop cabrée > à la réalité	Correcte
270	Trop cabrée > à la réalité	Trop grande > à la réalité
360	Correcte	Correcte

<u>Erreur due à une accélération longitudinale :</u>

Elle entache la valeur de l'assiette longitudinale Θ lue :

- *Vers l'arrière lors d'un décollage dons « Faux cabré ».*
- *Vers l'avant lors d'une forte décélération en vol « Faux piqué ».*

$$\Delta\Theta = Ke.t$$

Ex : Pour une vitesse d'érection de 6° / min et un décollage qui dure 40 secondes, cette erreur atteint en fin de décollage :

$$\Delta\ \Theta = \frac{6 \times 40}{60} = 4°$$

Si le pilote, ors de la rotation se fie à l'instrument pour afficher une assiette de montée, il commandera au manche une valeur < à sa pente voulue engendrant un effet à piquer car Θ lue > Θ réelle.

<u>Précision :</u>

De l'ordre de ± 1° en tangage et ± 0,5° en roulis

Indicateur de virage et d'inclinaison latérale

But :

Mesurer le taux de virage Ω de l'avion (en ° /min)
Indiquer l'inclinaison latérale de l'avion / horizontale.

L'angle d'inclinaison latérale Ω de l'avion est alors :

$$tg\ \varnothing = \Omega \cdot \frac{V}{g} \quad donc \quad \Omega = \frac{g}{V} \cdot tg\ \varnothing$$

Ω standard au taux 1 de virage correspond à 180° / min soit 360° en 2 min ou 3° / s

Constitution :

- Indicateur de virage : Gyroscope à 1° (gyromètre) à axe // axe de tangage de l'avion et dont le basculement du cadre en virage est figuré par une aiguille.

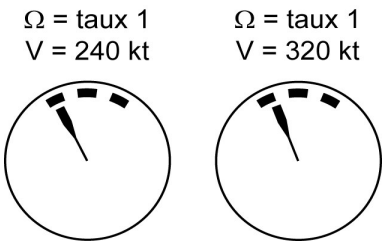
- Indicateur de dérapage : Bille métallique disposé dans un tube incurvé.

L'aiguille indique l'angle de basculement du cadre à l'équilibre par rapport à sa position d'origine. Le mouvement de l'aiguille est inverse de celui du cadre.

Grâce à sa masse m, la bille est constamment soumise à un système de forces résultant des accélérations subies par l'avion dans le plan transversal.
Le tube étant lié à l'avion, la bille immobile indique la résultante des forces s'exerçant dans ce plan. La bille est donc un pendule matérialisant la verticale apparente.

<u>Erreurs :</u>

- Indicateur de virage : Perte de sensibilité en virage pour un taux de virage fixé, l'indication de l'aiguille est d'autant plus faible que la vitesse de l'avion augmente.



- Indicateur de dérapage : L'indication est faussée par la présence d'une accélération inertielle latérale (accélération centrifuge).

<u>Utilisations :</u>

Les 2 instruments associés sont utilisés conjointement pour :

- Effectuer un virage de procédure à un taux déterminé.
- Contrôler la régularité d'un virage.
- Maintenir le vol rectiligne en conditions IMC en cas de panne de l'indicateur d'attitude et du directionnel.
- Maintenir un vol symétrique (virage ou panne moteur).

Cas du vol d'un avion bimoteur avec panne du moteur droit :

Il y a deux manières de voler en ligne droite :

- Soit maintenir les ailes horizontales en braquant la gouverne de direction pour empêcher l'avion de virer. L'avion vole alors en dérapage à plat.

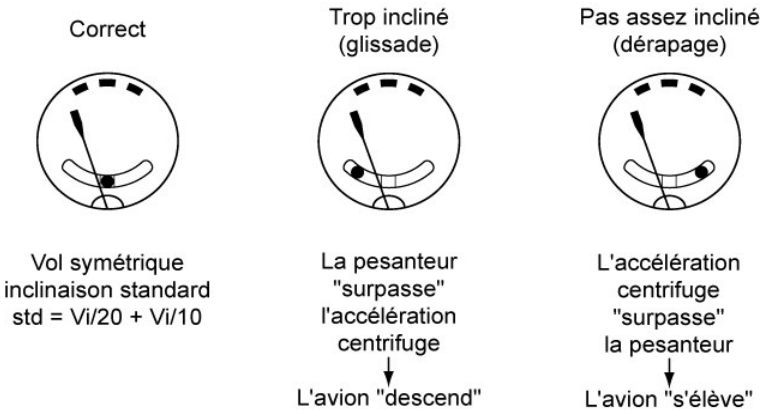
- Soit incliner l'avion du coté du moteur en fonctionnement. On annule ainsi le dérapage mais la bille toujours soumise à mg, se trouve du coté de l'inclinaison latérale.
- On a un vol rectiligne (aiguille centrée)
- Bille à gauche car avion incliné du coté du moteur en fonctionnement.

Coordinateur de virage :

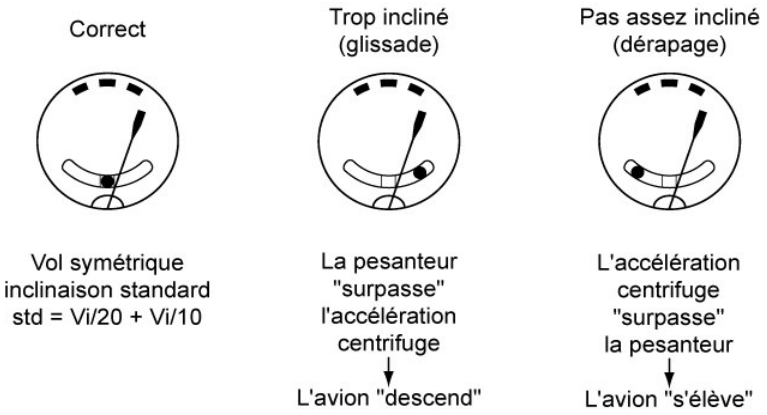
Instrument figurant le basculement du cadre du gyro par une maquette et non plus par une aiguille.

Vol rectiligne :

Virage à gauche :



Virage à droite :



Compas Magnétique

But :

Fournie le cap magnétique Cm de l'avion à partir d'un équipage mobile s'orientant dans la direction du Nord magnétique.

Le champ magnétique terrestre (CMT) :

Il se caractérise par l'attraction d'une aiguille aimantée vers le Nord magnétique Nm.

Angles caractéristiques :

- Déclinaison magnétique (dm), définie dans le plan horizontal entre :
- La direction du Nord magnétique
- La direction du Nord géographique N_G ou Nv

- Inclinaison magnétique (I_M), définie dans le plan vertical entre :
- La direction du Nord magnétique
- Le vecteur $\vec{B}$ représentatif du CMT.

Dm est compté + vers l'est et – vers l'ouest.
Dm varie avec le lieu et le temps.
Dm peut varier brusquement en cas d'orage ou d'aurore boréale ou d'activité solaire provoquant un orage magnétique.

Les lieux « isoDm » sont les lignes isogones tracées sur les cartes de navigation et permettent l'application de la relation :

$$Cv = Cm + dm$$

I_M varie avec le lieu et le temps.

I_M est compté + lorsque le vecteur $\vec{B}$ est dirigé vers le bas (hémisphère nord).

I_M est compté - lorsque le vecteur $\vec{B}$ est dirigé vers le haut (hémisphère sud).

Les lieux « isoIM » sont les lignes isoclines.

Au voisinage des pôles géographiques, Dm ↗ énormément et IM se rapproche de 90°. Cas de la zone polaire des 6 µT.

L'écart entre G (centre de gravité) et P (axe du pivot) constitue ainsi un "déséquilibrage" de l'équipage mobile qui est la cause majeure des erreurs d'indication à caractère inertiel ou erreurs dynamiques du compas magnétique.

Configuration « hémisphère nord »	***Configuration « hémisphère sud »***
⇩	⇩
Inclinaison résiduelle à piquer	*inclinaison résiduelle à cabrer*
« G derrière P » au Cm 360	***« G devant P » au Cm 360***

<u>Champ magnétique à bord d'un avion :</u>

Le CMT est perturbé par des champs provenant :

*- Des « **Fers durs** » (FR). La présence d'aimants permanents et du courant de bord.*

*- Des « **Fers doux** » (FX). Masses métalliques magnétisables temporairement.*

Pour cette raison, tout compas magnétique est doté d'un dispositif compensateur.

<u>Principes fonctionnels :</u>

- Barreaux aimantés disposés sous la rose et munis d'un balourd à leur pôle Sud pour annuler l'angle IM.

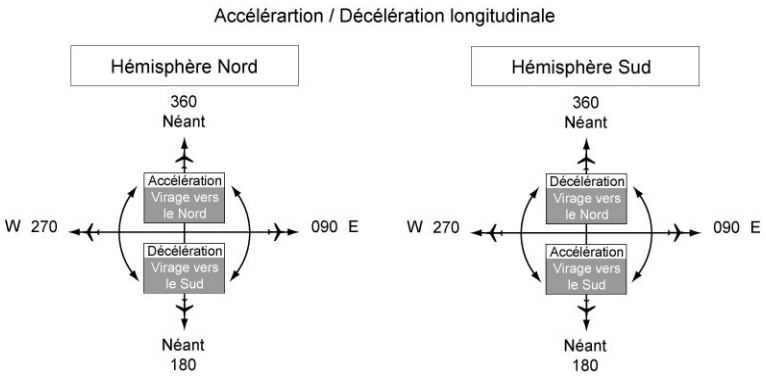
- Liquide assurant un rôle multiple : compenser partiellement l'angle IM, diminuer les frottements, amortir les oscillations.

- Boîtier comportant une chambre d'expansion thermique.

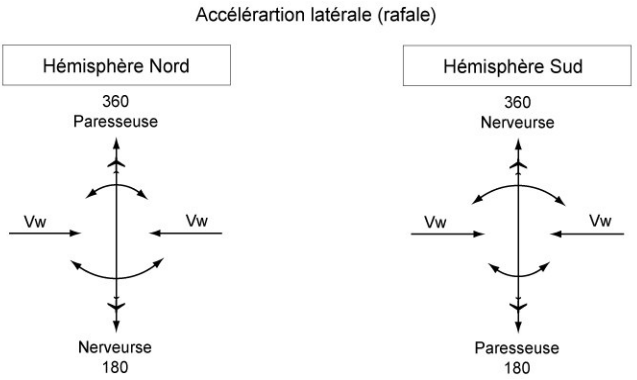
- Pivot logé dans un palier à rubis pour diminuer les frottements.

- Dispositif compensateur composé de 2 paires de barreaux ou aiguilles aimantées suivant 2 axes perpendiculaires. La déviation du compas est compensée par deux aimants N-S et E-O.

Erreurs dynamiques lors d'accélérations longitudinales :

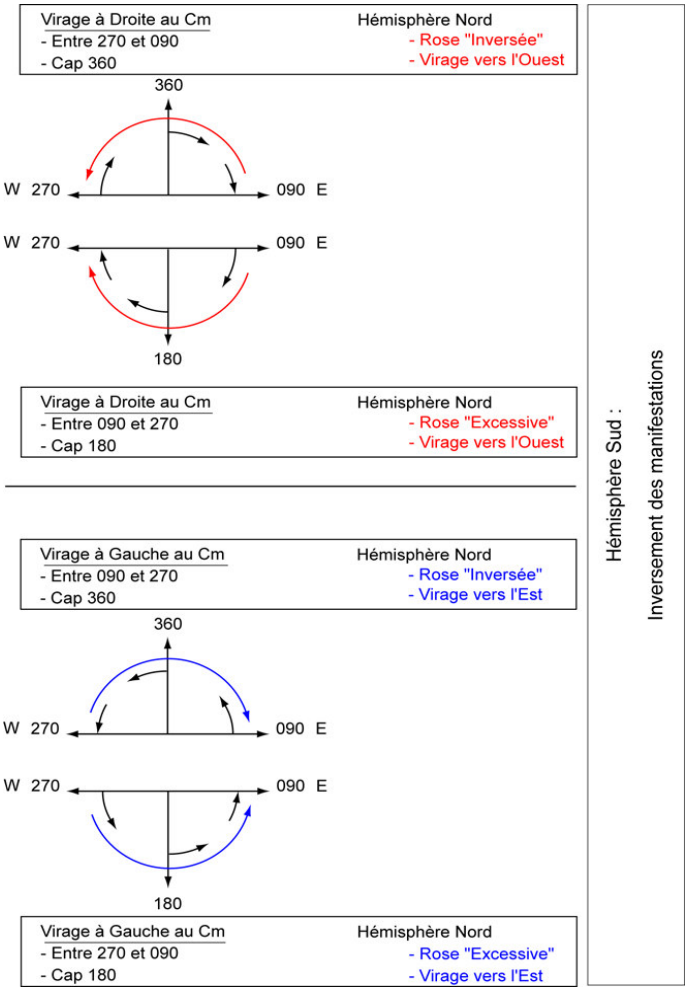


Erreurs dynamiques lors d'accélérations latérales (rafales) :



Erreurs dynamiques en virage :

Suivant le sens du virage et l'hémisphère, l'accélération d'inertie centrifuge accélère la rotation de la rose dans le sens d'une indication « excessive » ou dans le sens contraire à celui du virage « inversée ». On dit que la rose est « excessive » ou « inversée ».



Effet d'une inclinaison latérale :

Elle provoque ne erreur dite « de changement de nord » due à la projection du CMT sur le plan de la rose lors du virage.
Pour pouvoir comparer Nr (Nord Rose) avec Nm, il faut rabattre Nr dans le plan horizontal ⇨ Nc

Erreur ΔN = Nc – Nm qui est en fonction de :

- *∅*
- *de I_M ≈ 64° en région parisienne)*
- *de Cm*

ΔN pour ∅ < 90°- I_M

- *0° au Cm 090 et 270*
- *Maximale au Cm 360 et 180*

ΔN pour ∅ = 90°- I_M

- *Infinie au Cm 090 en virage à droite et au 270 en virage à gauche. (rose inerte)*
- *0° au Cm 090 en virage à gauche et au 270 en virage à droite*

ΔN pour ∅ > 90°- I_M

- *0° au Cm 090 en virage à gauche et au 270 en virage à droite*
- *180° au Cm 090 en virage à droite et au 270 en virage à gauche.*

L'erreur de ΔN est variable suivant la valeur de ∅ vis-à-vis de (90° - I_M) et la valeur de Cm.

Pour arrêter un virage au Cm 360 à ∅ < 90° - I_M, il faut jamais voir défiler cette valeur (never see the north). Il faut donc redresser l'avion avant Cc 360 lu.

- *Au Cc lu = 360° - (L + ∅)/2 en virage à droite*
- *Au Cc lu = 360° + (L + ∅)/2 en virage à gauche*

Pour arrêter un virage au Cm 180 à ∅ < 90° - I_M, il faut toujours voir défiler cette valeur (ever see the south). Il faut donc redresser l'avion après Cc 180 lu.

- Au Cc lu = 180° + (L + ∅)/2 en virage à droite
- Au Cc lu = 180° - (L + ∅)/2 en virage à gauche

Exemple : Détermination du cap Cc à lire pour arrêter un virage à gauche face au sud à 20° d'inclinaison et à la latitude de 49° N.

L = 49°
I_M = 64°
90 – 64 = 26° donc ∅ < 90° - I_M

L + ∅ / 2 = 49 + 20 / 2 = 34,5°

Virage à gauche donc :
180 – 34,5 = 145°

Radioaltimètre

But :

Fournie à l'équipage (et au PA) la hauteur vraie de l'avion en approche et à l'atterrissage.
C'est une aide à la navigation « basse altitude » entre 0 et 2500 ft.

Bande de fréquences utilisées :

En SHF, de 4200 à 4400 MHz
Parfois UHF à 440 MHz.

Visualisation :

- Indicateur classique à aiguille.
- Indicateur à échelle verticale.

Erreurs :

De l'équipement :

- *0 à 100 ft : ± 1,5 ft ou de ± 1,5 % de l'indication*
- *100 à 2500 ft : ± 2 ft ou de ± 2 % de l'indication*

Causes extérieures :

- *Précision dégradée si angle de tangage > 25°*
- *Précision dégradée si angle de roulis > 30°*
- *Indication perdue si angle de roulis > 60°*

- *Vent de sable : décharge électrostatiques importantes provoquant des indications erronées.*

Systèmes électronique de visualisation des paramètres de vol (EFIS - Electronic Flight Instruments System)

Ils permettent de visualiser sur des écrans (PFD - Primary Flight display, ND - Navigation Display) l'ensemble des paramètres nécessaires au pilote. De la même façon, des écrans (ECAM - Electronic Centralised Aircraft Monitoring sur Airbus) permettent d'afficher les paramètres moteurs.

But :

Visualiser les informations relatives au vol :

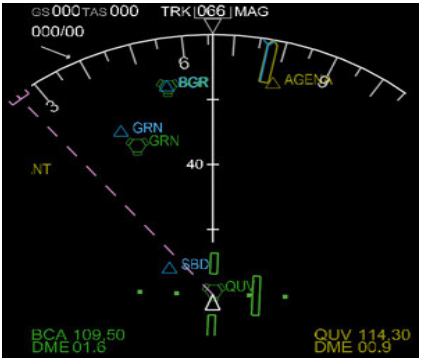
1. *Valeurs des paramètres d'attitude et aérodynamiques.*
2. *Informations d'écarts / axes des faisceaux ILS.*
3. *Indicateur de directeur de vol.*
4. *Information de navigation dans le plan horizontal.*
5. *Modes et phases du PA / DV*

Visualisation des informations :

2 écrans multichromes de formes identiques pour chacun des pilotes.

Ecran PFD
Primary Flight Display
⇩
Visualisation de 1 + 2 + 3 + 5
⇩
Information pour
le pilotage à
Court terme
⇩

Ecran ND
Navigation Display
⇩
Visualisation de 4
⇩
Information pour
le pilotage à
moyen / long terme (guidage)
⇩



Technologie des écrans :

- Ecran CRT multichromes.

Réalisés à partir du principe du TRC (Tube à Rayons Cathodiques) ou CRT (Cathodic Ray Tube) avec la technologies « shadow mask ». 3 canons à électrons (rouge, vert bleu) produisent des faisceaux ou pinceaux accélérés et focalisés venant bombarder un écran.
Fréquence de rafraîchissement : 50 Hz, portée ultérieurement à 70 Hz.

Deux type de balayages sont conjointement utilisés : Balayage à trame (pour l'obtention des mages) et balayage cavalier (pour l'obtention des caractères ou images linéiques).

- Ecrans plats à cristaux liquide LCD (Liquid Crystal Display).

Technologie avantageuse par rapport aux écrans CRT :

- Volume, masse, durée d'affichage (< 1s), échauffement et consommation d'énergie en baisse.
- Miniaturisation et robustesse.
- Fiabilité en augmentation.

Cette technologie est basée sur les propriétés de molécules organiques présentant un état physique intermédiaire entre solide et liquide.

Elle présente toutefois des inconvénients :

- Nécessité d'un éclairage additionnel (retrolighting).
- Rafraîchissement indispensable (de 60 à 70 Hz).
- Angles de vison limités (-10 à + 40° en site, ± 60 à 70° en azimut).

<u>Code couleurs :</u>

Il répond à des normes de certification FAR 25.13.22 / JAR 25.

Bleu pour le ciel (PFD).
Ocre brun pour le sol (PFD).
Vert pour les indications ou valeurs actuelles.
Cyan (bleu clair) pour les valeurs de consigne affichées.
Magenta (mauve) pour les valeurs optionnelles.
Ambre pour les alertes ou phases transitoires.
Rouge pour les anomalies ou défaillances.

Formats :

8 x 8'' pour les écrans CRT (20,3 x 20,3 cm).
7,25 x 7,25'' pour les écrans LCD (18,4 x 18,4 cm).

Surveillances - Alarmes :

Sur le PFD, le défaut d'un signal utilisé entraîne la disparition du symbole correspondant. Certains symboles sont remplacés par une inscription en rouge.

Panne du calculateur générateur de symbole : *L'image disparaît et est remplacée par une ligne diagonale blanche.*

Panne d'un écran cathodique : *L'image disparaît (écran noir). Dans ce cas, l'image ne pourra pas être récupérée quelque soit le calculateur utilisé.*

Redistribution des écrans en cas de panne : *Il est possible de transférer les images soit manuellement par des sélecteurs au poste, soit automatiquement dans le cas de certaines pannes :*

- panne d'un écran PFD : l'image de PFD ayant la priorité sur l'image du ND, elle est automatiquement transférée sur l'écran du ND.

- panne d'un écran ND : il n'y a pas de transfert automatique, l'image peut néanmoins être affichée sur le PFD par transfert manuel.

D.M.E. (Distance Mesuring Equipement)

But :

C'est une aide à la navigation petite et moyenne distance fournissant une information de distance oblique par rapport au sol.

Le DME utilise les fréquences UHF 960 à 1215 MHz et fonctionne en impulsions.

Les canaux DME sont appariés aux fréquences VOR, ILS, MLS.

Caractéristiques :

Les DME se divisent en deux types :

- Navigation en route et zone terminale :

DME / N (spectre étroit).

DME / W (Spectre large) associés au VOR ou ILS.

- Navigation en approche :

DME / P (spectre étroit), la lettre P signifie mesure précise de la distance, associé à MLS.

Le DME / P comporte deux modes :

- mode approche initiale IA

- mode approche finale FA

Le basculement du mode IA au mode FA se fait automatiquement à 7 NM de la balise.

Les différents types et mode de DME se différencient :

- par le temps de montée des impulsions :

Inférieur à 3 µ sec : DME / N et W

Inférieur à 1,6 µ sec : DME / P

- par espacement entre les impulsions d'une même paire.

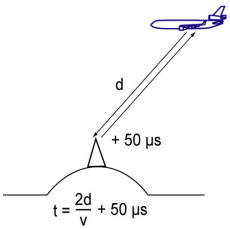
Principe :

Le principe de fonctionnement est de mesure la distance par l'intermédiaire du temps de propagation aller-retour d'impulsions UHF.

L'avion émet des paires d'impulsions. C'est impulsions sont reçues par la station sol puis réémises après amplification de puissance avec un retard fixe de 50 µs par l'émetteur de la station (appelé transpondeur DME), sur une fréquence de ± 63 MHz.

Le récepteur de bord mesure le temps aller-retour et en déduit, la distance à la balise.

La distance apparaît en NM sur un indicateur digital.



La capacité d'un DME est d'environ 100 avions.

Chaque avion reçoit toutes les émissions de l'émetteur sol correspondant aux réponses à tous les avions utilisant à ce même moment le même channel DME.
Le récepteur de bord doit disposer d'un moyen pour distinguer parmi toutes les réponses, celles qui correspondent à ses interrogations.

A cet effet, les émissions d'interrogations de l'avion sont erratique et sont engendrées par un oscillateur rendu volontairement instable.

La période de récurrence des interrogations est erratique d'une valeur moyenne et vaut 6 850 µs (fréquence 146 Hz) en phase recherche et 47 620 µs en phase poursuite.

Equipement sol (transpondeur) :

Constitution :

- *Une antenne*
- *Un récepteur / émetteur UHF en fonctionnement + un transpondeur UHF en attente.*
- *Un ensemble de surveillance.*

Fréquence :

- *Chaque balise travaille sur une fréquence à la réception (entre 1 025 et 1 150 MHz) et une fréquence émission décalée de ± 63 MHz.*
- *Puissance : de 1 à 10 kw*
- *Portée : optique* $1{,}23\sqrt{h(ft)}$
- *Précision : ± 1µ sec (~ 150 m)*
- *Retard fixe : 50 µ sec.*

Différents types de balises :

Le DME peut-être soit :

- ***La partie information de distance d'un TACAN militaire** (le TACAN est une aide militaire fournissant une information*

d'azimut comme le VOR et une information de distance, il fonctionne en UHF).

*- Un équipement isolé sans azimut **TACAN d'une station civile**. Dans ce cas il est toujours associé à un VOR ou un ILS qui fournit l'information d'azimut en VHF.*

Les fréquence VOR / ILS et DME sont appariées de manière à ce que le pilote n'ait q'une manœuvre d'affichage à effectuer.

Station VOR - TAC :

- Pour les civiles information de distance TACAN, information d'azimut VOR
- Pour les militaires, information de distance et d'azimut par le TACAN.

Station VOR - DME ou ILS - DME :

- Pour les civiles information de distance DME et information d'azimut VOR
- Pour les militaires, information de distance en se plaçant sur la fréquence TACAN.

Station TACAN :

- Pour les civiles, information de distance, la station se comporte comme une DME seul. ATTENTION Impossibilité de recevoir l'information d'un VOR non co-implanté correspondant à la fréquence affichée.
Il faut donc toujours vérifier les indicatifs.

Equipement de bord (interrogateur) :

Constitution :

- Une antenne (émission / réception)
- Un interrogateur
- Une boîte de commande VHF navigation
- Un indicateur et / ou affichage sur RMI

Synoptique de l'installation de bord :

L'instrumentation de bord doit permettre à un avion de reconnaître les réponses de la balise au sol à ses propres interrogations.

Tous les équipements sont munis d'une mémoire, qui, en cas de perte d'information maintient la distance et la variation de distance pendant un certain temps (ex : 10 s). Cette mémoire évite la mise en recherche pour une perte de courte durée comme :

- *indicatif de la balise.*
- *virage (effet de masque).*

Présentation de l'information :

L'information se présente sous forme numérique (3 chiffres et 1 décimale) correspondant à des milles nautiques. Soit sur un indicateur DME, soit sur les RMI (éventuellement sur HSI) soit sur un écran cathodique.

Performance équipement de bord :

Fréquence :

- *Emission : entre 1 025 MHz et 1 150 MHz*
- *Réception : entre 962 MHz et 1 213 MhZ décalée de ± 63MHz*

Puissance : 0,5 à 1 kw
Portée : 200 NM ou 300 NM sur derniers modèles.

Erreur :

- *Transpondeur ± 1 µs*
- *Forme des impulsions*
- *Précision des circuits de mesure*
- *Distance oblique négligeable si DNM > Hauteur avion en milliers de ft.*

Précision :

DME N / W :

- *Limite OACI : ± 3 % D ou ± 0,5 NM*
- *recommandé OACI : ± 0,25 % D ou ± NM (probabilité 95 %).*

Dv - Directeur de Vol (FD – Flight Director)

But :

Fournir au pilote humain PH une assistance dans la conduite de la trajectoire en lui présentant le sens et l'amplitude instantanés des corrections à effectuer pour amener ou maintenir l'avion dans une situation ou suivant une trajectoire de vol déterminée par un calculateur assurant une fonctionnalité appelée « mode ».

L'application concerne les avions de transport dotés d'un équipement IFR (Instrument Flight Rules) conforme à la réglementation en vigueur.

Architecture générale :

- MS : sélecteur de mode comportant des afficheurs de valeurs de paramètres « avion » (Mode Selector).*
*- BI : indicateur de tendances (FD Bars Indicator).**
*- MI : indicateur (ou annonciateur) de modes (Mode Indicator).**
*- SM : dispositif de surveillance (System Monitoring).**
*- C : calculateur (Computer).**
*- AS : capteurs « avion » (Aircraft Sensors).**

** Interface Homme / Machine ou I H/M.*

- E : Ordre (s) du PH donnés via MS → situation ou trajectoire « avion » désirée = mode sélecté + affichage d'une (de) valeur (s) de paramètres « avion ».
- S : valeur (s) de paramètre (s) « avion » fournis par AS → situation « avion » instantanée.
- Δ : écart (s) « DV » visualisé (s) par BI, suivant l' (les) axe (s) de roulis et de tangage.

<u>Principe fonctionnel :</u>

<u>Armement au sol :</u>
Etat acquis dès la mise sous tension de l'avion.

<u>Engagement (au sol ou en vol) :</u>
Etat obtenu après action manuelle du PH sur un sélecteur de l'interface MS et requérant des conditions satisfaisantes au plan :

- *de l'alimentation électrique ;*
- *de l'intégrité du calculateur ;*
- *de la disponibilité de certains signaux d'entrée.*

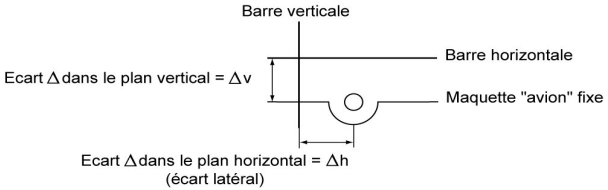
<u>Sélection des modes (au sol ou en vol) et utilisation :</u>
- Le PH sélectionne une situation désirée → E, au niveau de l'interface MS . L'état du DV se traduit par l'allumage d'un voyant ou l'illumination d'une étiquette lumineuse sur l'indicateur de modes MI

- Les capteurs AS fournissent la situation instantanée S de l'avion sous la forme de valeurs de paramètres « avion ».

- Le calculateur C élabore pour chacun des 2 axes « avion » un écart « DV ».

Cette annulation de l'écart signifie que l'avion va rallier E de manière optimale, sous la forme d'une trajectoire asymptotique sans dépassement (overshoot).
Lorsque la situation E = S sera obtenue, on aura évidemment Δ = 0.

Tout écart « DV » Δ est visualisé sur l'indicateur de tendances BI qui est associé à l'indicateur d'attitude. Cet indicateur comporte 2 barres mobiles en translation tout en restant ⊥ entre elles par rapport à une maquette « avion ».



*Le PH doit agir sur les commandes « gouvernes » pour annuler Δv et / ou Δh en « **pilotant toujours la maquette vers les barres** ».*

-Maquette : représentant S
- Barres : représentant E

Dans le cas présent l'avion est en dessous et à droite de E.

<u>Particularités de modes :</u>

PHASE		CALCULATEUR C	Δ BI	Voyant MI
ARME (ARM)	Interception	Reçoit les signaux ε d'écart	Visualisation du Δ du mode "support"	Ambre
CAPTURE	Convergence	ε atteint un seuil inférieur	Visualisé ↓ *le PH confère à l'avion une trajectoire asymptotique*	Vert
MAINTIEN (HOLD)	Tenue	ε atteint un seuil inférieur < seuil précédent	Visualisé ↓ *le PH confère à l'avion une se confondant avec la trajectoire désirée*	Vert

Communalité avec le pilote automatique (PA) :

Vis-à-vis d'un PA, le DV n'est que l'élément d'un système dans lequel le PH joue alors le rôle d'amplificateur et d'actionneur de « gouvernes ».

Cet aspect a conduit les avionneurs à adopter des éléments communs au DV et au PA.

- Communalité au plan des calculateurs :

Le calculateur DV joue un rôle analogue à celui du calculateur PA, lequel détermine des ordres « gouvernes » de correction d'écart « avion » $\varepsilon = E - S$.
Les avions actuels comportent généralement 2 ensemble PA / DV.

- Communalité au plan des capteurs avion :

Ils fournissent aux calculateurs des signaux représentatifs de la situation S de l'avion.

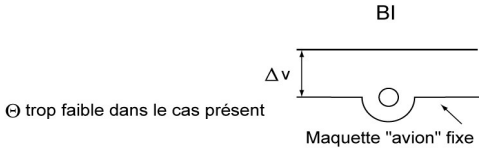
Fonctionnement dans différentes phases de vol :

- Décollage et montée initiale puis montée :

Le PH utilise pour cette phase l'un des modes longitudinaux suivant :

- *soit le mode « **PITCH** » : maintien d'un assiette longitudinale déterminée Θ ;*
- *soit le mode « **IAS** » : maintien d'une vitesse anémométrique déterminée, assuré par une variation de l'assiette longitudinale Θ ;*
- *soit du mode « **V / S** » : maintien d'une vitesse verticale Vzc ou V/Sc (vertical speed) affichée au MS, assuré par variation d'assiette longitudinale Θ ;*

*Ainsi que le mode latéral « **HDG** ».*



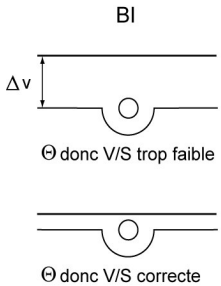
- Capture d'altitude sélectionnée :

*Mode longitudinal suivant : « **ALT ACQ** » (ALTitude ACQuire).*

Ce mode comporte 2 phases successives :

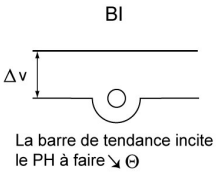
*- phase « **ARME** » : l'avion doit être placé par le PH suivant une pente d'interception avec l'altitude Zc affichée dans la fenêtre du MS.*
Le PH doit utiliser à cet effet le mode de montée, soit V / S par exemple.

MI	
ALT ACQ **Ambre**	V/S **Vert**



*- phase « **CAPTURE** » : l'écart atteint un seuil à partir duquel C détermine Δv. La barre de tendance incite alors le PH à faire ↘ Θ.*

MI	
ALT ACQ **Vert**	V/S



- Maintien d'une altitude sélectionnée :

*Mode longitudinal suivant : « **ALT** » ou « **ALT HOLD** »*

La barre horizontale sera superposée à la maquette si la combinaison de Z avec V / S compte tenue Θ de est nulle.

MI	
ALT **Vert**	V/S

Pour certaine DV, l'engagement de ce mode peut être automatique dès l'achèvement du mode précédent.

- Descente :

*Mode longitudinal suivant : « **IAS** » ou « **V / S** »*

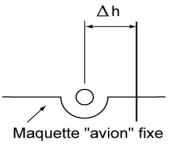
Mode identique à celui de la montée (certains signaux seront de signe négatif).

- Maintien du cap magnétique :

*Mode latéral suivant : « **HDG** » (HEADING)*

Le cap magnétique HDG (CM) à l'engagement du DV est mémorisé dans C, si l'inclinaison latérale Ø est ≤ 5°, le PH n'en affichant pas la valeur sur MS.

MI	
HDG **Vert**	



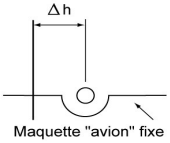
Dans le cas présent, le PH doit faire incliner l'avion à droite, pour centrer la barre.

- Ralliement d'un cap magnétique sélectionné :

*Mode latéral suivant : « **HDG SEL** » (HEADING SELECT)*

Le PH affiche une valeur de cap HDG (CM) dans la fenêtre du MS.

La barre verticale sera centrée dès que la combinaison de l'écart de cap avec l'inclinaison latérale gauche commandée par le PH sera suffisante.



- Ralliement d'un radial VOR « CRS » (Course Radial Selector) :

*Mode latéral suivant : « **VOR ou V/L** » (VOR / LOC)*

Ce mode comporte 3 phases successives mais ne nécessitant aucune intervention intermédiaire du PH.

*- phase « **ARME** » : l'avion doit être placé par le PH dans une situation d'interception avec le radial CRS affiché (QDM ou QDR). Cette situation est donc définie par un angle d'interception.*

MI	
VOR **Ambre**	HDG SEL **Vert**

Δ HDG ≤ 90° à plus de 35 NM.

*- phase « **CAPTURE** » : Elle s'engage automatiquement dès que l'écart atteint un seuil déterminé (25° par exemple).*

MI	
VOR **Vert**	HDG SEL

Limitation de Ø maxi de ≤ 25°.

Si le PH engage le mode en étant trop proche du radial, l'avion dépassera systématiquement (overshootera) celui-ci.

*- phase « **MAINTIEN** » : Elle s'engage automatiquement dès que l'écart = seuil de 5° à 15° et suivant la valeur de Ø.*

MI	
VOR **Vert**	HDG SEL

- Vertical VOR :

*Mode latéral suivant : « **VOR ou V/L** » (VOR / LOC)*

Passage du cône de confusion sans dégagement du mode par maintien du dernier cap HDG suivi, compte tenue de la dernière dérive mémorisée. Ralliement possible d'un nouveau radial sélectionné CRS au MS si l'écart / radial initial est < valeur maximale fixée (25° par exemple).

MI	
VOR **Vert**	

- Ralliement du faisceau LOC (ILS) :

*Mode latéral suivant : « **VOR ou V/L** » (VOR / LOC) ou intégré au mode commun « **APP** » correspondant la « **l'approche ILS** »*

Le processus de ralliement comporte 3 phases analogues à celles de mode « VOR » avec les différences suivantes :

- l'écart CRS remplacé par l'écart « LOC » mais à une distance plus proche de l'émetteur (< 20 NM) ;
- la phase « ARME » peut s'effectuer avec des angles d'interception différents (exemple : Δ HDG ≤ 115° à plus de 10 NM) ;

- la phase « CAPTURE » peut débuter plus tardivement ;
- la limitation de Ø maxi peut être portée à 30° ;
- la phase « MAINTIEN » est plus précise et comporte un accroissement de la stabilité de route.

<u>- Maintient du faisceau LOC (ILS) « station arrière » :</u>

*Mode latéral suivant : « **B/B** » (BACK BEAM) ou « **BACK COURSE** » ou « **NAV BACK** ».*

Ce mode permet la « remontée » du faisceau LOC, sous réserve :
- de l'affichage du QFU 'inverse » de la piste utilisée au niveau du MS.
- de sa sélection sur le MS.
L'inversion du signal (± 180°) est effectuée dans C de telle sorte que Δh présenté par le BI reste cohérent avec la réalité.

Ce mode permet également d'effectuer une approche LOC « station arrière ».

<u>- Ralliement de segment inertiel « DSRTK » (DeSiRed TracK) :</u>

*Mode latéral suivant : « **NAV** »*

Il comporte 3 phases successives :
*- phase « **ARME** » : l'avion doit être placé par le PH dans une situation d'interception avec la route inertielle désirée DSRTK matérialisée par un segment orthodromique (leg)*

MI	
NAV **Ambre**	HDG SEL **Vert**

.

*- phase « **CAPTURE** » : phase engagée automatiquement dès que la combinaison de l'écart avec le signal TKE. VS (vitesse d'interception) est < valeur déterminée.*

*- phase « **MAINTIEN** » : phase engagée automatiquement par C dès que l'écart < seuil de l'ordre de 1 NM.*

MI	
NAV **Vert**	HDG SEL

<u>- Approche « ILS » :</u>

*Modes « V/L » (**VOR / LOC**) et « **G/S** » (GLIDE SLOPE) ou mode commun « **APP** ».*

Le mode « V/L » concerne le pilotage latéral tandis que le mode « G/S » concerne le pilotage longitudinal. Le mode « APP » est commun aux axes de roulis et de tangage.

Le PH doit sélectionner :

- la fréquence VHF de l'émetteur LOC de la piste en service sur la boîte de commande VHF NAV..
- le QFU de la piste en service sous forme de route CRS dans la fenêtre du MS.

Le récepteur de bord :

- « LOC » délivre l'écart angulaire / faisceau « LOC » matérialisant l'axe de piste.
- « G/S » délivre l'écart angulaire / faisceau « G/S) matérialisant le plan de descente.

Trois phases successives dans le cas du mode APP :

- phase « ARME » : l'avion doit être placé par le PH dans une situation d'interception à l'aide de modes « support » « HDG SEL » & « ALT ».

MI	
APP **Ambre**	HDG SEL **Vert**
	ALT **Vert**

- phase « CAPTURE » :

MI	
APP **Vert**	

- phase « MAINTIEN » :

MI	
APP **Vert**	

<u>- Remise de gaz :</u>

*Mode latéral suivant : « **GA**» (GO AROUND)*

Ce mode associant un sous mode longitudinal et un sous mode latéral concerne une approche interrompue ; il s'engage automatiquement à condition :

- d'être armé
- que les manettes de poussée soient actionnées

- Sous mode longitudinale : il consiste à présenter sur le BI une assiette longitudinale à cabrer.

- Sous mode latéral : il consiste à présenter sur le BI une information soit de maintient de la vitesse de roulis pour assurer le maintien des ailes horizontales, soit de route magnétique à maintenir (TRACK).

<u>Fonctionnement dans différentes phases de vol :</u>

<u>Surveillance :</u>

Les avions actuels sont généralement équipés de 2 DV, les calculateurs correspondants étant indépendant (la défaillance de l'un d'entre eux provoque une alarme sur l'indicateur BI correspondant).

La surveillance est assurée pour chaque DV par des tests intégrés (BITE : Buil-In-Test-Equipement) au sein du calculateur de manière à :

- empêcher l'engagement d'un mode
- dégager automatiquement le mode en service en cas d'engagement d'un autre mode incompatible.
- effacer les barres de tendances ou moustaches sur l'indicateur en signalant la défaillance du DV par un drapeau avertisseur (FLAG).

Les 2 calculateurs DV échangent leurs informations pour les comparer (monitoring) et déclencher une alarme éventuelle, un seul DV pouvant alors rester opérationnel (survivabilité).

Un transfert de calculateur est toujours possible, soit automatiquement soit manuellement.

Limitations – Restrictions opérationnelles :

Les limitations d'utilisation du DV sont consignées dans le manuel de vol avion.

L'utilisation d'un DV permet la réalisation d'approches de catégorie II (100 ≤ DH < 200 ft), sans possibilité d'effectuer d'atterrissage automatique (pas de guidage pour l'arrondi à l'atterrissage).

La défaillance d'un calculateur affecte directement la capacité d'atterrissage de l'avion. Il faut alors se référer à la liste des équipements nécessaires pour les approches « CAT I, II ou III ».

PA – PILOTE AUTOMATIQUE (AUTOPILOT)

But :

Le but est :

1. *la stabilisation de l'avion autour de son CDG*
   → amélioration des qualités de vol ;

2. *la facilitation des évolutions de l'avion :*
   - autour de son CDG
   - de son CDG / référentiel au trièdre terrestre ;

3. *le guidage automatique du CDG de l'avion / référentiel ou trièdre terrestre (contrôle de trajectoire → navigation)*
   → amélioration des performances et de la sécurité par transfert de la charge de travail humaine à un calculateur.

<u>Diverses conceptions (axes de pilotage) :</u>

Les diverses conceptions des PA se traduisent par l'existence de boucles d'asservissements de l'avion :

- basique autour de ses 3 axes « géométriques » ;
- également par rapport à l'axe « moteur » (traction ou poussée utile).

Ces asservissements ont commandés par les ordres E donnés par le pilote humain PH, l'avion est asservi au PH par le PA.

<u>Modes :</u>

- Modes de base assurant des fonctions de pilotage → contrôle de l'avion autour de son CDG → but (1) + (2) ;

- Modes supérieurs assurant des fonctions de guidage → contrôle de déplacement du CDG de l'avion / référentiel terrestre → but (2) + (3).

<u>PA « 2 axes » + amortisseur de lacet ou YD (Yaw Damper) :</u>

- Pilotage longitudinal autour de l'axe de tangage (profondeur) ;
- Pilotage latéral autour de l'axe de roulis (gauchissement) ;
- Amortissement de l'avion autour de l'axe de lacet assuré à court terme.

<u>PA « 3 axes » + amortisseur de lacet ou YD (Yaw Damper) :</u>

- Pilotage longitudinal autour de l'axe de tangage (profondeur) ;
- Pilotage latéral autour de l'axe de roulis (gauchissement) ;
- Pilotage transversal autour de l'axe de lacet fonctionnant à court terme ;
- Amortissement de l'avion autour de l'axe de lacet assuré à moyen terme.

Concept « système » → CADV /AFCS ou AFS (Contrôle Automatique De Vol / Automatic Flight Control System or Automatic Flight system) :

L'essor des calculateurs numériques a permis d'appliquer « l'intégration des systèmes » aux deux conceptions précédentes :

- calculateurs DV communs avec ceux du PA ;
- dialogue « calculateur automanette THR (THRottle) ou ATS (AutoTrottle System) puis autopoussée A/THR (AutoTHRust) » avec les calculateurs PA ;
- dialogue « système de gestion de vol FMS (Flight management system) avec le calculateur PA.

Concept « CAG » (Contrôle Actif Généralisé) :

Ce concept vise à intégrer le maximum de paramètres régissant le vol de l'avion en contrôlant ses gouvernes et ses moteurs pour le maintenir à l'aide d'un calculateur de gestion de vol et de guidage (FMGS : Flight Management and Guidance System) dans une situation vis-à-vis :

- des ordres E données par le PH ;
- du domaine de vol certifié ;
- du milieu atmosphérique ;
- de la survivabilité en cas de défaillance (modes dégradés, reconfiguration automatique).

Architecture générale – Constituants :

Architecture générale :

*- MS : sélecteur de mode (Mode Selector) comportant des afficheurs de valeurs de paramètres « avion » * (ordres E donnés par le PH).*
*- MI : indicateur de modes (Mode Indicator).**
- C : calculateur (Computer) désormais numérique.
- AS : capteurs « avion » (Aircraft Sensors) fournissant les réponses S.
- CS : capteurs « gouvernes » (Control surfaces Sensors).
- A : amplificateurs.
- M : servomoteurs ou actionneur de gouvernes

- SD : dispositif de sécurité (Safety Devices).
*- SM : dispositif de surveillance (System Monitoring).**

** Interface Homme / Machine ou I H/M, désormais commune avec le DV*

C intègre :

- Des comparateurs « avion » fournissant les écarts ε = E – S, avec :
E : ordre(s) du PH donnés via MS.
S : valeur(s) de(s) paramètre(s) « avion » fournis pas AS (situation avion instantanée).
- Des modules Uc spécifiques élaborant les ordres de braquage « gouvernes ».
- Des comparateurs « gouvernes » élaborant les écarts « gouvernes ».
- SD comportant lui-même :

- *la logique empêchant l'engagement en cas de non respect de certaines conditions, dont la synchronisation indispensable pour assurer toute transition PH → PA*
- *la logique d'autorisation de surpassement par le PH des ordres « gouvernes ».*
- *la logique de dégagement automatique.*
- *le module de calcul du compensateur ou trim automatique pour restituer au PH un avion stabilisé lors du dégagement du PA.*
- *le module de calcul de la synchronisation assurant le recalage des valeurs de E sur celles de S avant tout engagement du PA.*

- SM comportant des tests intégrés encore appelés « autotests ou BITE (Built-In-Test-Equipement) » en relation avec les dispositifs de sécurité SD.

<u>Principe fonctionnel : superposition des boucles d'asservissement et notion de loi de pilotage :</u>

Toutes correction d'écart « avion » ε nécessite d'actionner les gouvernes, donc de les asservir en conséquence à des ordres élaborés par les calculateurs C :

PH ⇨ ordres E ⇨ PA ⇨ ordres « gouvernes » ⇨ avion ⇨ réponse S

De part le fait que toute correction de ε relevant d'un mode de guidage implique d'effectuer une correction autour de ses 3 axes d'écart εp relevant d'un mode de pilotage, il y a imbrication des tâches du PA concrétisée par

la superposition de boucles d'asservissement

qui assurent l'exécution de tâches en cascade depuis le niveau le plus élaboré (guidage) jusqu'au niveau d'exécution (asservissement gouvernes) garantissant la stabilité. La nécessaire hiérarchisation des tâches est réalisée au sein du PA au moyen de :

- boucles internes ⇨ mode de base comprenant les asservissements gouvernes.

- boucles externes ⇨ mode supérieurs.

Le PA asservit l'avion aux ordres du PH en asservissant les gouvernes à des ordres élaborés par C.

Une loi de pilotage constitue par définition la relation entre :

- l'ordre de position « gouvernes » ;
- l'(les) écart(s) « avion » ε = E – S à s'annuler, désigné(s) par :
ε_b = pour tout mode de base
ε_s = pour tout mode supérieur.

C est donc « programmé » pour différentes lois conçues par le système réalisant le PA.

<u>Modes Latéraux :</u>

Ces modes sont relatifs à l'axe de roulis (gauchissement) et concernent la plupart des PA équipant les avions de transport actuels.

Modes de base :

Désignation	Signification	E
CMD (CoMmanD)	maintien "ailes horizontales"	néant (Øc = 0 implicite)
ou HDG (Heading)	maintien "ailes horizontales" & maintien du cap magnétique à l'engagement si Ø ≤ 5°	néant (HDGo implicite)
ROLL ou BANK	virage commandé	Øc ≠ 0 (25° maxi en général) ou HDGc ≠ HDGo

Modes supérieurs :

Désignation	Signification	E
HDG SEL	capture et maintien de cap magnétique sélectionné	HDGc
VOR	capture et maintien de route magnétique CRS sélectionnée	fréquence VOR & radial CRSc (& cap HDGi)
LOC (LOCalizer)	capture et maintien de faisceau LOC (ILS)	fréquence LOC, QFU piste (CRSc) (& cap HDGi)
B/B (Back Beam)	maintien de faisceau LOC (ILS) "station arrière"	fréquence LOC & QFU piste
NAV ou INS	capture et maintien de route inertielle TK	leg (écart latéral XTKc = 0)
TRACK ou TRK	capture et maintien de route inertielle TK ou de route magnétique insérée dans le plan de vol du système de gestion de vol FMS	TRK (avec écart latéral XTKc = 0)

Modes longitudinaux :

Ces modes sont relatifs à l'axe de tangage (profondeur) et concernent la plupart des PA équipant les avions de transport actuels.

Modes de base :

Désignation	Signification	E
CMD (CoMmanD) ou PITCH	maintien "assiette longitudinale"	néant Θc = Θo à l'engagement
IAS / MACH	maintien de vitesse anémométrique ou de nombre de MACH par variation éventuelle de Θ "autour" de sa valeur mémorisée à l'engagement	néant (IAScc implicite)
V/S	maintien de vitesse verticale par variation éventuelle de Θ "autour" de sa valeur émorisée à l'engagement	V/Sc
FPA (Flight path Angle)	maintien de pente "sol" par variation éventuelle de Θ "autour" de sa valeur mémorisée à l'engagement et par variation de poussée des GTR	γc

Modes supérieurs :

Désignation	Signification	E
ALT ACQ	capture d'altitude	Zc
ALT	maintien d'altitude	Zc
LVL CH (LeVeL Change)	changement automatique de niveau de vol	Zc
G/S (Glide Slope)	capture et maintien de faisceau GLIDE (ILS)	fréquence LOC => fréquence G/S implicite & altitude Zc pour capture

Modes Communs :

Ces modes sont relatifs aux axes de roulis et de tangage et concernent l'approche et l'atterrissage automatique.

Désignation	Signification	E
APP	capture et maintien de faisceaux ILS (LOC + G/S) → mode limité aux minima "catégorie II"	fréquence LOC & => fréquence G/S implicite, QFU piste, route CRSc & altitude Zc
LAND	atterrissage automatique = mode APP + mode "SPD" des moteurs	fréquence LOC & => fréquence G/S implicite, QFU piste, route CRSc & altitude Zc & IASc
GA (Go Around)	remise de gaz avec maintien "ailes horizontales"	manœuvre de leviers spécifiques ou déplacement vers l'avant des manettes de poussée

Atterrissage automatique : phases successives :

Mode appelé « LAND ou AUTOLAND » consistant à faire poser l'avion sur la piste à 'issue d'une approche ILS de précision avec les minimums actuels de la catégorie IIIB.

L'exploitation du mode LAND implique :

- *Une certification spécifique de l'avion ;*
- *Une qualification agréée des équipages ;*
- *Un équipement ILS de performances compatibles avec les minimums certifiés et un balisage de piste renforcé.*

Catégorie	Hauteur de décision HD en ft pour atterrissage / remise de gaz	Portée Visuelle de Piste PVP en m (Runway Visual Range RVR)
I	200	800
II	200 à 100	300
IIIA	< 100	200
IIIB	< 50	75
IIIC	0	0

Les PA dépourvus de mode « LAND » ont une capacité limitée à la catégorie I ou II (mode « APP ».

<u>Phases successives :</u>

Elles sont déterminées à partir de la hauteur Zr fournie par un radioaltimètre :

- *Phase LAND Arm ;*
- *Phase Capture Loc ;*
- *Phase Loc Track ;*
- *Phase Capture Glide ;*
- *Phase Glide Track ;*
- *Phase Align ;*
- *Phase Flare / Retard ;*
- *Phase Roll out ;*
- *Débrayage du PA.*

<u>Phase éventuelle succédant au mode « LAND » interrompu :</u>

Phase Go Around :

- *maintien « LOC » ;*
- *maintien Øc = 0 ;*
- *commande de Θc ≤ Θmaxi ;*
- *poussée maximale autorisée. ;*

Concepts de système pour l'atterrissage automatique, la remise de gaz, le décollage, la survivabilité passive, la survivabilité opérationnelle (redondance) :

1 – Concept de système pour l'atterrissage automatique :
Il intègre 5 aspects liés à la notion d'automatisme de l'enchaînement des phases :

a) – Automatisme devant satisfaire un objectif « performance » → risque d'impact « hors piste » extrêmement improbable (probabilité ≤ 10^{-6}). C'est-à-dire précision exigée.

b) – Limitation d'autorité de l'automatisme devant satisfaire un objectif « sécurité des personnes » → risque de défaillance provoquant un accident extrêmement improbable (probabilité ≤ 10^{-9}), d'où les dispositions suivantes :

- *limitation des braquages « gouvernes » ;*
- *limitation de l'assiette et de sa variation ;*
- *limitation d'effort (ou de couple) de commande « gouvernes », afin que le PH reste maître d'une reprise en main.*

c) – Détection de la défaillance.

d) – Survivabilité à la défaillance :

- *soit en « passivant l'effet » → diminution de la capacité opérationnelle du système (régression du mode LAND).*
- *soit en « inhibant l'effet » → capacité opérationnelle du système inchangée.*

e) – Avertissement de PH de toute défaillance « passive », laquelle ne modifie pas immédiatement la trajectoire « avion ».

2 – Concept de système pour la remise de gaz :

Mise en sécurité impliquant une automatisation très développée pour diminuer au maximum le temps de la remise en pente > 0.

- commande instinctive au niveau des manettes de poussée par la manœuvre de leviers ou palettes d'engagement (palm switches » ;
- dégagement automatique du mode LAND ;

- Poussée en augmentation automatiquement (jusqu'à N1 limite ou EPR limite) avec maintien éventuelle d'une vitesse IASc préaffichée ;
- guidage automatique en site ($\Theta c \leq \Theta maxi$, $\emptyset c = 0$) et en azimut (maintien du LOC ou stabilisation à $\emptyset c = 0$).

La rentrée du train et des volets restent dévolues au PH.
Le dégagement de ce mode reste dévolu au PH à partir d'une hauteur déterminée.

<u>3 – Concept de système pour le décollage :</u>

Aucun PA n'est actuellement certifié pour effectuer un décollage automatique, mais l'engagement du PA est possible très tôt pour les Airbus (Zr = 30 ft).

<u>4 – Concept de système pour la survivabilité passive (fail passive) :</u>

Il est basé sur :
- la détection de la défaillance ;
- la passivation ou la neutralisation de la défaillance par empêchement de tout braquage gouverne intempestif ;
- l'effet de la défaillance limité à la diminution de la capacité opérationnelle → poursuite du fonctionnement en mode « dégradé » ;
- par le dédoublement des calculateurs C, C_1 & C_2, et de la chaîne de commande « gouvernes » procurant un système « DUPLEX ou DUAL- CHANNEL » ;
- par la surveillance mutuelle (monitoring) des signaux de sortie des calculateur C_1 & C_2.

<u>5 – Concept de système pour la survivabilité opérationnelle → redondance (fail operational ou fail survival) :</u>

Il est basé sur :
- la détection de la défaillance ;

- l'inhibition de la défaillance empêchant tout braquage de « gouvernes » intempestif ;
- la capacité opérationnelle inchangée à la suite d'une première défaillance → accomplissement de la fonctionnalité en cours par une autre voie se substituant à la voie défaillante avec la même sécurité (redondance).

<u>Moyens de commande :</u>

Les ordres E sont donnés au PA par le PH :
- soit au niveau de l'interface MS (FCU – Flight Control Unit) pour engagement ;
- soit par action directe sur le manche → fonction « Pilotage Transparent » suivant les axes de roulis et de tangage.

Le pilotage transparent permet « d'améliorer » le confort en pilotage manuel en commandant les gouvernes à travers le PA :
- modification de l'attitude puis maintien de celle-ci après cessation de l'effort sur la commande en mode de base → CWS (Control Wheel Steering) considéré comme la fonction primordiale ;
- surpassement temporaire d'un mode supérieur engagé pour modifier la trajectoire → SUPERVISORY OVERRRIDE.

<u>Surveillance :</u>

Elle est assurée par des tests intégrés (BITE) de manière à :
- empêcher l'engagement d'un mode ;
- assurer le dégagement automatique du mode en service en cas de non satisfaction de l'une de ses conditions d'engagement :

- *de la validité du signal d'un capteur « gouverne » ;*
- *du résultat d'un test intégré d'un des calculateurs C ;*
- *d'un écart « avion » hors tolérance ;*
- *de l'alimentation électrique ;*
- *de la pression hydraulique d'un servomoteur SM ;*

- signaler au PH toute défaillance par une alarme au moins visuelle.

Elle doit également être assurée par le PH qui peut provoquer le dégagement du PA :
- en appuyant sur un bouton du volant ;
- en ramenant le levier d'engagement sur la position « OFF » ;
- en exerçant sur les commandes un effort de surpassement de la sensation artificielle.

Limitation :

Différentes limitation existe en tangage et roulis, tant en amplitude qu'en vitesse angulaire.

Les actionneurs ou servomoteurs voient également leur action sur les gouvernes limités par des dispositifs « limiteur de couple » de manière à assurer la sécurité :
- vis-à-vis de braquage « gouverne » excessifs en amplitude et en vitesse ;
- vis-à-vis « d'emballement inopiné » de ces organes moteurs.

Restrictions opérationnelles :

- Utilisation dans le domaine de vol de l'avion (vitesse CAS/MACH M, facteur de charge).

- Surpassement temporaire du PH restreint à la fonction « Supervisory override » de pilotage transparent ; dégagement systématique dans tous les autres circonstances.

- Incompatibilité d'engagement simultané de certains modes généralement spécifique à chaque PA.

Amortisseur de lacet (Yaw Damper)

But :

1 – Contrer tout mouvement naturel de l'avion autour de son axe de lacet c'est-à-dire amortissement de lacet dans le spectre de fréquence du roulis hollandais.

2 – Annuler tout angle de dérapage en particulier en virage « coordination de virage» (bille au milieu).

3 – Contrer tout mouvement en lacet en cas de panne moteur (avec PA engagé). Assistance immédiate mais provisoire de la chaîne de lacet du PA.

Architecture générale – Eléments constitutifs :

Il n'existe généralement pas de retour « gouverne ». Le système fonctionne en « boucle ouverte ».

Pour la majorité des avions actuels, l'amortisseur de lacet est doublé par sécurité. 2 systèmes « Yaw Damper » fonctionnant en //.

Chaque système comprend :

- *un calculateur double ;*
- *un bloc gyrométrique double ;*
- *un boîtier de commande hydraulique « gouverne de direction ».*

L'ordre de braquage est exécuté par la servocommande prioritaire de l'un des 2 systèmes. L'amortisseur de lacet n'agit pas sur les palonniers (YD « série ») lorsque le PA de l'avion comporte une chaîne de lacet car c'est alors celle-ci qui les actionne.

Surveillance :

Elle est normalement assuré par des tests intégrés (BITE) et peut provoquer le désengagement automatique du système.

Généralités sue les alarmes

Classification des alarmes

1 – Alarmes traduisant une situation d'urgence *(impact sur la sécurité) requérant une action immédiate.*

- ***alarmes visuelles de couleur rouge****, éventuellement accompagnées d'alarmes sonores voire tactile (vibreur de manche).*

2 – Alarmes traduisant une situation anormale *(sans impact sur la sécurité) ne requérant pas une action immédiate mais pouvant compromettre le vol suivant.*

- ***alarmes visuelles de couleur ambre****, accompagnées d'alarmes sonores.*

3 – Alarmes traduisant une situation dégradée, *situation normale, mais n'ayant un impact que sur la maintenance périodique.*

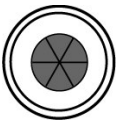
- ***alarmes lumineuses de couleur ambre.***

Visualisation – systèmes d'indication :

- Des voyants lumineux regroupés sur un Panneau Central d'Alarmes PCA (Master Warning Panel).

- Des annonciateurs magnétiques (am).

Noir : fonctionnement correct



Trèfle : équipement en défaut ou en test correct.

- Drapeaux (Flags)

- Voyants lumineux (Vl)

- *ROUGE : nécessite une action corrective immédiate.*
- *AMBRE : ne nécessite pas une action corrective immédiate.*
- *VERT : indique une situation normale.*
- *BLEU : indique une situation transitoire ou normale.*

- Indicateurs magnétiques (im)

L'équipement est ouvert.

L'équipement est fermé

L'im n'est pas alimenté.
La position ou les paramètres de l'équipement sont incorrects.
L'équipement associé est en transit.

Alerte d'altitude :

Informe le pilote par une alarme visuelle et sonore du rapprochement ou de l'éloignement d'une altitude pression sélectée Zpc.

Avertisseur de décrochage :

Prévient l'équipage de la proximité de l'angle d'incidence maxi de l'avion correspondant au décrochage.