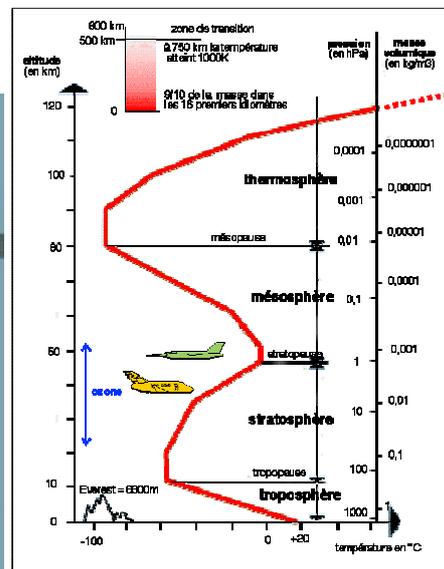




Support de *Cours Avionique 1*



V1.4

4TSI502U

2017-2018

D.MICHAUD

A Sommaire :

A. Sommaire :	2
B. Généralités	4
<u>B.1.</u> Introduction : l'avionique	4
<u>B.2.</u> Classification des instruments du poste de pilotage:	5
<u>B.3.</u> Définition des angles	5
<u>B.4.</u> Vocabulaire	6
B.4.1. Définitions	6
B.4.2. Grand cercle	6
B.4.3. Loxodromie (rhumb line).	6
B.4.4. Orthodromie	6
B.4.5. Latitude et longitude	7
B.4.6. Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI)	7
B.4.7. L'atmosphère standard - ISA (International Standard Atmosphère)	8
B.5. Modèle atmosphérique	
<u>B.6.</u> Les Fréquences	13
C. Instruments de vol	14
<u>C.1.</u> Généralités	14
<u>C.2.</u> Equipements anémo-barométriques :	14
C.2.1. Introduction – l'atmosphère :	14
C.2.2. Anémomètre :	14
C.2.3. Altimètre	22
C.2.4. Variomètre	26
C.2.5. Centrale aérodynamique	28
<u>C.3.</u> Equipements gyroscopiques	31
C.3.1. Effet gyroscopique	31
C.3.2. Angle de référence : Rappel	34
C.3.3. Indicateur de virage	34
C.3.4. Horizon gyroscopique / artificiel	37
C.3.5. Gyro compas / Gyro Directionnel	41
C.3.6. Compas magnétique	43
C.3.7. LCDU	45
D. Equipements de navigation (introduction)	48
<u>D.1.</u> Les Systèmes d'aide à l'atterrissage : Introduction :	48
<u>D.2.</u> V.O.R.	48
***** 2/3 *****	
<u>D.3.</u> D.M.E. du H.S.I.	59
<u>D.4.</u> Système I.L.S.	64
<u>D.5.</u> Radiocompas ADF : Automatic Direction Finder	71
<u>D.7.</u> GPS (Global Positioning System)	71
D 8 EGNOS – GALILEO (European Geostationary Navigation Overlay Service)	
<u>D.8.</u> MLS (« Microwave landing system »)	73
<u>D.9.</u> Radar, transpondeur :	74
<u>D.10.</u> Principe : Radar à impulsion et Radar Doppler	76
<u>D.11.</u> Radio-altimètre	78
E. Système de figuration électronique	83
<u>E.1.</u> EFIS - Electronic Flight Instruments System	83
<u>E.2.</u> Système ACARS	85

_E.4.	Systèmes automatiques de contrôle de vol.....	90
_E.5.	Systèmes d'alarmes.....	90
F.	Antennes	91
_F.1.	Beluga A300-600	91
_F.2.	Antennes sur A.T.R.	92
_F.3.	Antennes sur A 340	92
_F.4.	Antennes sur A 310	93
***** 3/3 *****		
G.	Equipements Electroniques et systèmes de THALES	95
_ELAC	FAC, FCU, FMGEC, ISIS, LCDU, RMP, SEC, TCAS, ATC, ATDL, BSCU, BCL, PHC.....	102
H.	Bus avioniques.....	104
_H.1.	Définition:.....	104
_H.2.	ARINC 429 :	104
_H.3.	Résumé: l'ARINC 429 (<i>Aeronautical Radio Incorporated 429</i>):.....	108
I.	ANNEXES	108
_I.1.	Identifiant des balises ILS Aéroport Charles de Gaulle – Roissy	108
_I.2.	Extrait d'un document d'approche piste 26 R , Paris Ch. de Gaulle	109
_I.3.	Utilisation du code d'épellation radiophonique international et du code MORSE lors de communications radio.....	110
_I.4.	Exemple : information modulant code MORSE	111
_I.5.	Codage ASCII.....	112
_I.6.	Tableau 1 : Canaux d'accord du récepteur ILS : (extrait de la notice de maintenance)	113
_I.7.	Principe du DDM	114
_I.8.	Description partielle de la fonction : Mesurer l'écart de « pente » et « d'alignement (<i>cap</i>) »	114
_I.9.	Bibliographie	115
_I.10.	Glossaire : sigles & acronymes.	115
_I.11.	Météorologie.....	116

→ Ce document est un support de formation pour les étudiants des parcours Maintenance Aéronautique à l'Université de Bordeaux.

 Ce document à destination des étudiants de l'IMA, Université de Bordeaux, n'est qu'un support de cours non exhaustif.

 Dans TOUS les cas d'interventions sur un aéronef ou ses équipements, il faut se référer à la documentation de cet aéronef en cohérence avec la réglementation!

TRAINING ONLY

L'électronique est la "partie de la physique et de la technique qui étudie et utilise les variations de grandeurs électriques (champs électromagnétiques, charges électriques, etc.) pour capter, transmettre et exploiter de l'information".

A.1 Unités:

1 mille nautique (NM) = 1852 m

1 mile terrestre (mi) = 1609 m

1 foot (ft) = 0,3048 m

1 inch (in) = 0,0254 m

1 knot (KT) = 1,852 km/h

B Généralités

B.1 Introduction : l'avionique

Jusqu'aux années 60, l'avionique se présentait essentiellement sous forme d'instruments de bord électromécaniques, chacun étant dédié à une seule information (les sondes de pression, les altimètres, les instruments de contrôle des températures, etc.).

Depuis, l'utilisation des techniques informatiques offre la possibilité de traiter l'ensemble des informations au lieu de simplement les recueillir et les transmettre au pilote. Il ne s'agit donc plus de faire une planche de bord en réunissant des instruments indépendants, mais de concevoir et de réaliser un système global d'électronique de vol.



Le secteur entreprend donc sa mutation vers des architectures intégrées qui devront prendre en compte dans leur conception les besoins d'évolution permanents pour limiter les coûts.

Positionné sur les applications duales, c'est à dire à la fois civiles et militaires, **THALES AVIONICS** élargit ses débouchés et dépend de moins en moins de la défense.

L'avionique reste un secteur en devenir, le secteur de la construction aéronautique qui devrait connaître le plus fort taux de croissance.

THALES Avionics réalise des systèmes avioniques intégrés et modulaires, des visualisations LCD*, des systèmes de conduite de vol ainsi que des systèmes de communication, de navigation et de surveillance.



B.2 Classification des instruments du poste de pilotage:

Instruments de conduite

Anémomètre. Machmètre
 Altimètre.
 Variomètre.
 Indicateur de virage
 Horizon artificiel.

Instruments de contrôle

Contrôle des pressions et/ou dépressions.
 Contrôle des vitesses de rotation.
 Contrôle des débits.
 Contrôle des températures.
 Contrôle des niveaux.
 Contrôle divers.

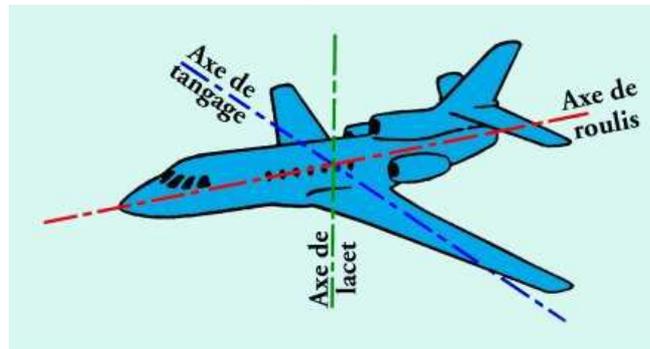
Instruments de navigation et de radionavigation

Navigation

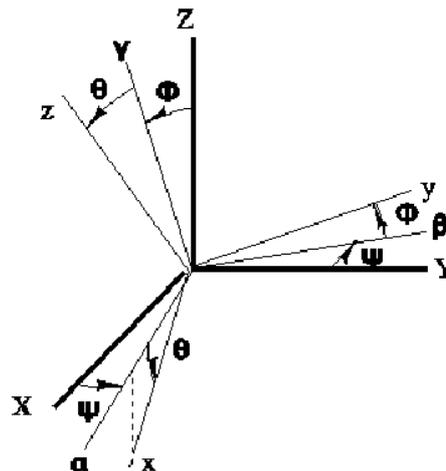
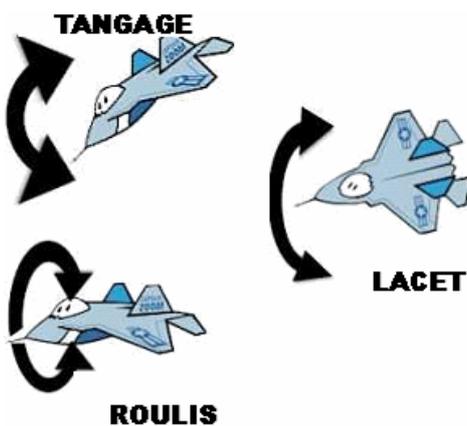
Compas
 Conservateur de cap
 Centrales inertielles

Radionavigation

VOR/DME
 ADF
 ILS/MLS
 GPS GALILEO EGNOS



B.3 Définition des angles conventionnels



Roulis (Roll) ϕ mesuré autour de x (voisin de X lorsque les angles sont petits)

Tangage (Pitch) θ mesuré autour de β (voisin de Y lorsque les angles sont petits)

Lacet (Yaw) ψ mesuré autour de Z

La page précédente explicite clairement les 3 angles en question, il suffit simplement de savoir que l'axe α est la projection sur le plan horizontal X, Y de l'axe x.

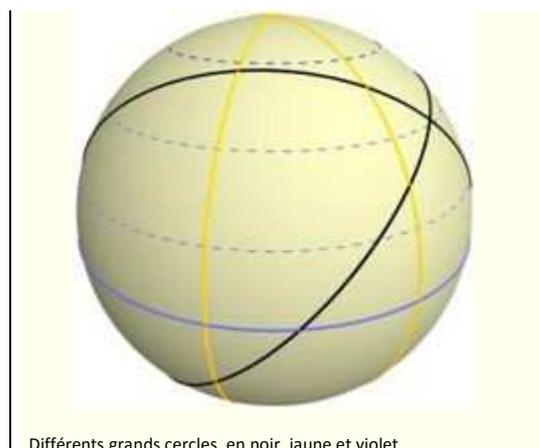
B.4 Quelques Définitions

<u>Altitude indiquée</u>	Z_{QNH} ou Z_i . Indication fournie par un altimètre calé au QNH
<u>Hauteur indiquée</u>	H_{QFE} ou H_i . Indication fournie par une alti. calé au QFE
<u>QNE</u>	Altitude pression du terrain. Altitude correspondant a la pression QFE.
<u>Flight Level</u>	Altitude /100 a l'altitude pression – FL
<u>Altitude topographique</u>	Z_t Distance verticale du terrain par rapport au niveau de la mer.
<u>Altitude vraie</u>	Z_v Distance verticale entre l'avion et le niveau de la mer.
<u>Hauteur vraie</u>	H_v Distance entre l'avion et le niveau de référence sol.

B4..1 Grand cercle

En géométrie, un **grand cercle** est un cercle tracé à la surface d'une sphère qui a le même diamètre qu'elle et la divise en deux hémisphères égaux. D'une manière équivalente, un grand cercle est un cercle sur la sphère ayant le même centre qu'elle, ainsi que l'intersection de cette sphère avec tout plan passant par son centre.

Un grand cercle est le plus grand cercle que l'on puisse tracer sur une sphère.



Différents grands cercles, en noir, jaune et violet

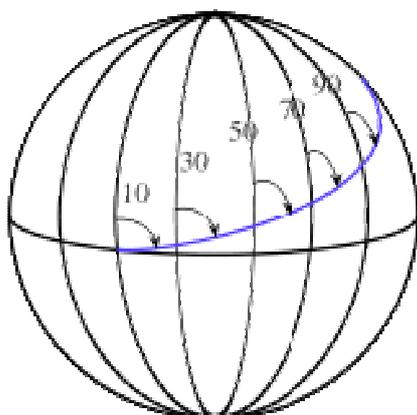
B4..2 Loxodromie (rhumb line).

Une **loxodromie** (en grec *course oblique*) est une courbe qui *coupe les méridiens sous un angle constant*.

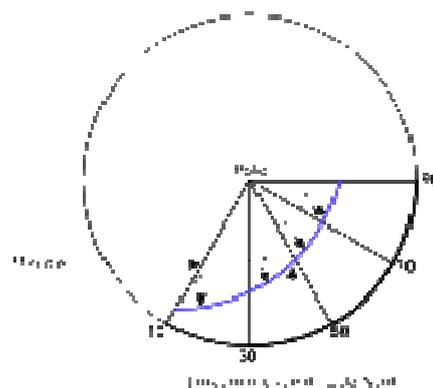
Une **route loxodromique** est représentée sur une carte marine ou aéronautique en projection de Mercator par une ligne droite mais ne représente pas la distance la plus courte entre deux points. En effet la route la plus courte est appelée route orthodromique ou orthodromie.

La route loxodromique est une route à **cap constant**.

Loxodromie : route constante
- représente en projection Mercator la ligne droite



Loxodromie : route constante
- représente en projection Mercator la ligne droite



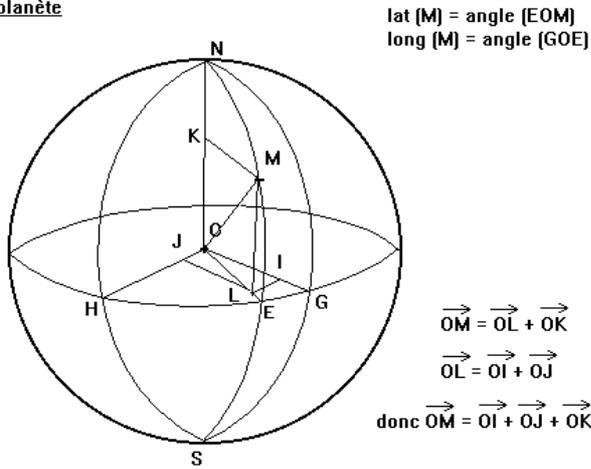
B4..3 Orthodromie

L'**orthodromie** désigne le chemin le plus court entre deux points d'une sphère, c'est-à-dire l'arc de **grand cercle** qui passe par ces deux points. Pour les navigateurs une route orthodromique désigne ainsi la **route la plus courte** à la surface du globe terrestre entre deux points.

B4..4 Latitude et longitude

Tout point M de la Terre se trouve sur un méridien qui coupe l'équateur en un point E ; le plus petit des deux angles (GOE) est appelé longitude du point M ; si E est à l'Ouest de G, on parle de longitude Ouest et celle-ci est comptée positivement ; dans le cas contraire, il s'agit de longitude Est, et elle est comptée négativement.

Notre planète



L'angle (EOM) est appelé latitude du point M ; si M est dans l'hémisphère Nord, elle est comptée positivement et il s'agit d'une latitude Nord ; sinon, c'est une latitude Sud, qui sera comptée négativement.

Il revient par exemple au même de dire que le port des Sables d'Olonne se trouve à 46°45'N et 1°45'O ou bien que sa latitude est 46,75 et sa longitude 1,75 (on a converti les degrés/minutes en degrés décimaux). Le port de Fremantle en Australie, se trouve, lui, à environ 32°S et 115°E, c'est à dire que sa latitude est approximativement -32 et sa longitude -115.

L'angle (EOM) est appelé latitude du point M ; si M est dans l'hémisphère Nord, elle est comptée positivement et il s'agit d'une latitude Nord ; sinon, c'est une latitude Sud, qui sera comptée négativement.

Il revient par exemple au même de dire que le port des Sables d'Olonne se trouve à 46°45'N et 1°45'O ou bien que sa latitude est 46,75 et sa longitude 1,75 (on a converti les degrés/minutes en degrés décimaux).

Le port de Fremantle en Australie, se trouve, lui, à environ 32°S et 115°E, c'est à dire que sa latitude est approximativement -32 et sa longitude -115.

La coutume veut que les mesures soient effectuées en degrés et minutes, et un arc de méridien joignant **deux points dont les latitudes diffèrent d'une minute** s'appelle un **mille marin** ou plus simplement un mille.

Les latitudes varient de -90° au pôle Sud à +90° au pôle Nord en passant par 0° en tout point de l'équateur. Les longitudes sont comprises entre -180° et +180°, ces deux extrêmes représentant le même méridien (celui qui forme avec le méridien Zéro un grand cercle).

B4..5 Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) **International Civil Aviation Organization - ICAO**

Statut Institution spécialisée

Objectifs Créée par la Convention relative à l'aviation civile internationale signée à Chicago le 7 décembre 1944 et entrée en vigueur le 4 avril 1947 à la 26ème ratification, l'Organisation élabore les principes et les techniques de la navigation aérienne internationale. En vertu de l'article 44 de la Convention, elle doit promouvoir la planification et le développement sûr, régulier, efficace et économique du transport aérien international.

Membres (2005) : 188 Etats contractants

Siège : Montréal (Canada)

<http://www.icao.org>

B4..6 European Aviation Safety Agency (EASA)

Agence Européenne de la Sécurité Aérienne(AESA)



Règlement 216/2008 (1592/2002)

PART M Gestion du Maintien de la Navigabilité **FRA M**

PART 145 Organismes de Maintenance **FRA 145**

PART 66 Licences de Mécanicien **FRA 66**

PART 147 Organismes de Formation **FRA 147**

Règlement 2042/2003

Décret 2006-1551

Instruction Interministérielle 2008



B.5 L'atmosphère standard-ISA (International Standard Atmosphere)

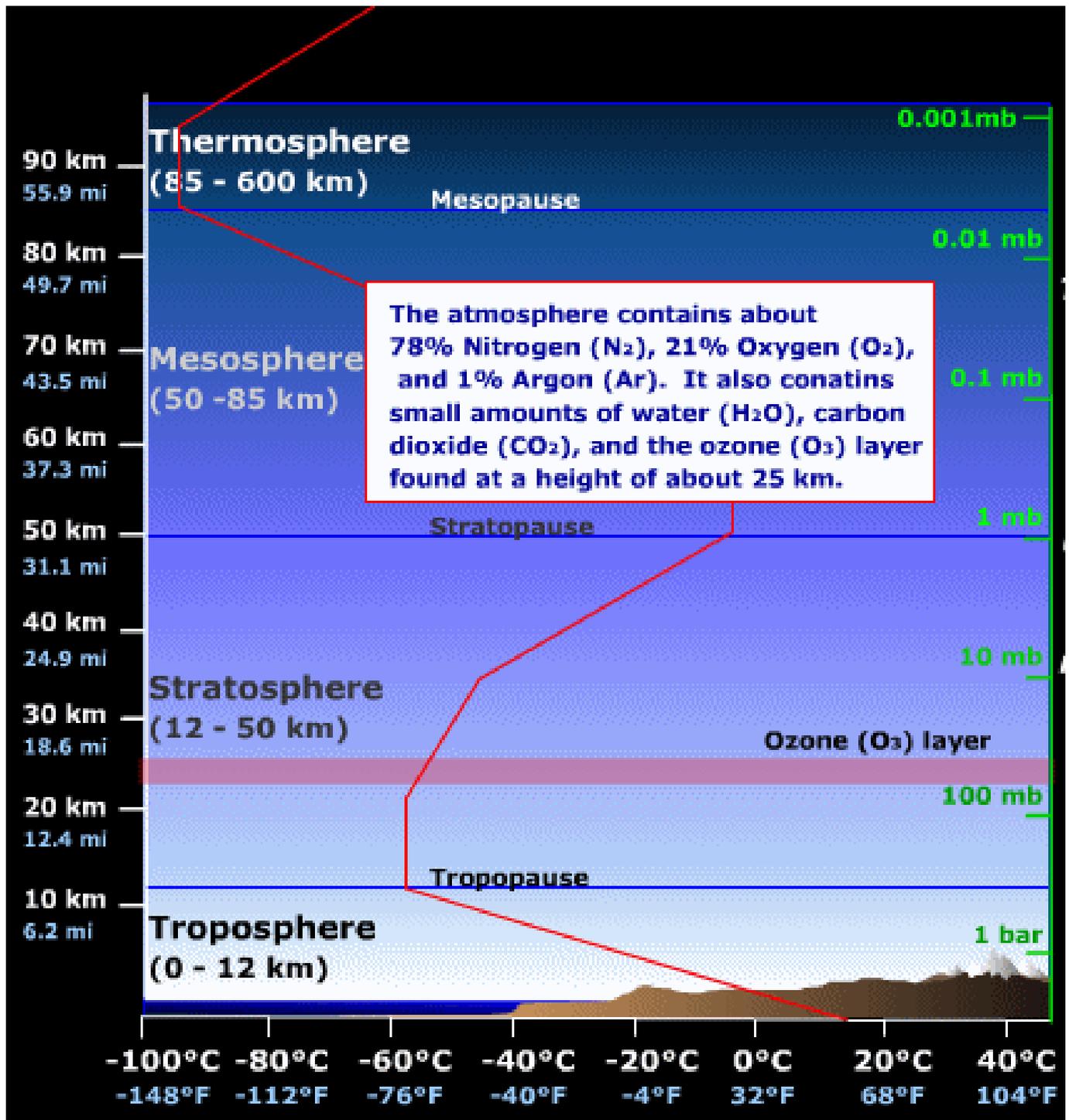
L'atmosphère standard ou atmosphère type est une **atmosphère théorique normalisée** dans laquelle les paramètres (Altitude, Pression, Température, Densité, Masse volumique, Célérité du son) ont été fixés en fonction de l'altitude.

Par hypothèse :

- l'air est un gaz parfait
- L'air est sec et sa composition chimique ne varie pas avec l'altitude
- L'air est au repos (vent nul)

La connaissance d'un des paramètres permet de retrouver les autres.

Avec l'altitude, ces paramètres changent (diminution). La pression est le paramètre fluctuant le moins comparé aux autres.



L'atmosphère définie comme standard est une atmosphère ayant les caractéristiques suivantes:

- Pression de 1013,25 hPa, 29,92 inHg ; 760mm de Hg au **niveau de la mer**
- T° de 15°C ou 288K au **niveau de la mer**
- Masse volumique $\rho = 1,2255 \text{ kg/m}^3$ T° de 15°C ou 288K au **niveau de la mer**
- Célérité du son $a \approx 340,3 \text{ m/s}$ ou 1225 km/h ou 660 KT au **niveau de la mer**.
- Décroissance de pression dans les basses couches de 28ft/hPa arrondi à 30 ft/hPa pour le calcul mental
- Décroissance verticale de T° de 6.5°C / 1000m (2°C:1000ft) du niveau de la mer jusqu'à 30000ft
- T° constante de -56.6°C au dessus de 36000ft (au dessus de la tropopause) de 11km à 20km.

Quelques valeurs clés:

Pression	Altitude m	Altitude feet	FL = Flight Level, → calage standard 1013. FLx0 vol aux instruments IFR FLx5 vol à vue VFR X pair dans 1 sens et impair dans l'autre...
1013*	0	0	
850*	1500	5000 - FL50	
700*	3000	10000 - FL100	
500	5500	18000	
400	7200	24000	
300	9100	30000	
200	11800	39000	

Pour les besoins de l'aéronautique, il a été nécessaire de "figer" l'atmosphère en une atmosphère moyenne, dite **standard**. Cela permet entre autres de décrire les performances des aéronefs et de les localiser dans le plan vertical.

- **REC MAX Recommended maximum altitude** : niveau de vol FL maximum recommandé

B5..1 Composition de l'atmosphère

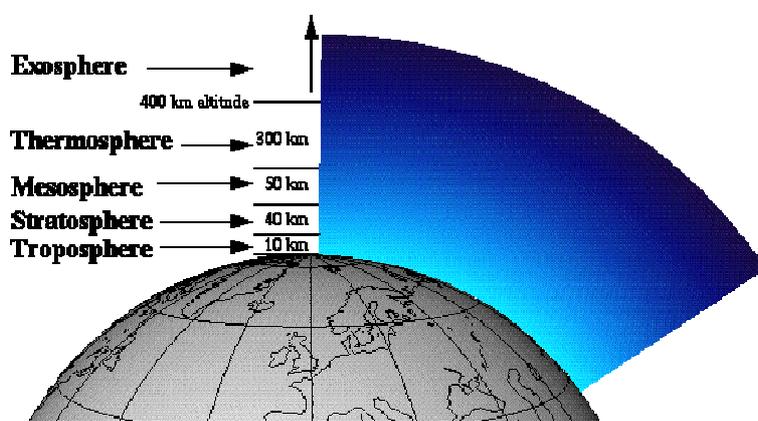
Répartition verticale :

Le gaz se raréfie avec l'altitude.

99% de la masse totale de l'atmosphère se trouve entre 0 et 30 km d'altitude.

Le supersonique Concorde, à son altitude normale de vol de 16 km, survole 90% de la masse de l'atmosphère.

L'atmosphère est subdivisée en plusieurs couches qui ont pour nom troposphère, stratosphère, mésosphère et thermosphère.

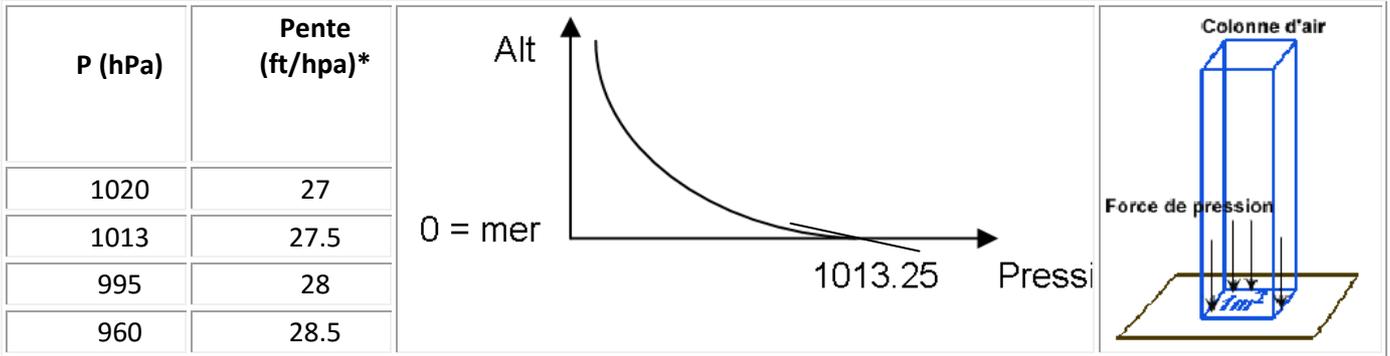


Composition :

- ⇨ air sec (99.97%) :
 - azote 78%
 - oxygène 21%
 - argon 1%
 - ozone entre 15 et 45 km
- ⇨ vapeur d'eau
- ⇨ poussières

B5..2 Pression 1013 en atmosphère standard ISA.

La courbe de pression n'est pas une courbe linéaire, le gradient de pression peut être représenté par le tableau suivant suivante (à retenir);



* Équivalent 1hPa en ft.

Ces valeurs seront utilisées lors des calculs de correction de calage.

PRESSION (L'unité de pression du S.I. est le Pascal)

La pression est une force par unité de surface.

Un **Pascal** correspond à la pression (P) générée par une force (F) de 1 newton agissant sur une surface (A) de 1 mètre carré dit aussi newton par mètre carré (**N/m2**). C'est une unité plutôt petite comme résultat et elle plus souvent utilisée en tant que kilo Pascal [kPa] ou en bar équivalent à 100 000 pascals.

$$P(N/m^2) = \frac{F(N)}{A (m^2)}$$

1 Pa = 1 N/m2 = 1 pascal
1 kilo pascal (kPa) = 1000 Pa - 1 bar = 100 kPa - 1 mbar = 1 hecto pascal (hPa)

L'ancienne mesure le kilogramme force (kgf) : 1 kgf = 0,98067 daN (decaNewton).
Le daN est le 1/10 of N , et le daN/cm2 est égal à 1 bar.

- Pound-force/sq in = 1 lbf/in² or **psi** = 6,89476 kPa
- Pound-force/sq ft = lbf/ft² = 1 lbf/ft² = 47,8803 Pa

Symbole	SI equivalent	Désignation unité de mesure en Anglais
1 atm	= 101325 Pa	- atmosphere (standard)
1 bar	= 100000 Pa	- bar
1 cmHg (0 °C)	= 1333,22 Pa	- centimeter of mercury (0 °C)
1 cmH2O	= 98,0638 Pa	- centimeter of water (4 °C)
1 hPa	= 100 Pa	- hectopascal
1 mbar	= 100 Pa	- millibar
1 mmHg, torr, Torr (0 °C)	= 133,322 Pa	- millimeter of mercury (0 °C)
1 N/m2 = 1 Pa		- newton per square meter
1 Pa, N/m2	= 1 Pa	- pascal
1 psi, PSI, lbf/in2 = 6894,76 Pa		- pound force per square inch
1 atm	= 101325 Pa	- standard atmosphere
1 torr	= 133,322 Pa	- torr

B5..3 Modélisation simplifiée dans troposphère : (0 à 11 km)

$$P_s(z) \approx P_o * \left(\frac{31 - z}{31 + z} \right)^2 \quad \text{avec } z \text{ l'altitude en km et pression } P_s \text{ en hPa}$$

Au niveau de la mer en STANDARD ISA, pour z=0 , $P(0) = P_{QNH} = P_o = 1013,25 \text{ hPa} = P_{STANDARD}$

Au niveau de la **Tropopause** $P_s(11km) \approx \mathbf{264 \text{ hPa}}$

Variation de pression $P'_s(z) = dP_s(z) / dz = - 124 * P_o * \frac{31 - z}{(31 + z)^3} < 0$ avec $P'_s(z)$ en hPa/km

Gradient de pression en ft/hPa = $Gp(z) = 1 / P'_s(z) * 1000 / 0,3048$

$P'_s(0) = - 130 \text{ hPa/km} \rightarrow Gp(0) = \mathbf{- 25 \text{ ft /hPa}}$

$P'_s(11) = - 34 \text{ hPa/km} \rightarrow Gp(\text{Tropopause}) = Gp(11km) = \mathbf{- 97 \text{ ft /hPa}}$

$T_{statique}(z) \approx 15 - 6,5 * z$ avec $T_{statique}$ en °C

Densité $\delta(z) = \rho(z)/\rho_0 \approx \frac{20 - z}{20 + z}$ avec masse volumique air $\rho_0 = 1,2255 \text{ kg/m}^3$

B5..4 Température

15°C en atmosphère standard soit 288,15°K. et décroît de **2°C / 1000ft (-6.5°C/km)** jusqu'a une altitude de 35500ft (11000 m). Au delà, elle reste constante à environ -56°C (216.5K).

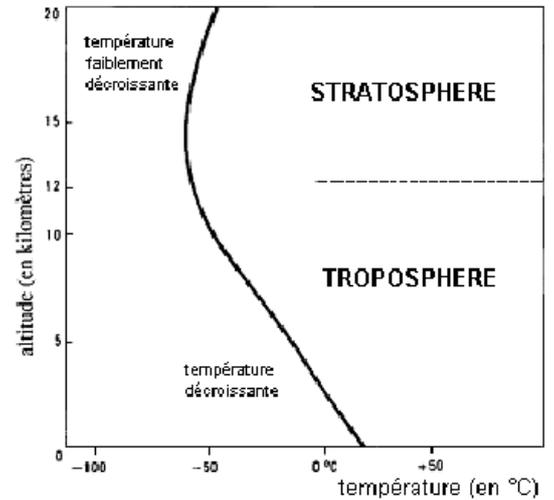
- Conversion du degré Celsius en degré Fahrenheit = **degré C x 1.8 + 32**
- Conversion du degré Fahrenheit en degré Celsius = **(degré F - 32) / 1,8**

A noter que le 0 degré absolu Rankine (0°R) est le même que le zéro absolu Kelvin (0 K)

Point de **congélation** / fusion de l'eau / glace = 0°C ou 32°F ou 273,15 K ou 491.67°R.

Point d'**ébullition** de l'eau = 100°C ou 212°F ou 373,15 K ou 671.67°R.

Pour pression standard 1013hPa : ATTENTION, dépend de la pression.



Type de conversion	mode opératoire
Degrees Celsius (C) to degrees Kelvin (K)	= (C) + 273.15 = (K)
Degrees Celsius (C) to degrees Fahrenheit (F)	= [(C) * 1.8] + 32 = (F)
Degrees Celsius (C) to degrees Rankine (R)	= [(C) * 1.8] + 491,67 = (R)
Degrees Fahrenheit (F) to degrees Kelvin (K)	= [(F) * 0.555556] + 255.37 = (K)
Degrees Fahrenheit (F) to degrees Rankine (R)	= (F) + 459,67 = (R)
Degrees Kelvin (K) to degrees Rankine (R)	= (K) * 1,8 = (R)

B5..5 Vitesse

1 kno = 1 mile (nautic.) per hour (knot, noeud) = **1 KT = 1,852 km/h**

1 ft/min = 1 fpm = **0,00508 m/s = 1 foot per minute**

1 ft/s = 1 fps = **0,3048 m/s = foot per second**

1 m/s ≈ 200 ft/min ≈ 2 KT ≈ 3,6 km/h

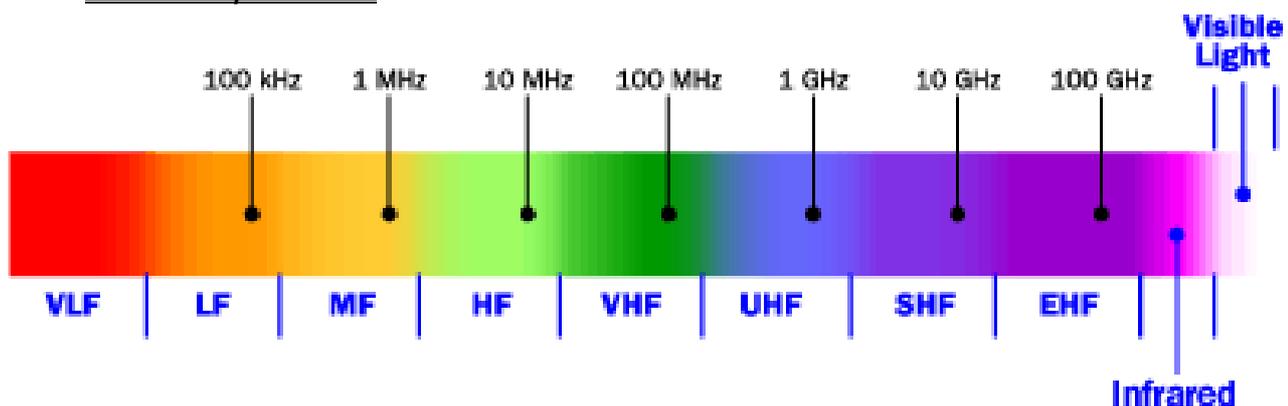
B5..6 Synthèse : conversion des unités

Longueur 1 pied = 1 Foot = 1 ft = 0.3048 m
 1 Nm = 6076 ft = 1852 m = 1 Nautic Mile

Températures Degrés Celsius ou K ou °F

Pressions Hecto Pascal= hPa 1013.25 hPa = 29.92 inHg
 Conversion hPa - inHg par extrapolation

B.6 Les Fréquences



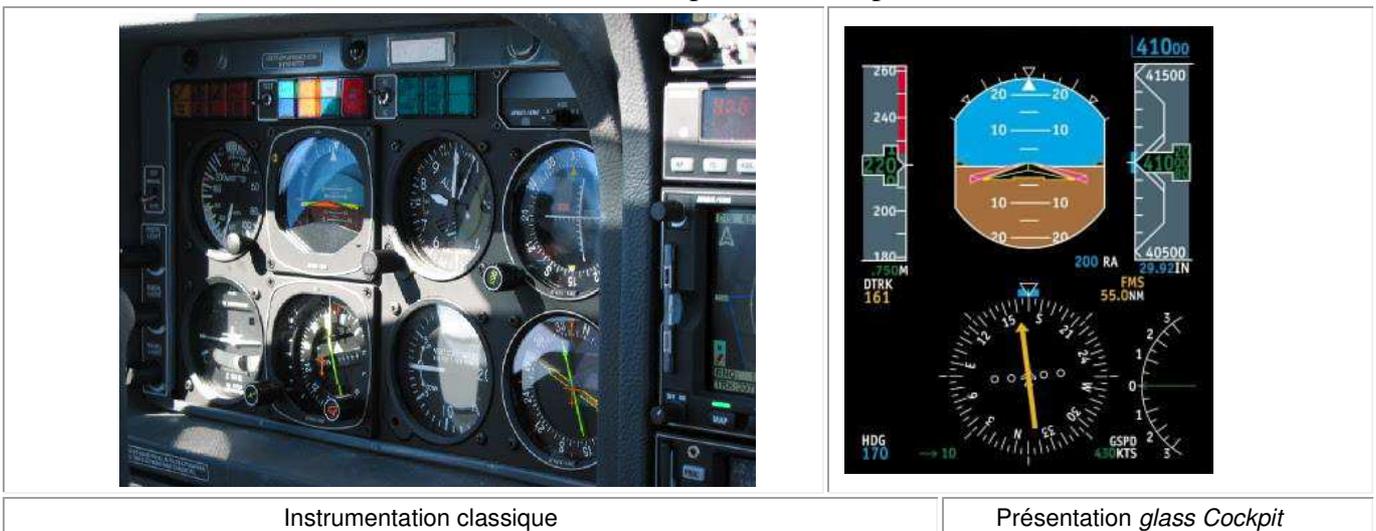
C Instruments de vol

C.1 Généralités

Les instruments servent à présenter au [pilote](#) toutes les informations qui lui sont utiles au maintien en vol de son [avion](#), à sa navigation, à ses communications avec les [organismes de la circulation aérienne](#) et lui permettent d'interagir avec son avion.

Ils sont regroupés sur le tableau de bord aussi près que possible du pilote. Les quatre instruments de base sont toujours disposés de la même façon (en configuration de **T basique**) : l'horizon artificiel au centre, l'anémomètre à sa gauche, l'altimètre à sa droite, le gyro directionnel ou plateau de route en dessous. Cette disposition permet d'optimiser le circuit visuel au cours du vol. La disposition des autres instruments est relativement standard mais varie d'un avion à l'autre.

Ils peuvent être présentés sous forme classique (voir après) ou leurs informations intégrées dans un écran (voir A340). À noter que les photos correspondent à des avions différents dans des situations de vol différentes ; les indications des instruments ne correspondent donc pas.



C.2 Equipements anémo-barométriques :

C2..1 Introduction – l'atmosphère :

Ils utilisent les propriétés liées à la [pression](#) de l'air. Une sonde (appelée tube *Pitot*) disposée sur l'avant du fuselage ou de la voilure permet de mesurer une *pression totale* à un endroit où l'écoulement de l'air autour de l'avion est arrêté. Des prises disposées dans des orifices sur le fuselage de l'avion permettent de mesurer une *pression statique* à un endroit où l'air a une vitesse nulle. La vitesse de l'avion **par rapport au vent** peut alors être déduite de la différence entre pression totale et pression statique.

C2..2 Anémomètre :

C2.2..a But

La précision d'un anémomètre doit être très bonne pour des raisons de sécurité : environ 1%.



C'est un **manomètre** étalonné en fonction de la **loi de Bernoulli** qui convertit une différence entre *pression totale* et *pression statique* en vitesse qui est la vitesse de l'avion par rapport à l'air. Elle est généralement mesurée en **noeuds**, mais, sur quelques avions français et sur les avions russes, elle est donnée en kilomètres par heure. L'anémomètre donne la *vitesse indiquée* (V_i) ou *vitesse lue*. Cette vitesse correspond à la *vitesse propre* (V_p) ou *vitesse vraie* à la pression de 1013,25 hPa (au niveau de la mer en atmosphère standard) et à la température de 15° C. Avec la baisse de la densité de l'air, donc en montant, la vitesse propre est supérieure à la vitesse indiquée (une approximation peut-être faite en ajoutant 1 % par tranche de 600 pieds au dessus de la surface 1013 hPa).

On trouve sur l'indicateur :

une plage blanche : évolutions volets sortis (VSO à VFE)

une plage verte : évolutions normales (VSi à VNO)

une plage jaune : ne pas utiliser en air turbulent (VNO à

VNE)

un trait radial rouge (VNE) : Vitesse à **ne jamais**

dépasser

On trouve parfois **VMO** = Vitesse Maxi Opérationnelle

Pour des avions volant à des vitesses proches de celle du son ou au-delà, d'autres lois sont utilisées, ainsi que d'autres instruments (**machmètre**).

Il est souvent appelé **badin** en France, du nom de son inventeur, **Raoul Badin**.

- **VSO** : vitesse de décrochage avec tous les hypersustentateurs sortis (to Stall with the flaps Out)
- **VSi** : vitesse de décrochage avion lisse, train et volets rentrés (to Stall with the flaps In)
- **VFE** : vitesse maxi avec tous les hypersustentateurs sortis (maximum flap extended speed)
- **VNO** : vitesse Normale Opérationnelle, Maximum Structural Cruising Speed
- **VNE** : vitesse maximum à pas dépasser (Never Exceed speed)

indicateur de vitesse (AirSpeed Indicator = ASI)

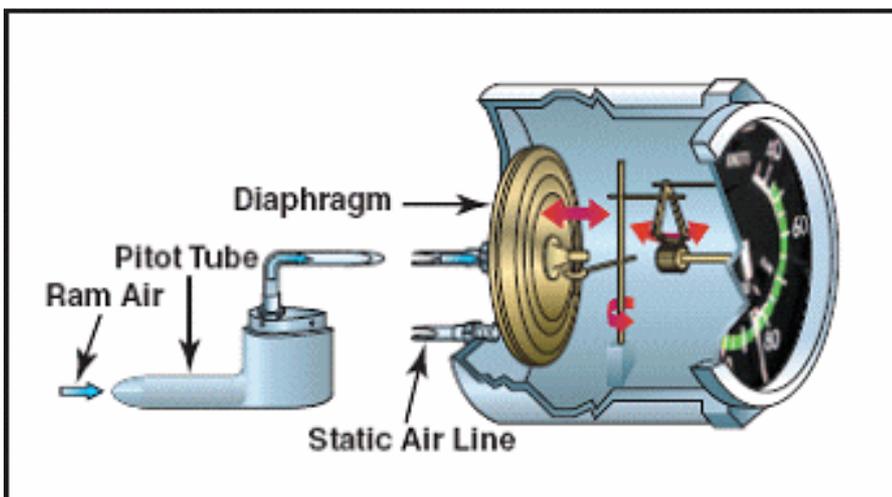
C2.2..b Principe de la mesure : par mesure de pression dynamique

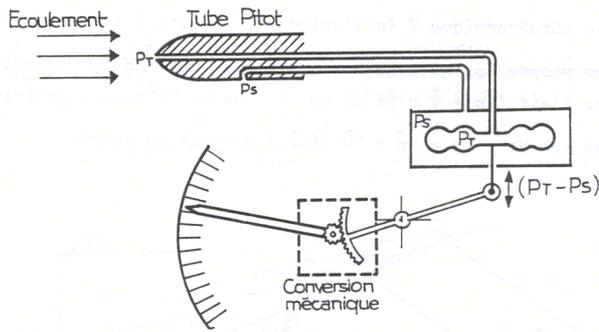
➔ Mesure la vitesse de l'aéronef par rapport à l'air qui l'entoure (vitesse aérodynamique)

L'anémomètre mesure en fait la différence entre la pression totale **Pt** et la pression statique **Ps** et la convertit en vitesse.

C'est la **vitesse indiquée** (V_i).

Elle est exprimée en **noeuds** (un **mile nautique par heure**) ou en **kilomètres par heure**.





L'anémomètre prend en compte la densité de l'air.

Sachant que la densité de l'air diminue lorsque l'altitude augmente, pour une même **vitesse propre (Vp)**, la **vitesse indiquée (Vi)** sera **plus faible** en altitude.

REMARQUE : la capsule anéroïde de VIDIE (1805-1866) d'un anémomètre n'est pas prévue pour se comprimer ! ne pas aspirer par la prise dynamique. La pression Totale est TOUJOURS plus élevée que la pression Statique.....

Vitesse corrigée V_{CAS} = vitesse conventionnelle $V_c = V_i$ vitesse indiquée
Vitesse propre $V_p \approx$ vitesse Vraie $V_v = V_{TAS}$

On a, $V_p = V_i$ au niveau de la mer.

$$\text{On a } V_v = V_c \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = \frac{V_c}{\sqrt{d}} \quad \text{où } d \text{ est la densité de l'air.}$$

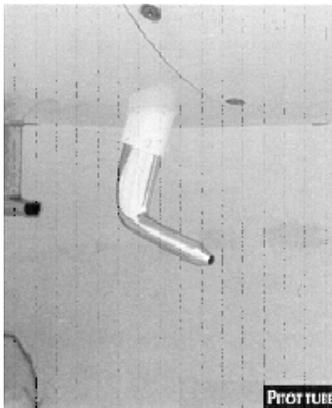
Pour ordre de grandeur, V_p augmente de 10% tous les 6000 pieds dans les basses couches (entre 0 et 10000 pieds).

- **Tube de PITOT** *Henri PITOT (1695-1771) Ingénieur et physicien français.*

La méthode consiste à utiliser deux tubes qui mesurent la pression en des endroits différents à l'intérieur de la canalisation. Ces tubes peuvent être montés séparément dans la conduite ou ensemble dans un seul boîtier. L'un des tubes mesure la pression d'arrêt (ou pression dynamique) en un point de l'écoulement. Le second tube mesure uniquement la pression statique, généralement sur la paroi de la conduite. La pression différentielle mesurée de part et d'autre du tube de PITOT est proportionnelle au carré de la vitesse.

La mesure de débit, réduite à la mesure des différences de pression Δp du fluide qui apparaît entre deux points situés en amont et en aval de l'étranglement de la conduite est donc réalisée par un capteur de pression différentielle. Un calculateur est alors nécessaire pour l'obtention d'un signal proportionnel au débit.

- **Tube Pitot sur avion**



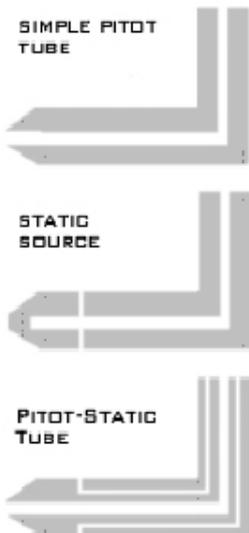
Prises destinées à capter la pression totale ou pression d'arrêt par des sondes ou antennes placées sur la partie avant du fuselage (Pitot).

Tube éloigné de la structure de l'avion et protégé de l'ingestion d'eau, la pénétration de corps étrangers (chicane) et le gel (résistance thermique).

La pression totale est mesurée le long des lignes de courant de l'écoulement et correspond à un point d'arrêt. C'est le point pour lequel la V de l'avion est annulée.

L'axe de sonde est orienté suivant la bissectrice des angles max. d'incidence.

- **Prise de pression statique sur avion**



Captent la pression statique.

Orifices affleurant la surface de l'avion sur la partie avant du fuselage ou sur les antennes pitot.

Elles sont systématiquement doublées de chaque cote du fuselage pour minimiser l'influence des dérapages.

Sont doublés par des prises de secours.

Les prises statiques de secours dans les cockpits des avions légers provoquent une surestimation des valeurs indiquées (altimètre et badin) suite a une dépression crée sur la verrière par le vent relatif.

La pression est mesurée perpendiculairement au lignes de courant de l'écoulement. P de l'air mesurée lorsque V est nulle ou pression atmosphérique.

Ces prises sont sujettes aux erreurs causés par la position de la prise sur l'avion (erreur d'installation), a l'obstruction par la glace ou un corps étranger, a l'ingestion d'eau.

- **Influence du champ aérodynamique de l'avion**

Résulte de la variation de l'angle d'incidence, de la sortie du train, des volets, des variations involontaires de l'incidence, variations de V, angle de dérapage.

L'erreur de statique est toujours >>>> erreur totale Pt (commise a la captation de Pt) et constitue l'essentiel de l'erreur d'installation.

Erreur d'installation = coefficient d'antenne

- **Etude du problème**

Pour un gaz, on peut en général négliger les forces de pesanteur devant les forces de pression.

On considère un tube cylindrique de diamètre D percé à son extrémité par une prise de pression totale (A) et percé sur sa périphérie d'une prise de pression statique (B).

Ce tube (dit tube de Pitot) est placé parallèlement aux lignes de courant dans un écoulement permanent uniforme. Si le fluide est un gaz de masse volumique μ , la vitesse d'écoulement est donnée par :

$$V = (2 (p_A - p_B) / \rho)^{1/2}.$$

Pour l'air dans les conditions normales (1013 hPa et 15 °C) $\rho = 1,2255 \text{ kg/m}^3$.

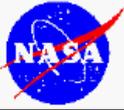
Ce dispositif est toujours utilisé pour déterminer la vitesse des aéronefs.

Les appareils industriels font l'objet de corrections (température, altitude, ...).

La géométrie usuelle d'un tube est telle que les diamètres des prises de pression valent 0,3D et que la prise latérale est située à 6D de l'extrémité.

Afin de prévenir le givre, un système de dégivrage (résistance électrique) est prévu sur le tube de pitot : ATTENTION aux brûlures lors des opérations de maintenance !

C2.2..c Mach et célérité du son



Mach Number

Glenn
Research
Center

$$\text{ratio} = \frac{\text{Object Speed}}{\text{Speed of Sound}} = \text{Mach Number}$$



Subsonic
Mach < 1.0



Transonic
Mach = 1.0

Supersonic
Mach > 1.0



Hypersonic
Mach > 5.0

	altitude 1000 m	Mach 1		
		km/h	m/s	kts
Troposphere	-4	1279.2	355.3	690.7
	-2	1252.4	347.9	676.2
	0	1225.0	340.3	661.5
	2	1197.1	332.5	646.4
	4	1168.5	324.6	631.0
	6	1139.2	316.5	615.1
	8	1109.2	308.1	598.9
Tropopause	10	1078.3	299.5	582.2
	12	1062.3	295.1	573.6
	14	1062.3	295.1	573.6
	16	1062.3	295.1	573.6
Stratosphere	18	1062.3	295.1	573.6
	20	1062.3	295.1	573.6
	22	1067.0	296.4	576.1
	24	1071.8	297.7	578.7
	26	1076.6	299.1	581.3
	28	1081.4	300.4	583.9
	30	1086.2	301.7	586.5
	32	1090.9	303.0	589.0
	34	1103.4	306.5	595.8
	36	1116.4	310.1	602.8
	38	1129.2	313.7	609.7

	altitude 1000 m	Mach 1		
		km/h	m/s	kts
Strato-s	40	1141.9	317.2	616.6
	42	1154.4	320.7	623.3
	44	1166.8	324.1	630.0
	46	1179.1	327.5	636.6
S-p	48	1187.3	329.8	641.1
	50	1187.3	329.8	641.1
Mesosphere	52	1183.7	328.8	639.2
	54	1171.5	325.4	632.6
	56	1159.2	322.0	625.9
	58	1146.8	318.6	619.2
	60	1134.3	315.1	612.4
	62	1121.6	311.6	605.6
	64	1108.8	308.0	598.7
	66	1095.8	304.4	591.7
	68	1082.7	300.8	584.6
	70	1069.4	297.1	577.4
	72	1056.4	293.4	570.4
	74	1046.7	290.8	565.2
76	1036.9	288.0	559.9	
78	1027.1	285.3	554.6	
80	1017.1	282.5	549.2	
82	1007.1	279.8	543.8	

	altitude 1000 m	Mach 1		
		km/h	m/s	kts
Mes-p	84	997.0	276.9	538.3
	86	986.5	274.0	532.8
	88	986.5	274.0	532.8
	90	986.5	274.0	532.8
Thermosphere	92	986.8	274.1	532.8
	94	988.8	274.7	533.9
	96	992.9	275.8	536.1
	98	999.3	277.6	539.6
	100	1008.0	280.0	544.3
	102	1019.4	283.2	550.4
	104	1034.1	287.2	558.4
	106	1053.0	292.5	568.6
	108	1078.4	299.6	582.3
	110	1082.8	300.8	584.6
	112	1087.1	302.0	587.0
	114	1091.4	303.2	589.3
116	1095.8	304.4	591.7	
118	1100.1	305.6	594.0	
120	1104.5	306.8	596.4	
122	1108.8	308.0	598.7	
124	-	-	-	
126	-	-	-	

Atmospheric Region	Altitude			Speed of Sound Behavior
	miles	1000 feet	kilometers	
Exosphere	310.7	1640.4	500.0	Undefined
Thermosphere	55.9	295.3	90.0	Increasing
Mesopause	53.4	282.2	86.0	Constant
Mesosphere	31.9	168.7	51.4	Decreasing
Stratopause	29.4	155.3	47.4	Constant
Stratosphere	12.5	65.8	20.1	Increasing
Tropopause	6.8	36.2	11.0	Constant
Troposphere		sea level		Decreasing

En première approximation, on peut admettre, entre 0 à 10.000 ft en atmosphère standard, que la vitesse TAS augmente en moyenne d'environ 1,6% pour une augmentation d'altitude de 1.000 ft.

On peut considérer en première approximation que la TAS augmente de 1% pour un écart de température positif de 5° C par rapport à la température standard.

Influence de la pression ou de l'altitude

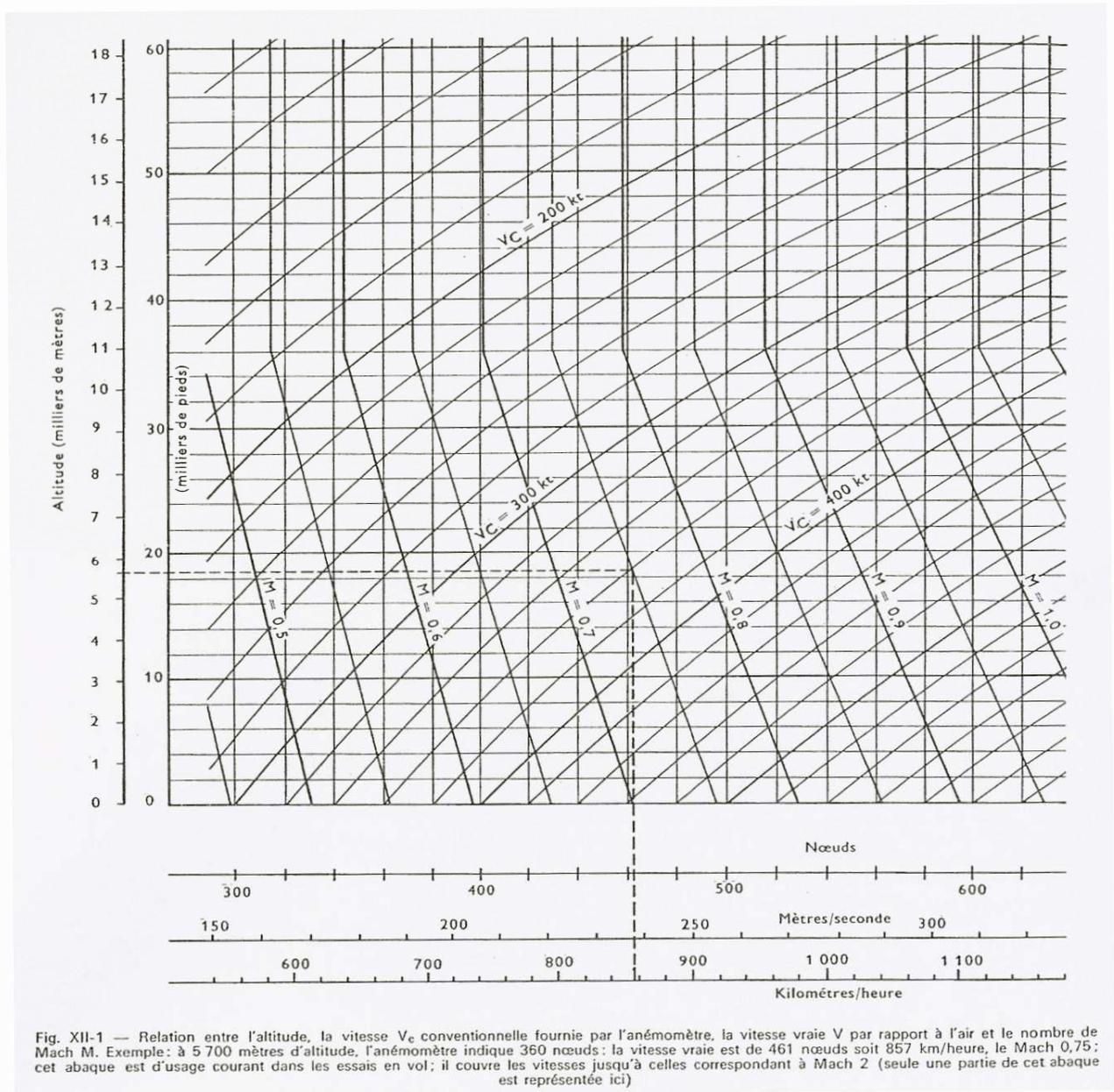
On sait que la densité de l'air est fonction de sa pression et de sa température. En atmosphère standard (ISA), la densité diminue lorsque l'altitude augmente. En conséquence, pour une montée à CAS constante donc à IAS constante, la TAS augmente avec l'altitude.

Par exemple, en atmosphère standard (ISA), on obtient, en fonction de l'altitude-pression [\(1\)](#) :

à 0 ft :TAS = CAS

à 5000 ft :TAS = 1,078 CAS

à 10000 ft :TAS = 1,164 CAS



C2.2..d Machmètre

Le Machmètre est un instrument qui mesure le nombre de Mach

Le nombre de Mach M est égal au rapport de la vitesse Vraie de l'avion sur la célérité du son.

Le nombre de Mach M est un rapport et n'a donc pas d'unité.

Le point de Mach correspond à $1/100$ de M ou $0,01$

$$a = \text{célérité du son (m/s)} = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} = 20,1 \sqrt{T} \text{ avec}$$

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} = 1,4 \text{ pour l'air: rapport de chaleur spécifique des gaz à pression et volume constants :}$$

$R = 287 \text{ J/kg/K}$: constante des gaz parfaits et T : température absolue du milieu (K)

Pour la troposphère (gradient $-6,5^\circ\text{C/km}$) on trouve donc $a = 340,3 - 4,09 z$ avec z l'altitude en km.

$$\text{et Nb Mach} = \mathbf{M} = \mathbf{V_v} / \mathbf{a} = \frac{\sqrt{\rho_0}}{20,1} * \frac{V_c}{\sqrt{T * \rho}} = \mathbf{f\left(\frac{P_t - P_s}{P_s}\right)}$$

C2.2..e Influence de la gravitation

Expression de g au niveau du sol, altitude zéro: $g_0 = GM / R_t^2$ ou encore $GM = g_0 R_t^2$.

(G est la constante de gravitation, M la masse de la terre et R_t le rayon terrestre)

Expression de g à l'altitude h: $g = GM / (R_t+h)^2 = g_0 R_t^2 / (R_t+h)^2$

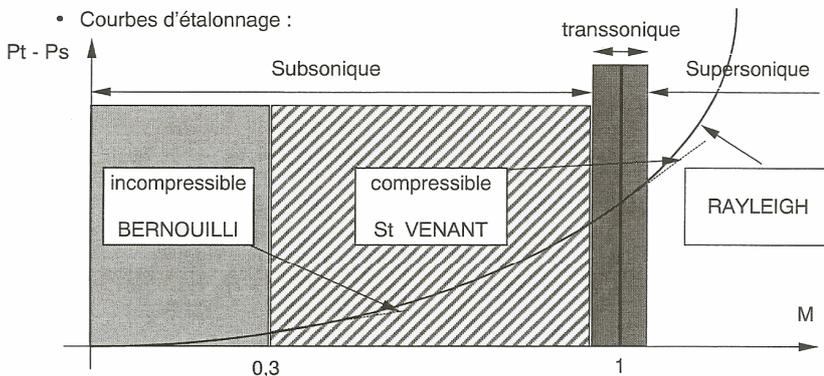
On divise par R_t^2 numérateur et dénominateur:

On utilise le résultat $(1 + \epsilon)^n$ voisin de $1 + n\epsilon$ si ϵ petit devant 1.

$$g = g_0 \frac{1}{\left(1 + \frac{h}{R}\right)^2} = g_0 \left(1 + \frac{h}{R}\right)^{-2} \approx g_0 \left(1 - \frac{2h}{R}\right)$$

C2.2..f Lois d'étalonnage

L'équation de Bernoulli utilisée pour expliquer le principe de l'anémomètre n'est valable que pour des vitesses faibles. Pour des vitesses plus élevées, il faut intégrer les courbes et les lois suivantes :



• Equations d'étalonnage :

- Ecoulement subsonique incompressible : $M < 0,3$

Pour un fluide parfait, incompressible, la loi de Bernoulli est suffisante.

$$P_t - P_s = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_v^2$$

- Ecoulement subsonique compressible : $0,3 < M < 1$

Pour cette plage des vitesses, la différence entre la pression dynamique réelle et la valeur donnée par la loi de Bernoulli ne cesse d'augmenter. Il convient d'appliquer jusqu'à la vitesse du son la loi de St Venant dans laquelle la masse volumique de l'air augmente en fonction du nombre de mach (compressible).

$$P_t - P_s = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_v^2 \left(1 + \frac{M^2}{4} + \frac{M^4}{40} + \dots\right)$$

- Ecoulement supersonique : $M > 1$

Pour les vitesses supersoniques, l'image de la pression dynamique est donnée par la loi de Rayleigh

• Loi d'étalonnage de Rayleigh: $M > 1$

$$\frac{P_t - P_s}{P_s} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \frac{V^2}{a^2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{1}{1 + \frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{V^2}{a^2} - 1\right)}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} - 1$$

Vitesse Indiquée V_I ou I.A.S.

(Indicated Air Speed)

- correction instrumentale,
- correction d'installation

Vitesse corrigée V_C ou C.A.S.

(Calibrated Air Speed)

$$q = P_t - P_s$$

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_C^2 \left(1 + \frac{M^2}{4} + \frac{M^4}{40} + \dots\right)$$

-> correction de compressibilité

Vitesse équivalente V_E ou E.A.S.

(Equivalent Air Speed)

$$q = P_t - P_s = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_E^2$$

-> correction de densité

Vitesse Vraie V_V ou T.A.S. (Navigation)

(True Air Speed)

- correction de pente « avec variomètre »

Vitesse propre V_p (projeté au sol)

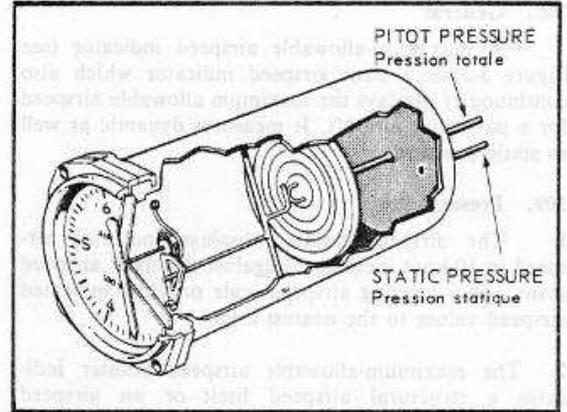
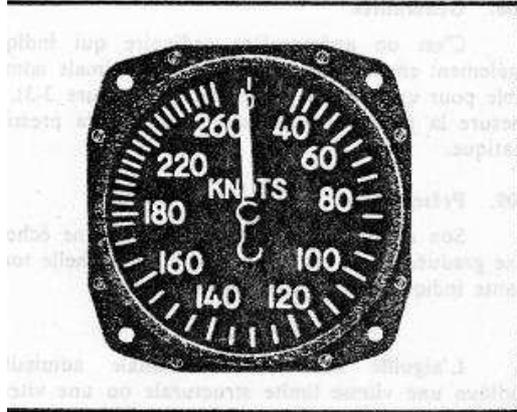
- correction du vent

Vitesse sol V_S ou GS (Ground Speed)

- Pour l'atterrissage

où a_0 est la célérité du son et où ρ_0 est la masse volumique de l'air à l'altitude $z = 0$ (mer)

C2.2..g Présentation d'un anémomètre

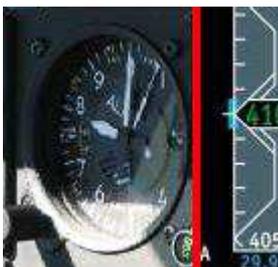


C2..3 Altimètre

C3.2..a But

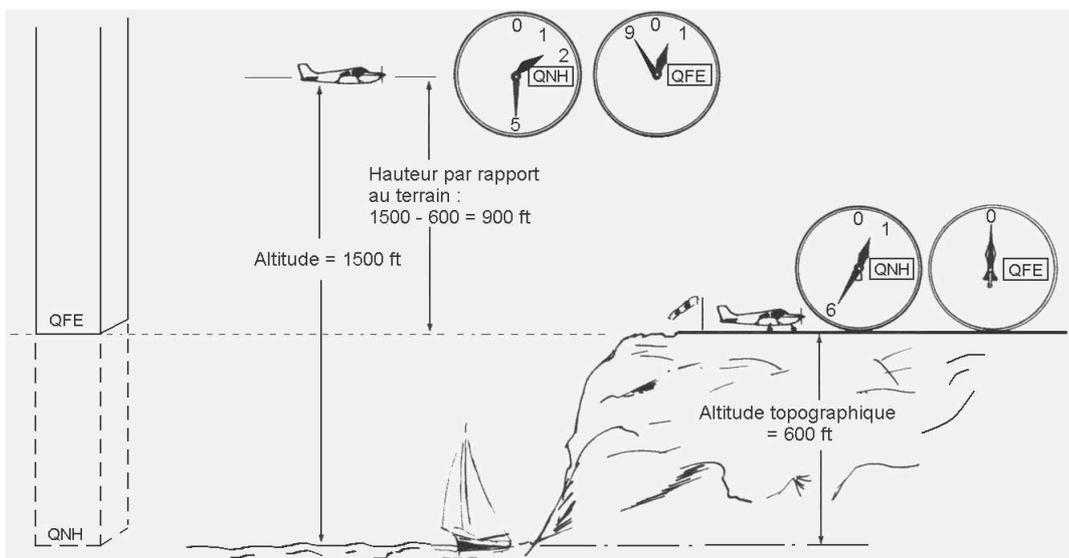
Altimètre : Par construction, affichera une altitude de 0 lorsque le calage est réglé sur 1013.

**Si le calage augmente, l'indication altimètre augmente.
Si le calage diminue, l'indication altimètre diminue.**



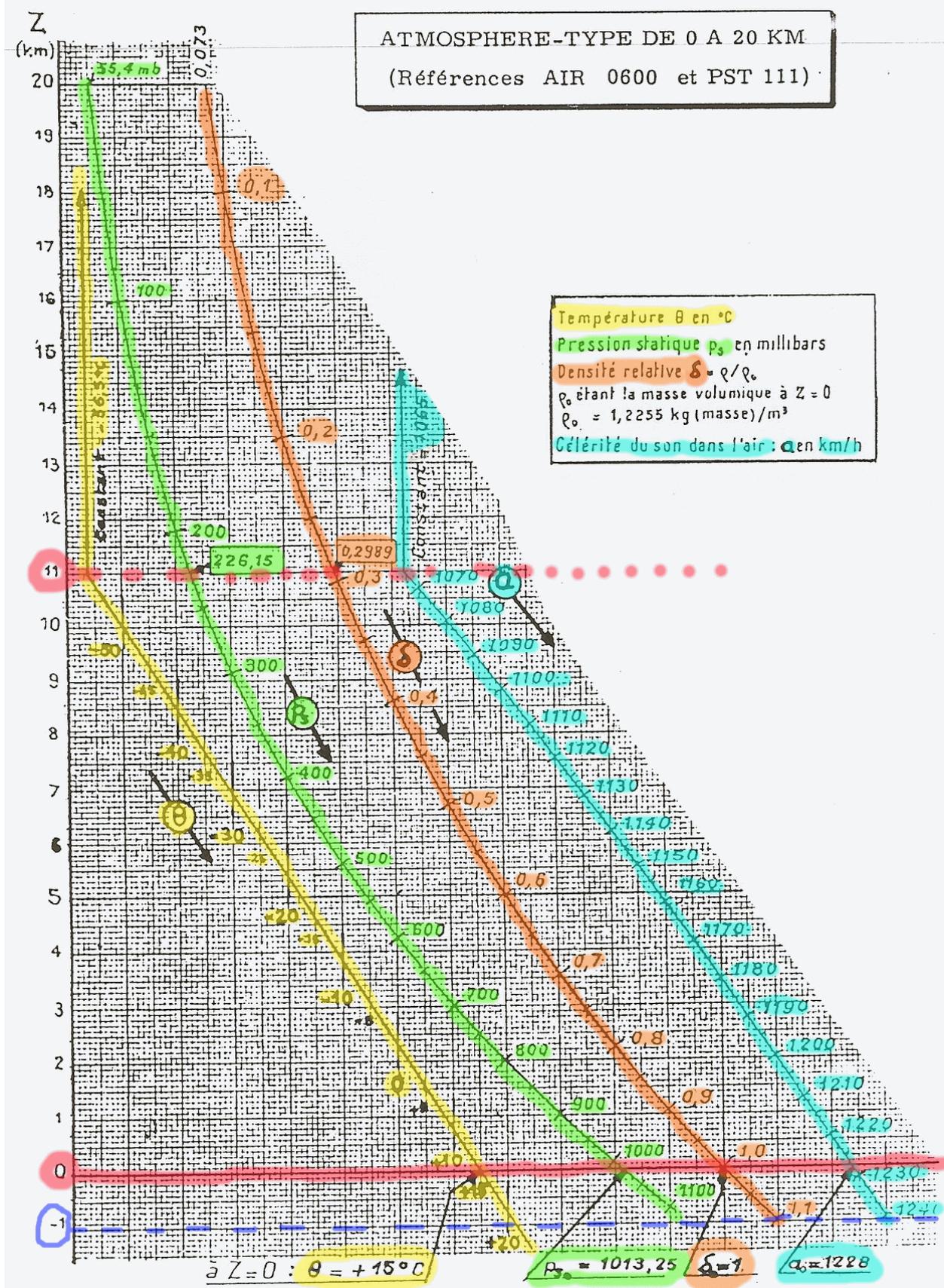
C'est un baromètre étalonné en fonction d'une atmosphère standard Atmosphère type OACI qui convertit une pression statique en altitude (généralement mesurée en pieds).

L'indication de l'altimètre ne dépend que de la pression, pas de la Température.



QNE	« Altitude pression » du terrain, Altimètre calé à la pression standard.

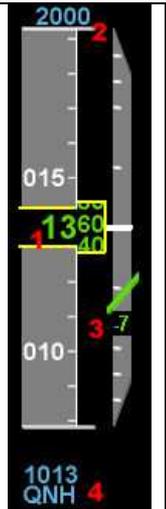
C3.2..b Modèle atmosphère STANDARD ISA



- **REC MAX Recommended maximum altitude** : niveau de vol FL maximum recommandé

C3.2..c Calages altimétriques

CALAGES	PRESSIONS	INFO SOL	INFO en VOL	UTILISATION	Sécurité
Standard ou 1013	1013,25 hPa – 29.92 inHg	QNE	Altitude pression Zp et Niveau de Vol FL	Vol à haute altitude, hors relief	Aéronefs
QNH – AMSL	Pression au niveau moyen de la mer		Altitude z	Navigation, vol à basse altitude	Relief
QFE - AGL	Pression statique au sol	O	Hauteur H	Décollage, atterrissage, voltige	terrain



AMSL Above Mean Sea Level AAL Above Airport Level AGL Above Ground Level
ASFC Above SurFaCe (au dessus de la surface, eau ou sol)

- Calage QFE

Pression régnant au niveau officiel de l'aérodrome.

- Calage QNH – AMSL Above Mean Sea Level

Pression mesurée au niveau officiel de l'aérodrome et ramené au niveau de la mer à l'aide d'une table d'atmosphère standard.

- Détermination de l'altitude vraie Zv

Deux corrections sont nécessaires pour déterminer l'altitude vraie à partir de l'altitude indiquée par l'altimètre calé à 1013;

- ☞ Une correction de calage (l'isobare 1013 n'est pas au niveau de la mer)
- ☞ Une correction de température (l'atmosphère se dilate ou se contracte en fonction de la T°)

- Correction de calage

La correspondance suivante sera utilisée ; (ou table ISA ...)

Autour de 1020 hPa	1 hPa = 27 ft
Autour de 1013 hPa	1 hPa = 27.5 ft
Autour de 995 hPa	1 hPa = 28 ft
Autour de 960 hPa	1 hPa = 28.5 ft

$$dP = - \rho g dz \quad \text{et} \quad \text{densité de l'air} \quad \delta = \rho/\rho_0$$

Exemple:

Au FL 260, quelle est l'indication de l'altimètre de secours calé au QNH = 1000 hPa ?

- ♦ de 13 hPa entre 1013 et 1000 => 13 hPa = 13*27.5 = 360 ft
=> 26000-360 = 25640 ft

Cas particulier des terrains situés en altitude

La courbe pente de perte de pression devient difficile à appréhender, il sera nécessaire d'utiliser la table ISA pour déduire l'équivalence ft - hPa.

Exemple: Un terrain d'altitude Zt = 1800 ft avec un QFE = 956 hPa. Quel est le QNH ?

On cherche l'altitude pression correspondant à 956 hPa => 1600 ft.
On retranche l'altitude du terrain de cette alt. pression => 1600 - 1800 = -200
A la valeur correspondante de -200 ft nous trouvons 1021 hPa.

Correction de température

Cette correction s'applique si l'atmosphère est différent de l'atmosphère standard.
Ce calcul peut s'effectuer à l'Aristo.
La correction s'effectuera a partie de la valeur de référence donnée au sol (généralement le QNH d'un terrain).

Quand l'altitude de l'avion est supérieure a l'altitude du point de référence au sol, on peut se souvenir de : *"Plus Chaud, plus haut"*

En d'autres termes, une élévation de T° va engendrer une valeur supérieure indiquée par l'altimètre.

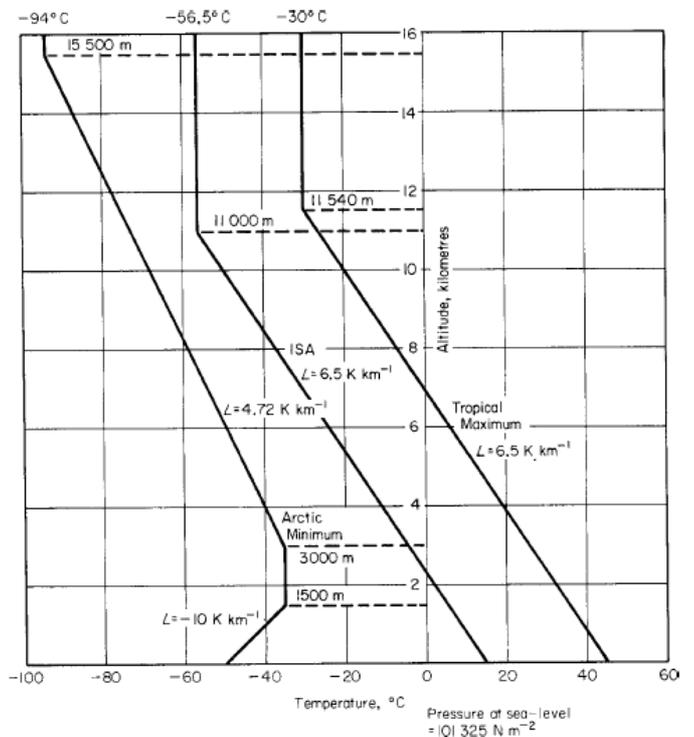
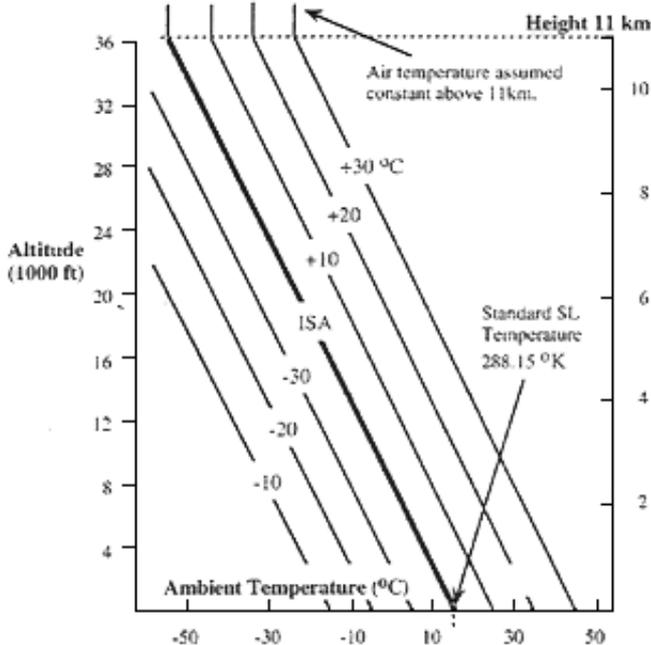
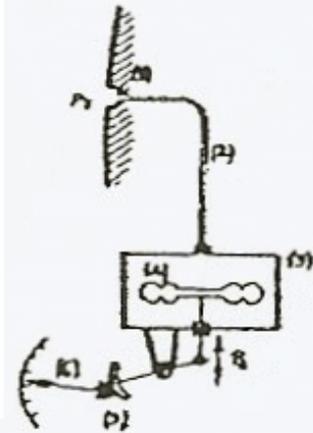


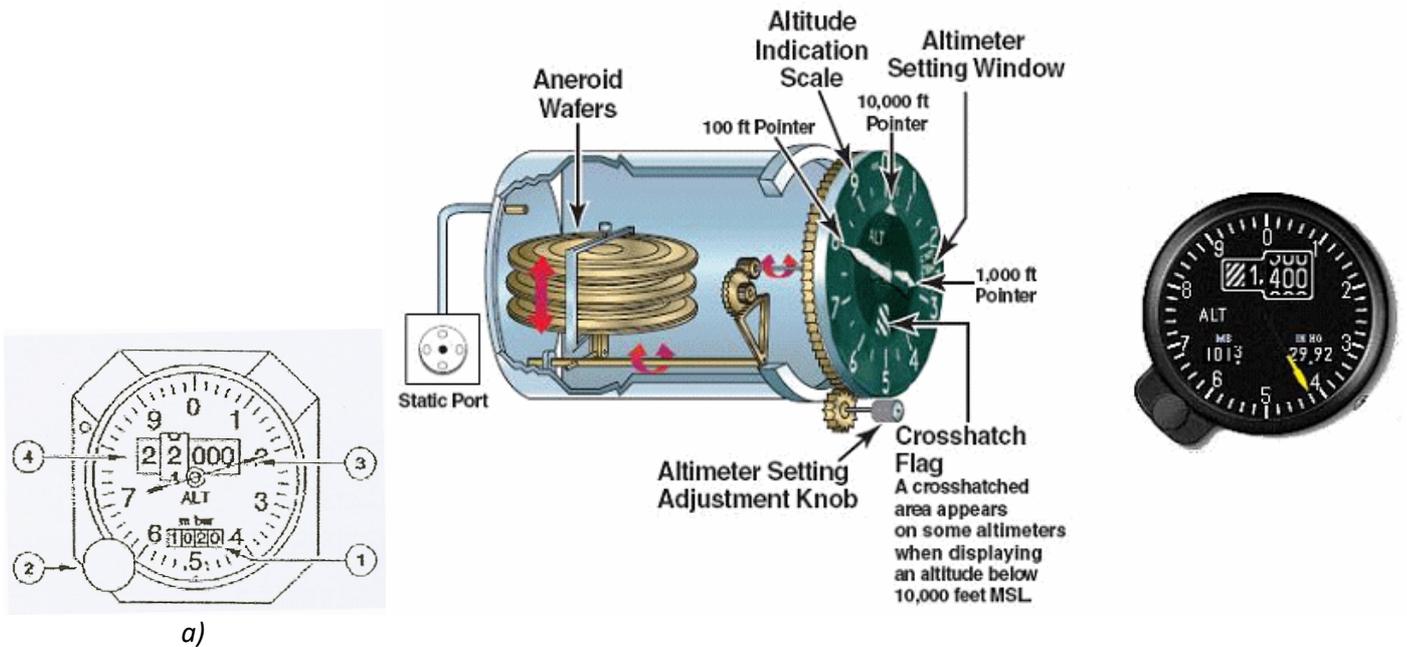
FIG. 1.1 – Distribution de température en fonction de l'altitude dans l'atmosphère standard internationale

C3.2..d Principe de la mesure



- (1) prise de pression statique située sur le fuselage de l'avion
- (2) système de canalisation
- (3) boîtier étanche
- (4) une ou plusieurs capsules
- (5) mécanisme de transformation de la déformation de la capsule
- (6) indication

C3.2..e Présentation d'un altimètre



C2..4 Variomètre :

C4.2..a But



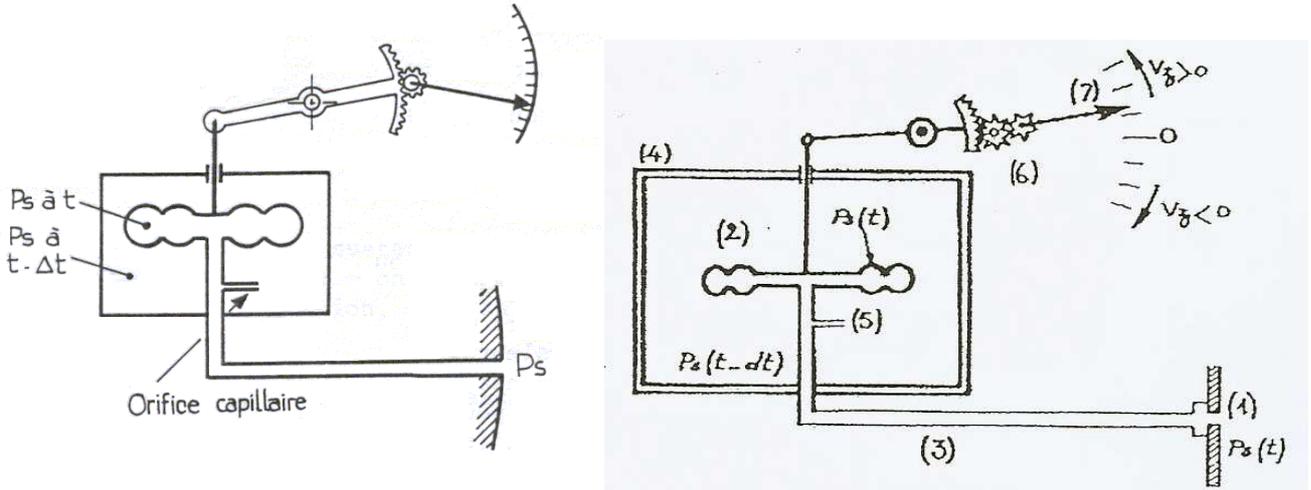
Vertical Speed Indicator (VSI) or Vertical Velocity Indicator (VVI) or Rate of Climb Indicator

Dans sa version classique, cet instrument utilise les variations de *pression statique* pour indiquer des variations d'altitude, c'est-à-dire des vitesses verticales. D'autres réalisations utilisent les variations d'énergie totale de l'avion pour indiquer la vitesse verticale de celui-ci. À noter qu'il fonctionne avec un léger temps de retard, dû à sa méthode de fonctionnement.

C4.2..b Schéma de principe

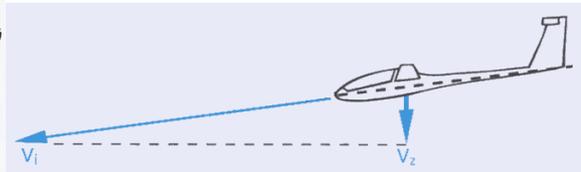
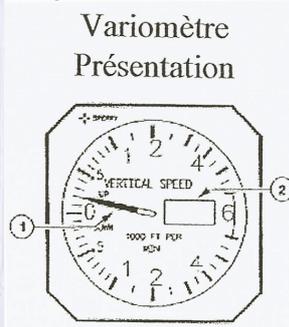
Mesure la différence entre la pression atmosphérique aux environs de l'aéronef à l'instant T et celle de l'instant T-t.

Ces deux pressions sont disponibles dans l'avion, ce sont :
 la pression statique instantanée P_s .
 la pression statique à l'instant T-t mise «*en mémoire*».

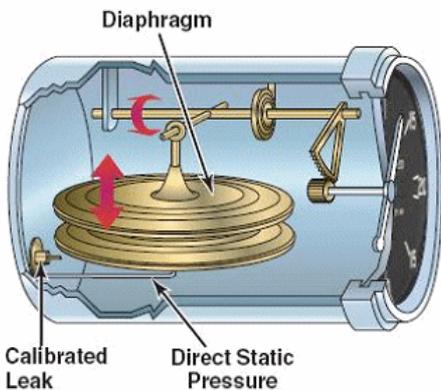


C4.2..c Présentation d'un variomètre

On en déduit une vitesse verticale, de montée ou de descente (V_z) qui est exprimée en :
FPM Pieds par minute (ft.m⁻¹). ou **Mètres par secondes (m.s⁻¹).**



Il est très utilisé par les pilotes de planeurs.

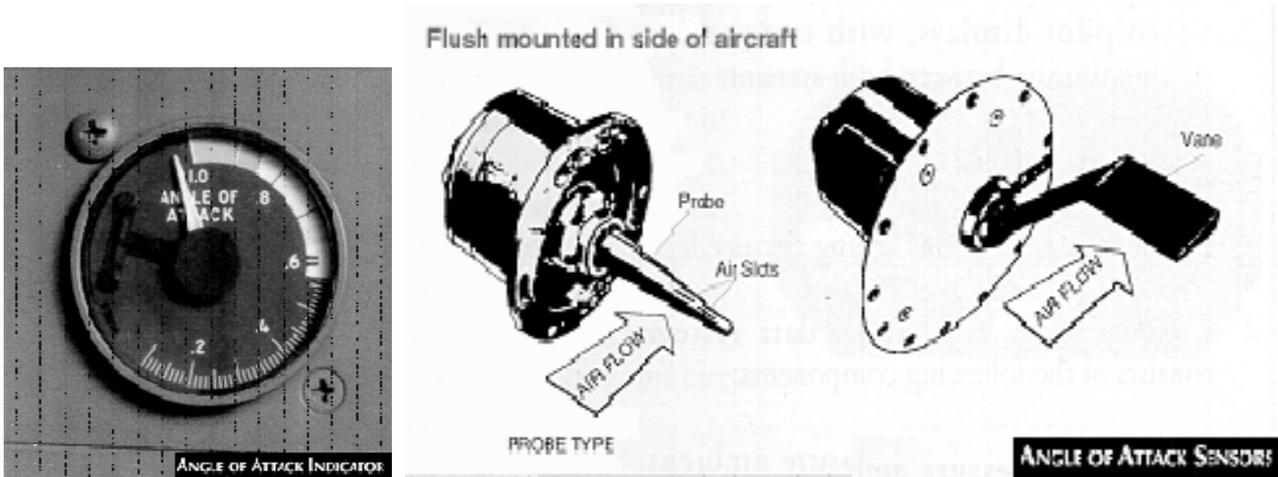


*Vertical Speed Indicator (VSI)
 or Vertical Velocity Indicator (VVI)
 or Rate of Climb Indicator*

C2..5 Angle attack system:

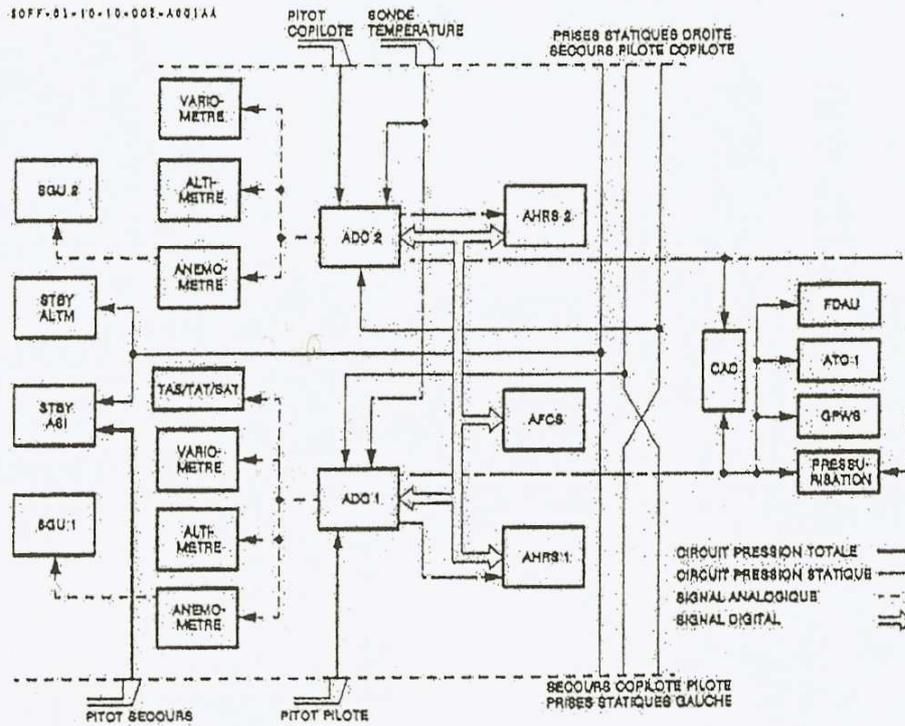
The angle of attack is the angle measured between the relative airflow and the wing chord line of an aircraft. An angle-of-attack system may be used to:

- Depict critical angles of attack during an approach and landing;
- Provide stall warning;
- Assist in establishing optimum aircraft attitude for specific conditions of flight, such as maximum range or endurance; and
- Verify airspeed indications or computations.

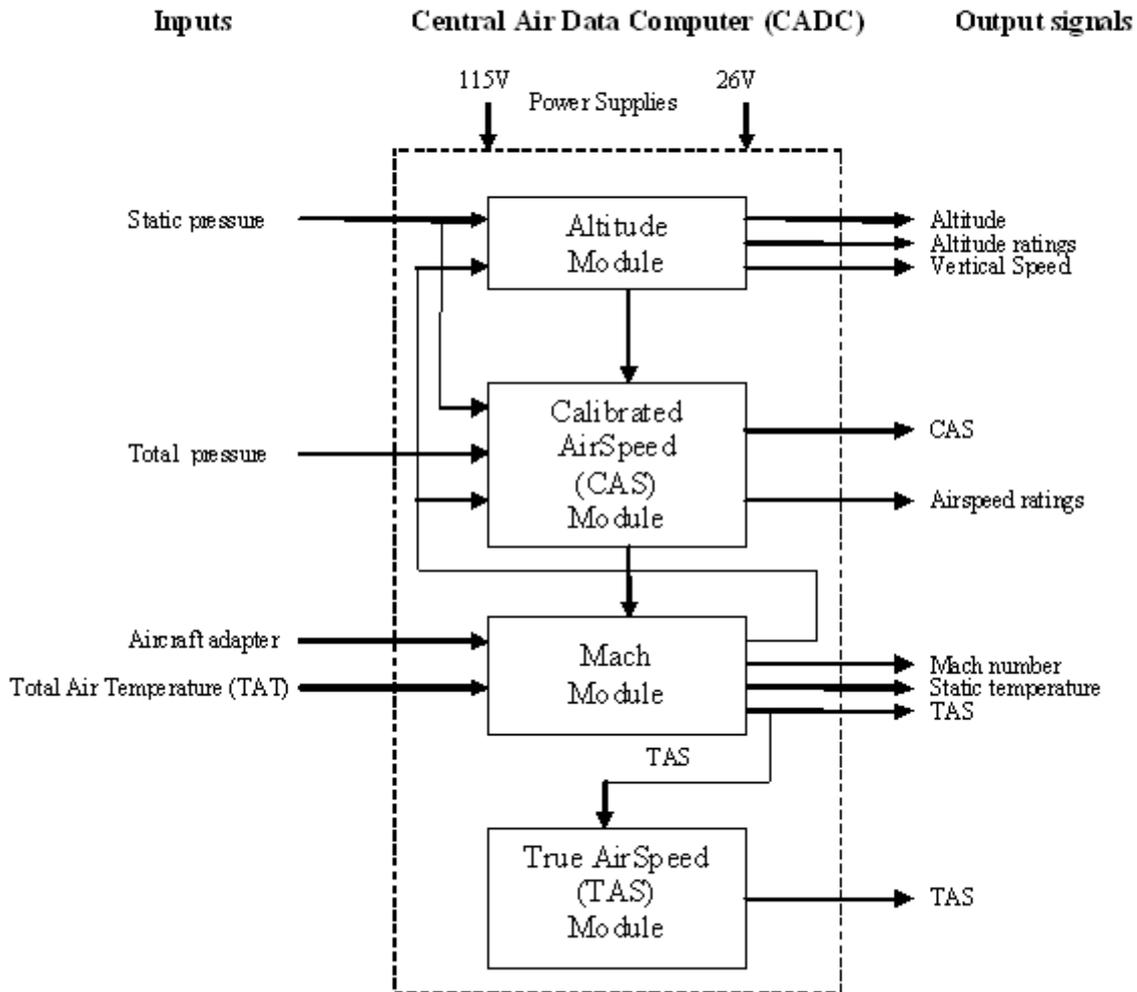


C5.2..a Centrale aérodynamique
Schéma général

Centrale Aérodynamique



Schematic of the Central Air Data Computer (CADC)

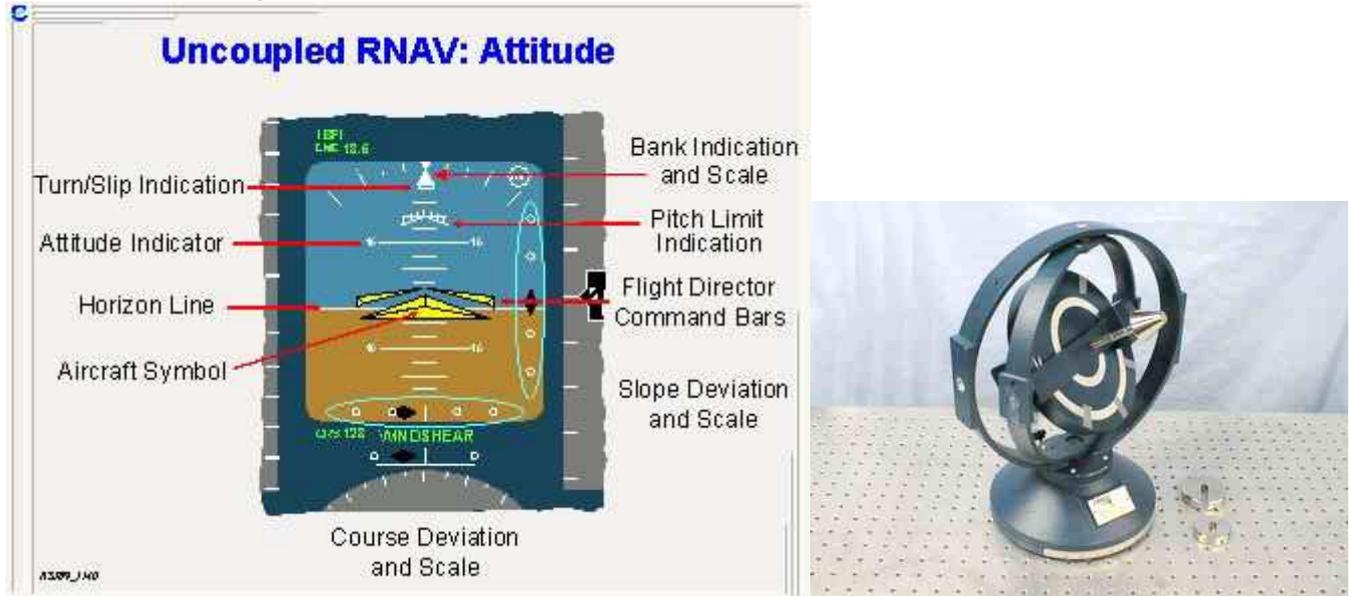


C.3 Equipements gyroscopiques

Instruments gyroscopiques

Ils utilisent les propriétés des corps en rotation rapide que sont les **gyroscopes** : fixité de l'axe du rotor dans l'espace absolu, couple gyroscopique, **précession**. Les gyroscopes classiques sont entraînés par une **pompe à vide** ou un **moteur électrique** qui leur confère une vitesse de rotation très élevée (10000 t/min dans le premier cas, 20000 t/min dans le second).

GYROSCOPE du mot grec GYROS « révolution » et SKOPEIN « voir »



C3..1 Effet gyroscopique

C1.3..a Exemples d'instruments d'aéronefs

Sa principale application est de donner une référence fixe d'une direction de l'espace.

Le gyroscope fonctionne comme une toupie tournant a grande vitesse autour de son axe et est fixé sur son support par des anneaux de cardan.

Les cardans suspendent la toupie (rotor) lui permettant d'obtenir ainsi une orientation libre dans l'espace.(tant qu'aucune force extérieure ne perturbe l'appareil).

3 instruments utilisent le gyroscope :

l'horizon artificiel



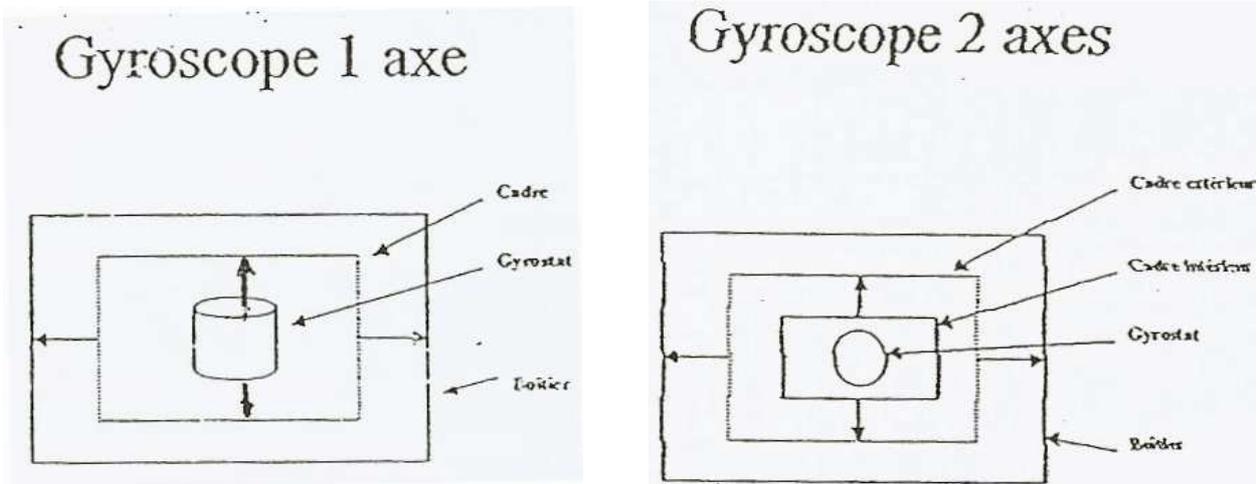
le conservateur de cap



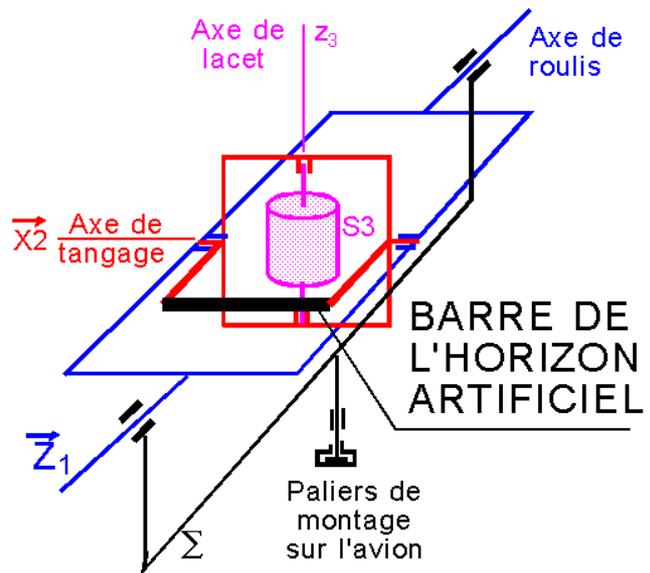
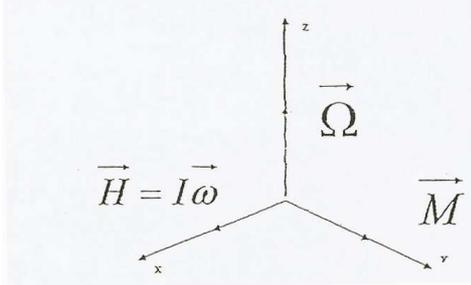
et l'indicateur de virage



C1.3..b Description d'un gyroscope

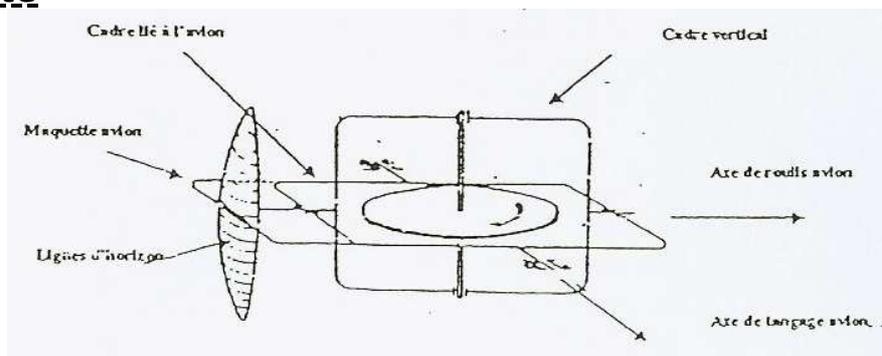


Mise en évidence expérimentale:



C1.3..c Théorème du moment cinétique

C1.3..d Fixité



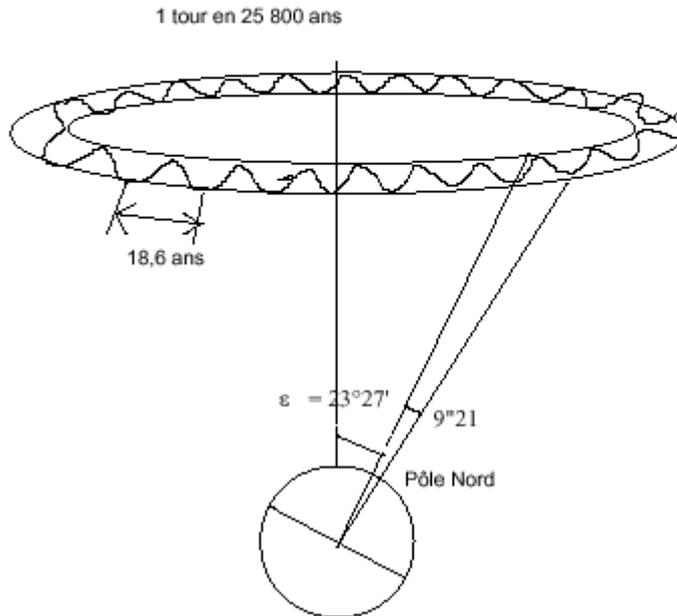
C1.3..e Précession

Mouvement de précession

Le mouvement de rotation autour de l'axe des pôles ne garde pas une direction constante. L'axe des pôles va tourner au tour du pôle nord galactique, en environ 25 800 ans. Le point vernal rétrograde de 50''3 par an. C'est la précession des équinoxes découverte par Hipparque 130 ans avant notre ère.

Nutation

L'axe polaire subit de petites oscillations, dues à la rétrogradation des nœuds de l'orbite de la lune, d'une période de 18,6 ans. Il en résulte une variation périodique de l'obliquité de l'écliptique de 9''21 d'amplitude.



C1.3..f Dérive propre gyroscopique

C1.3..g Couple gyroscopique

Dans sa rotation (précession), le cadre du gyroscope subit sur ses appuis des forces de frottement qui produiront un couple antagoniste:

$$\vec{M}' = \frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{\Omega}' \wedge \vec{H}$$

C1.3..h Modes d'entraînement sur avion

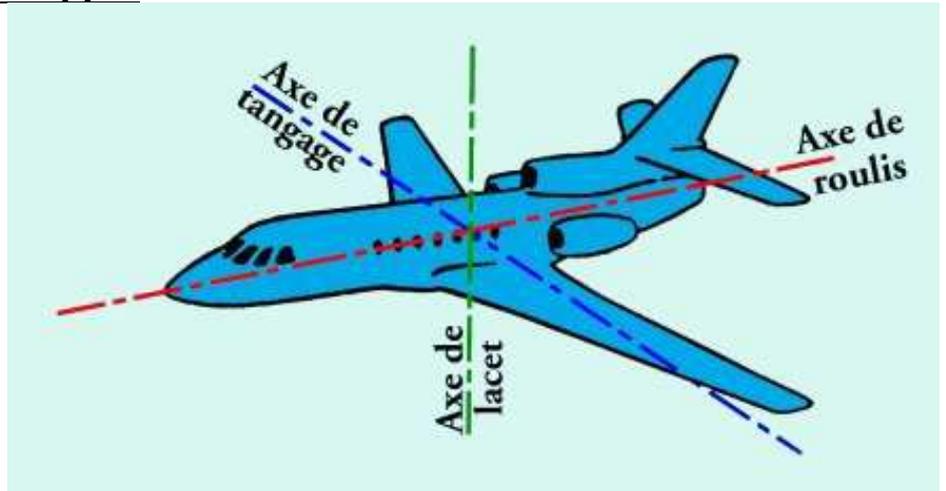
Pneumatique

Par dépression sur une turbine. La dépression supprime les remous et diminue le frottement. Vitesse de rotation de 6000 à 15000 trs/Min. Alimentation contrôlée par le manomètre d'indication de dépression. En cas de panne d'alimentation, le gyro conserve un moment d'inertie de 2 à 3 minutes.

Électrique

Tensions alternatives de 28V/400Hz et 115V/400Hz (mono et tri). La toupie gyroscopique est le rotor du moteur asynchrone (cage d'écureuil). V de rotation de 20 à 24000trs/min. Alimentation contrôlée par le drapeau d'alarme apparaissant sur l'instrument. En cas de panne d'alimentation, le gyro conserve un moment d'inertie de 4 à 6 minutes.

C3..2 Angle de référence : Rappel



C3..3 Indicateur de virage

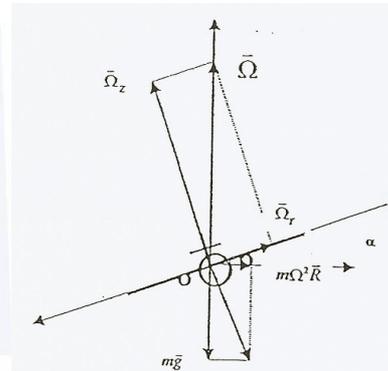
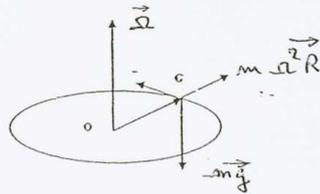
C3.3..a But : Indicateur de virage et de dérapage (bille-aiguille)



Il s'agit d'un gyroscope à un degré de liberté qui permet de visualiser le *taux de virage* (et non l'inclinaison) de l'avion. Il est associé à une bille qui se déplace dans un tube incurvé selon la verticale apparente et qui visualise le dérapage de l'avion.

C3.3..b Taux de virage

Le taux de virage est la vitesse de changement de cap de l'avion



C3.3..c Principe de fonctionnement

Se compose de deux parties :

La bille :

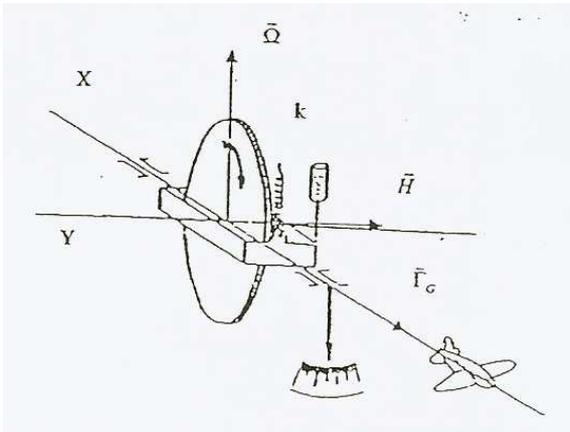
Elle est constituée d'une bille métallique enfermée dans un tube en verre incurvé vers le bas et rempli d'un liquide amortisseur.

Elle rend compte de la symétrie du vol (bille au milieu).

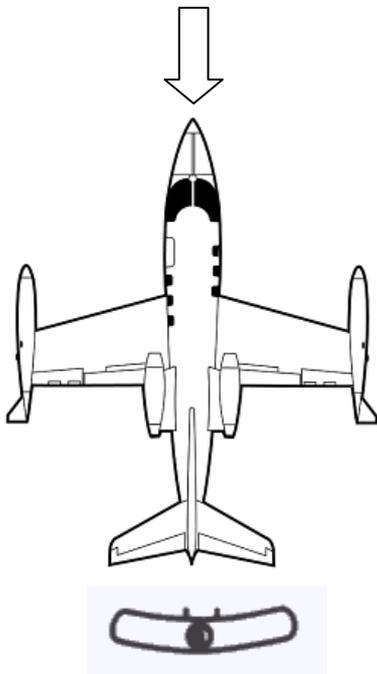
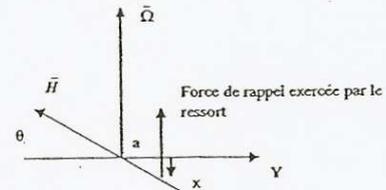
L'aiguille :

C'est un instrument **gyroscopique**. Elle indique le sens et mesure le taux de virage.

L'aiguille positionnée sur la graduation à gauche indique un virage à gauche à $180^\circ \cdot \text{mn}^{-1}$ (Taux 1).

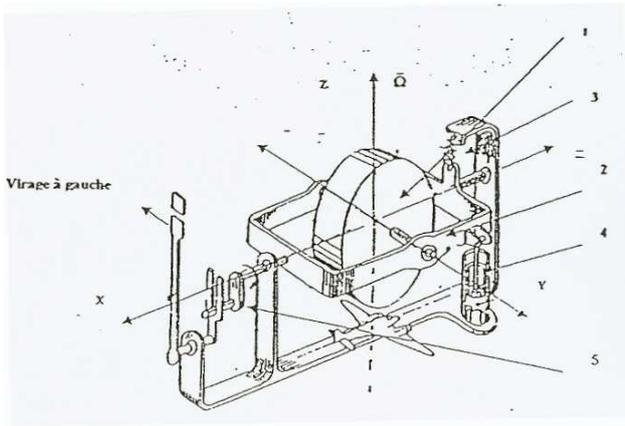


A l'équilibre des deux moments le cadre du gyromètre aura tourné d'un angle θ par rapport à la position initiale horizontale:



C3.3..d Réalisation

*



C3.3..e Présentation

Configuration pour un virage à gauche

1 normal

2 trop incliné (glissade)

3 pas assez incliné (dérapage)

Three circular diagrams labeled (1), (2), and (3) showing the needle and scale of a turn coordinator. Diagram (1) shows a normal turn with the needle centered. Diagram (2) shows a steep turn (glissade) with the needle deflected significantly. Diagram (3) shows a shallow turn (dérapage) with the needle deflected slightly.

C3..4 Horizon gyroscopique / artificiel

C4.3..a But

Le but de l'horizon artificiel est de donner au pilote une indication :

- D'assiette longitudinale (**roulis**)
- D'inclinaison latérale (**tangage**)

de l'avion à partir de la définition de la verticale locale où de trouve l'avion

Instrument fondamental du tableau de bord, donnant une information d'attitude et placé stratégiquement au centre du T basique entre l'anémomètre et l'altimètre et au dessus du directionnel.

Instrument principal du vol sans visibilité donnant simultanément des informations d'assiette et d'inclinaison, possédant 1 échelle de graduation pour le tangage et une échelle de graduation pour le roulis



L'horizon artificiel fait partie des instruments de vol primaires qui utilisent des gyroscopes ..

Le gyroscope fonctionne comme une toupie, il a la propriété de l'immobilité dans l'espace et la propriété de la précession.

Le gyroscope peut être a entraînement pneumatique ou a entraînement électrique

Il s'agit d'un gyroscope à deux degrés de liberté qui permet de visualiser l'attitude de l'avion par rapport à ses axes de roulis et de tangage et plus précisément de leurs angles avec un plan horizontal : *assiette* et *inclinaison*.

C4.3..b Principe de fonctionnement

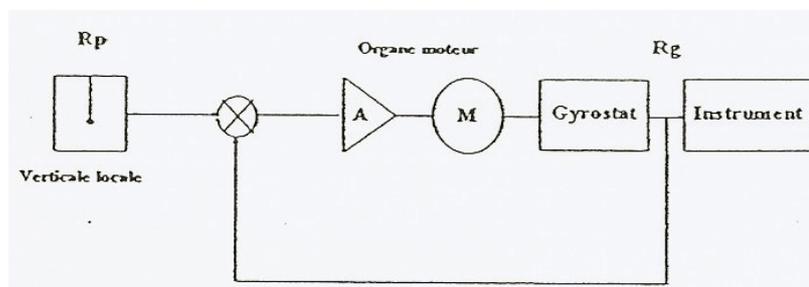
C'est un instrument gyroscopique.



Il restitue la position de **l'horizon naturel** lorsque celui ci n'est pas visible. Il est **indispensable** pour le vol de nuit et/ou dans les nuages (**VSV**).

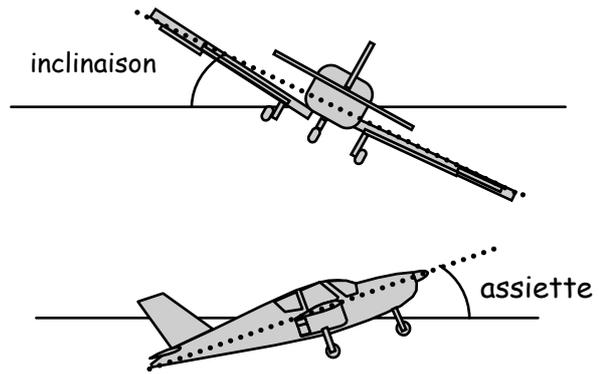
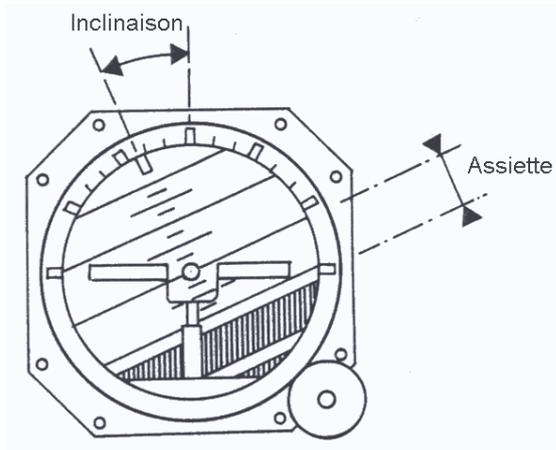
Il est constitué d'une sphère ou d'un cylindre rendu fixe dans l'espace par la toupie d'un gyroscope et d'un symbole fixe lui par rapport à l'avion.

La sphère ou le cylindre sont bicolores, bleue pour la partie représentant le ciel et marron pour la partie représentant la terre.

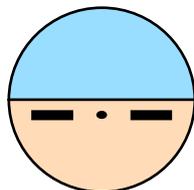


Tout mouvement de l'avion autour de ses axes de roulis et tangage se traduira sur l'horizon artificiel par un déplacement de la sphère par rapport au symbole représentant l'avion.

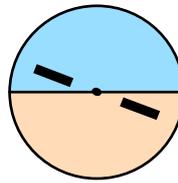
Les pilotes disposent donc d'informations sur l'assiette longitudinale ainsi que sur l'inclinaison de l'avion par simple lecture de l'horizon artificiel.



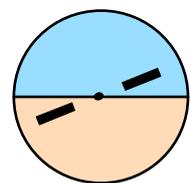
Assiette à cabrer
Inclinaison nulle



Assiette à piquer
Inclinaison nulle

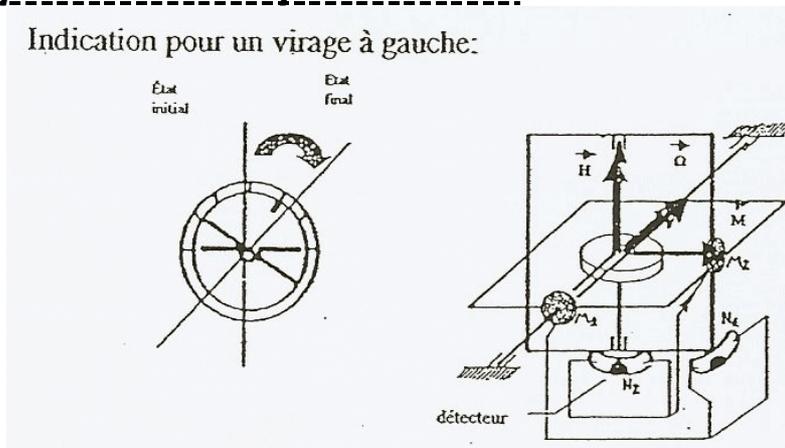


Assiette nulle
Inclinaison à droite



Assiette nulle
Inclinaison à gauche

C4.3..c Description schématique et lecture



C4.3..d Erreur sur gyroscope : précession apparente

De la précession astronomique

résultant de l'immobilité du GD/terre (**avion au sol**) aussi appelée effet de rotation diurne $-\Omega t$
 Pour un observateur lié à la terre, la déviation de l'axe du gyro est immobile. Se manifeste par une rotation vers l'Est dans l'hémisphère Nord (caps croissants) et vers l'Ouest dans l'hémisphère Sud. (caps décroissants). => nécessité de recalage de la rose pour conserver un cap constant.
 Vaut $15 \cdot \sin L$ en $^\circ$ /heure (L = latitude du lieu et 15° /heure = valeur de $-\Omega t$).

De la précession de déplacement

due a la mobilité du GD/terre (**avion en vol**)

$$Pd = (Vs \cdot \sin Rv \cdot \text{tg} L / 60)^\circ / h$$

Le sens du recalage dépend du cap de l'avion (inclus dans la formule).

Erreur due a la dérive - précession mécanique

Fonction des couples de frottement autour de l'axe d'articulation des 2 cadres.
 Pour cette raison l'axe d'articulation des deux cadres est appelée **axe sensible du directionnel**.
 Les effets cumulés de précession instrumentale (balourds, ..) engendrent une dérive de 3 à 10°/h et ne peut être compensée que si sa valeur est connue expérimentalement.

Note:

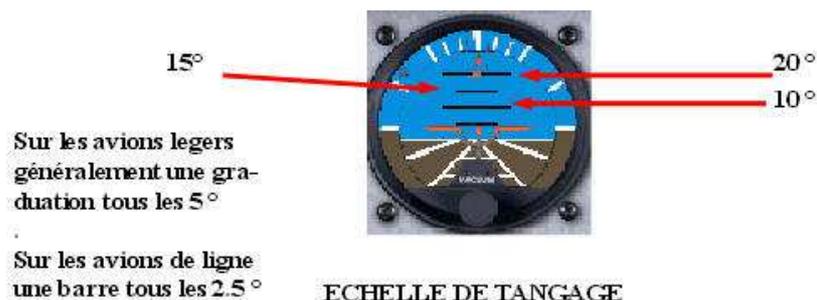
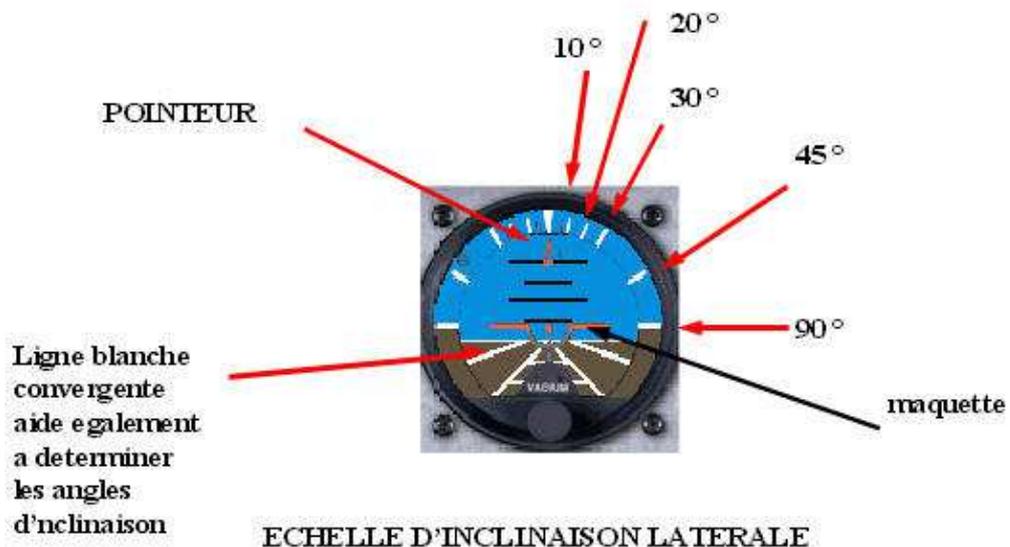
Les couples de frottement autour de l'axe xx' n'engendrent aucune précession, seulement le ralentissement du gyroscope.
 Les couples de frottement autour de l'axe yy' engendrent une précession autour de l'axe yy' éliminée par le système érecteur maintenant les deux cadres perpendiculaires.

Erreur due au mode d'articulation des 2 cadres de suspension - erreur **de cardan**

En virage, le système érecteur agit très lentement, le gyro reste horizontal de par sa fixité/espace absolu.
 Les variations de cap (ψ) s'effectuent dans le plan horizontal alors que les indications ψ_i correspondante s'effectuent autour d'un axe incliné de la valeur de l'inclinaison. Le montage a cardan des deux cadres de suspension est la cause de cette différence.
 La même erreur se produit aussi si l'inclinaison est un angle d'assiette latérale.

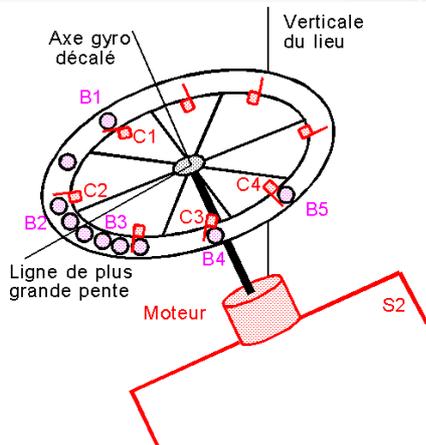
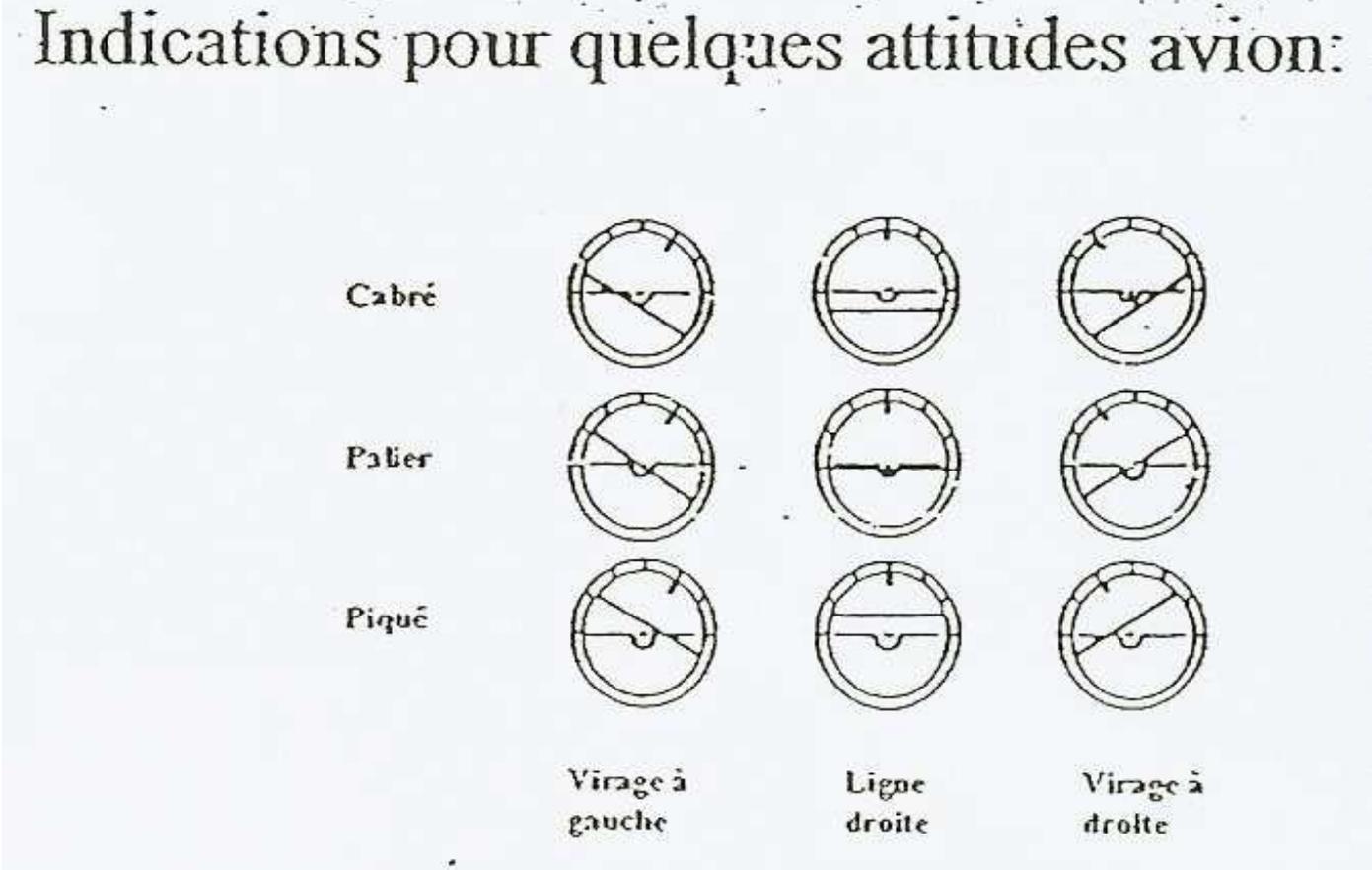
La relation $tg\psi = tg\psi_i / \cos$ angle d'inclinaison est démontrée.
 L'erreur de cardan est supérieure ou égale a 4° si l'assiette longitudinale de l'avion est supérieure à 30°.

C4.3..e Indications et lecture



Le gyroscope de l'horizon artificiel sur la plupart des avions légers peut se renverser à partir d'un angle de tangage de +/- 70° degrés ou si l'angle d'inclinaison latérale dépasse 100° degrés

Les avions de voltige ont souvent des gyroscopes fiables de 360° d'inclinaison latérale et de tangage.



C3..5 Gyro compas / Gyro Directionnel



Il s'agit d'un gyroscope à deux degrés de liberté qui permet de conserver une référence de cap de façon beaucoup plus précise qu'un compas magnétique. Il est asservi à une vanne de flux qui permet de le recalibrer automatiquement en fonction du champ magnétique terrestre. Il est aussi appelé *plateau de route*.

Le compas

Il s'agit d'une boussole "adaptée" à l'environnement "avion".

Il indique la position du plan de symétrie de l'avion par rapport à la direction du Nord Magnétique.

Il se compose d'un plateau circulaire flottant sur un liquide enfermé dans un récipient étanche.

Ce plateau est gradué de 0 à 360°. Il peut être lu grâce à une fenêtre sur laquelle existe un repère.

Certaines directions particulières y sont repérées par des lettres :

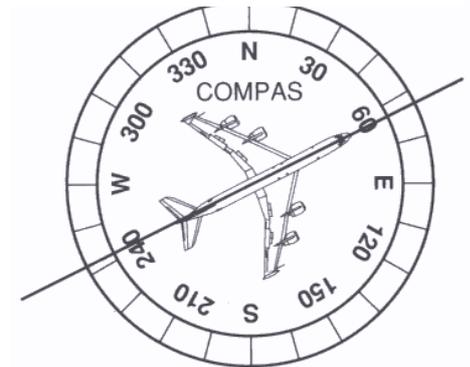
N pour le nord, E pour l'est S pour le sud W pour l'ouest

Il est posé sur un pivot et supporte un aimant ce qui le rend apte à s'orienter vers le nord.

Ses indications sont fiables. Elles comportent toutefois des erreurs dues :

- à sa fabrication,
- à l'environnement dans lequel il est installé,
- aux conditions de vol (turbulences, inclinaison...).

On en tient compte au moyen d'une courbe de compensation.



Le conservateur de cap

Aussi appelé directionnel.

Permet de s'affranchir des erreurs de compas dues aux conditions de vol.

Un gyroscope est positionné manuellement pendant une phase de vol stable sur les indications données par le compas.

Il les conservera en raison de la propriété de fixité de l'axe de rotation du gyroscope.



Principe fonctionnel

Asservissement de la direction de l'axe gyro au signal électrique de CM fournis par la flux valve.

La stabilité du gyro conférée par son inertie garanti la précision d'une information de CM fournie par la flux valve;

Vanne de flux

Détecte la direction de la composante horizontale du champ magnétique terrestre par variation de la perméabilité magnétique de 3 barreaux de fer doux disposés à 120° et soumis à un champ magnétique périodique.

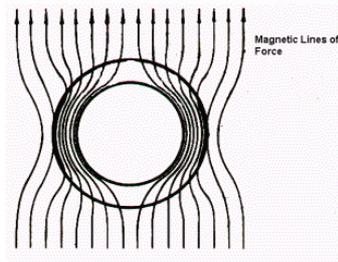
Par la loi de Lenz, une force électromagnétique naîtra aux bornes de celui ci (barreau disposé à l'intérieur d'un enroulement "secondaire" dépendant du nombre de spires et de la surface de la spire. En un lieu donné, la force du champ magnétique terrestre est considérée comme constante, seule la variation de la perméabilité magnétique pourra engendrer la force électromagnétique E, par son cosinus, et représentative de l'orientation angulaire du barreau.

L'enroulement primaire est alimenté en tension alternative pour créer un champ magnétique H_p saturant et dessaturant les barreaux 2 fois par période T. de manière à lever le doute de 180°, la vanne de flux est réalisée par 3 paires de barreaux disposés en triangle équilatéral ou en étoile à 120°.

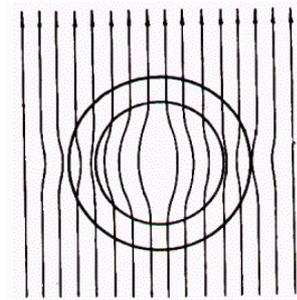
La vanne de flux est généralement alimentée en 26V/400Hz.

Les 3 tensions secondaires sont en phase mais l'amplitude de chacune d'elles est fonction de l'orientation de H par rapport aux barreaux => fourniture d'un signal représentatif de CM.

With no signal applied, the magnetic lines of force from the earth are gathered into the permeable core of the flux valve transformer.

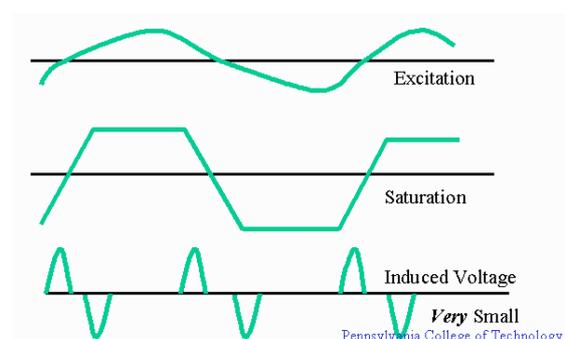


When a signal is applied, the magnetic lines of force from the earth are forced out of the permeable core of the flux valve transformer.



As these lines of force cross the windings, they induce a signal

Induced frequency



C3..6 Centrale à inertie

La centrale à inertie (en anglais *Inertial Navigation System*, INS) est composée de 3 gyroscopes à 3 degrés de liberté et d'un trièdre d'accéléromètres. Après une phase de stabilisation, tous les mouvements de l'avion autour de la position de référence sont connus. Elle remplace donc l'horizon artificiel et le gyro directionnel. Par intégration des signaux des accéléromètres, les vitesses de l'avion selon les trois axes sont calculées dans le référentiel terrestre. La position de l'avion est ainsi calculée toujours dans le référentiel terrestre, faisant ainsi abstraction des mouvements dus aux courants aériens. La dérive de position est de l'ordre du mile marin à l'heure. Ce système est donc insuffisant pour déterminer l'altitude avec une précision suffisante. Pour corriger les défauts, il existe plusieurs méthodes dont le couplage barométrique ou encore le couplage avec un [GPS](#). Les avions de ligne devant franchir les océans en empruntant les espaces MNPS sont équipés de trois centrales de ce type. On trouve deux types de centrale, celles qui sont équipées de gyroscopes mécaniques ou les plus modernes qui sont équipées de [gyrolasers](#).

C3..7 Gyrolaser

Un gyrolaser est composé d'un circuit de lumière parcourant un triangle équilatéral. La source de lumière est appliquée au milieu de la base du triangle, ou elle est séparée en deux faisceaux vers les deux angles inférieurs du triangle où sont placés deux miroirs qui redirigent les deux faisceaux de lumière vers le troisième sommet. Si le triangle est animé d'un mouvement de rotation dans son plan, les vitesses de propagation des deux branches de lumière ne sont plus identiques. Une interférence est alors observable au sommet du triangle. Un détecteur peut alors compter les raies de cette interférence dont la fréquence est proportionnelle à la vitesse de rotation du triangle sur lui-même. En montant trois dispositifs de ce type selon un trièdre, et en traitant les signaux, il devient possible de déterminer tous les mouvements d'un avion selon ses trois axes comme avec un gyroscope mécanique. En ajoutant les accéléromètres et le traitement de leurs signaux, une centrale à inertie a été reconstituée.

Équipementiers

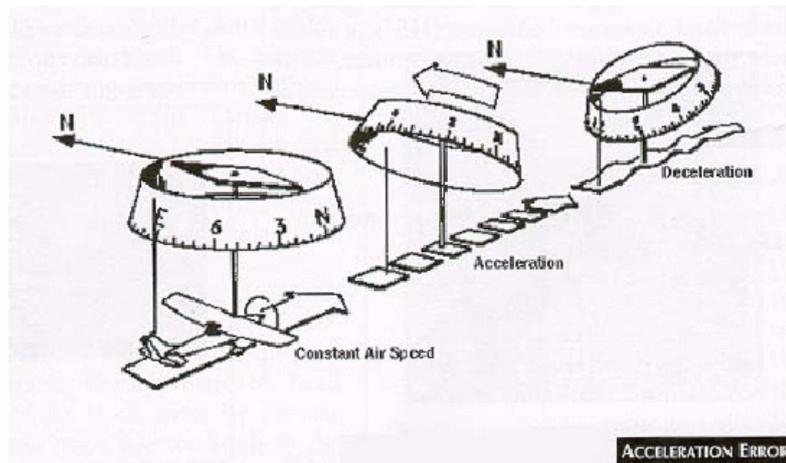
- <http://www.bendixking.com/>
- <http://www.garmin.com/aviation/>
- <http://www.thalesgroup.com/aerospace/home/>
- <http://www.rockwellcollins.com/>
- <http://www.avidyne.com/>
- <http://www.smiths-aerospace.com/>
- <http://www.nsd.es.northropgrumman.com/>



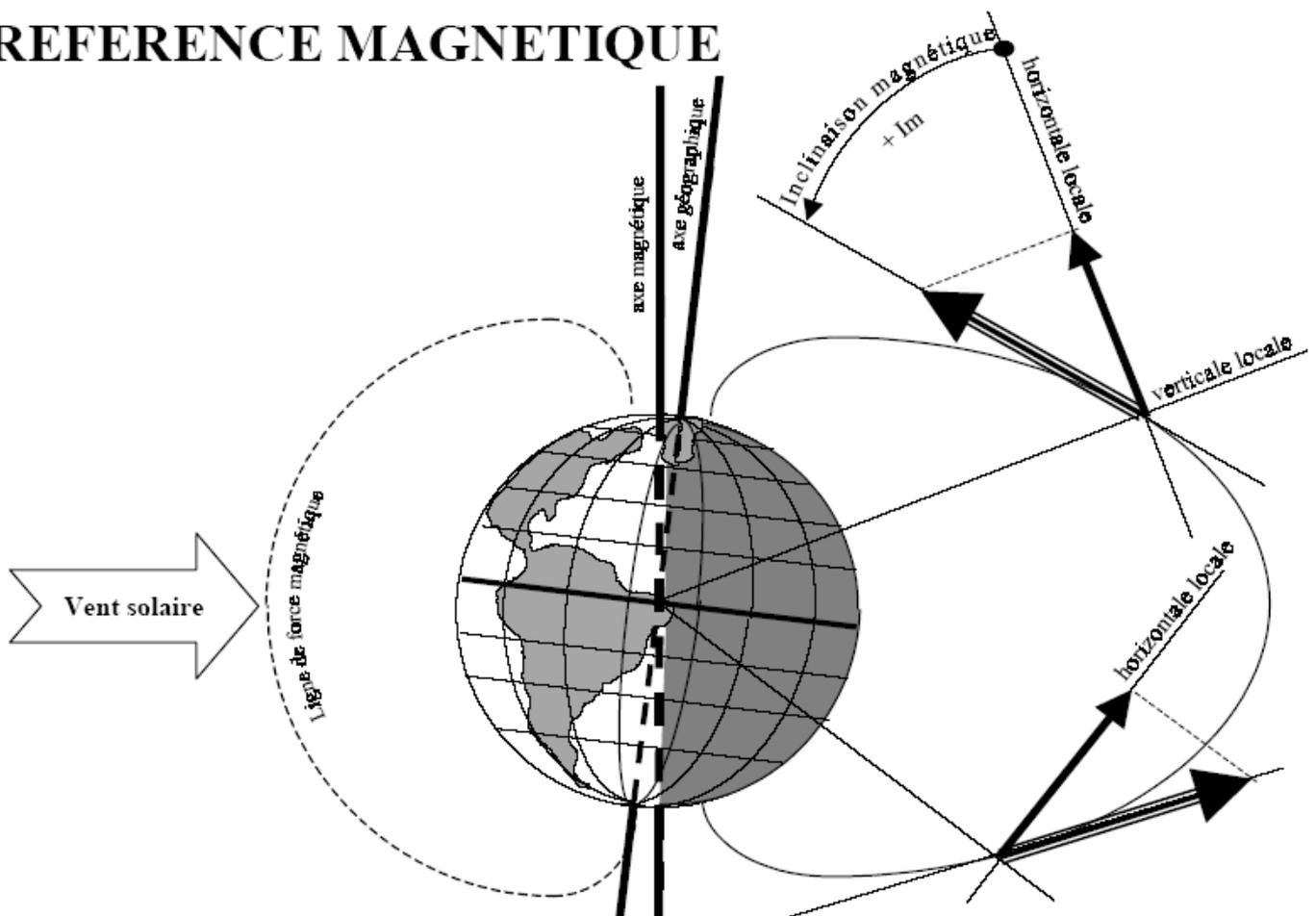
C3..8 Compas magnétique

Il utilise le [champ magnétique terrestre](#) comme référence.

Il est constitué d'une lunette de lecture sur un boîtier étanche rempli d'un liquide dans lequel se déplace librement un équipage mobile formé par une rose des caps et des barreaux aimantés. C'est un instrument **peu précis** qui donne des indications fausses dès que l'avion n'est pas stable sur une trajectoire rectiligne, horizontale et à vitesse constante.



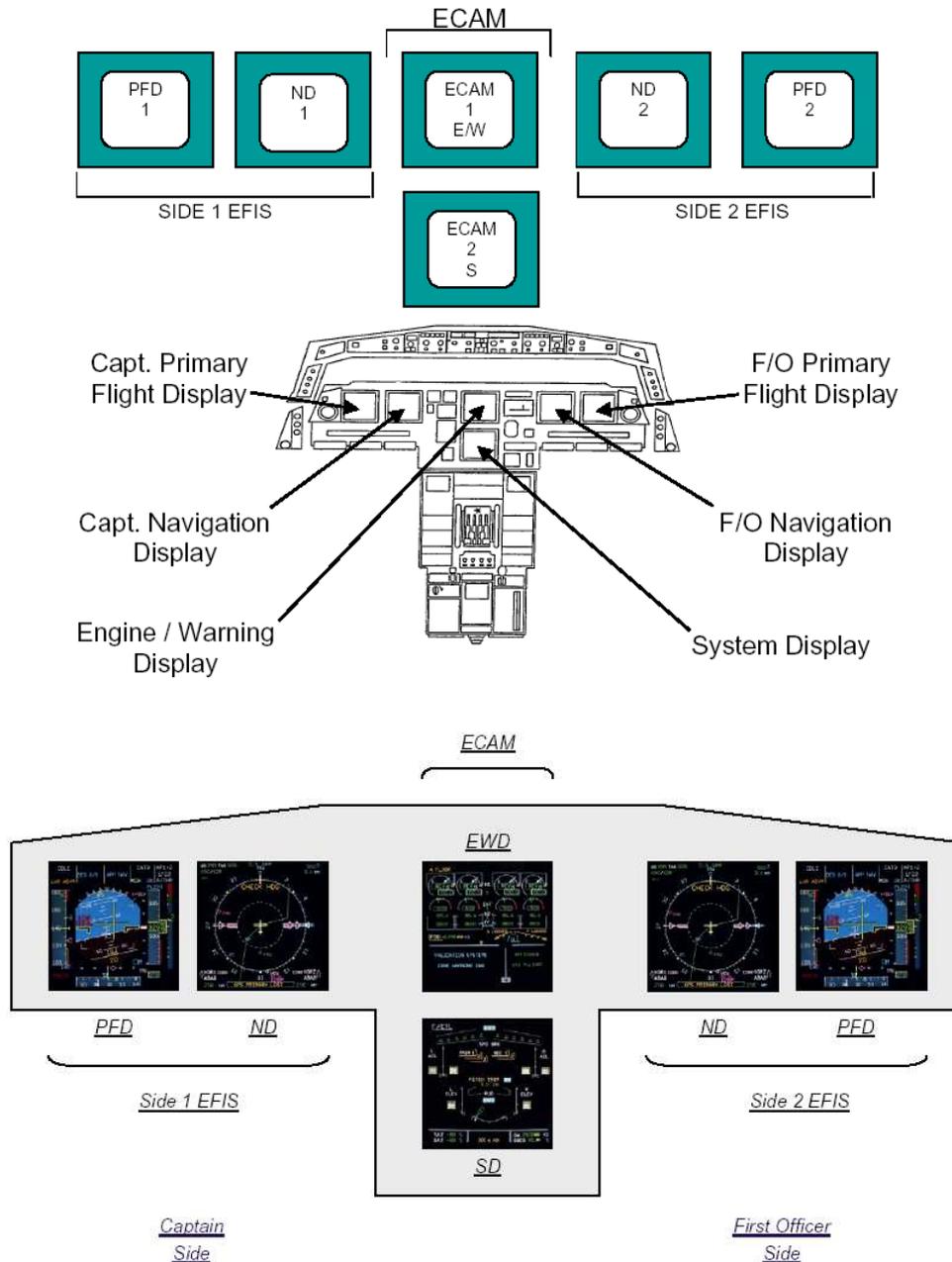
REFERENCE MAGNETIQUE



C3..9 LCDU

Le LCDU fait partie du système d'instruments électroniques deuxième génération (EIS2). C'est un écran LCD installé dans le cockpit. Il y a 6 LCDU dans un avion Airbus des familles A320 et A340.

EXEMPLE : Cockpit des AIRBUS A330/A340



Ces nouveaux écrans traitent eux-mêmes les images grâce à un cœur de calcul complexe qui gère le traitement vidéo. Les mesures de fiabilité étant médiocres, il était important d'analyser les déposes.

Le Navigation Display (ND)

Le ND signifie tout d'abord en anglais **Navigation Display**. Comme son nom l'indique, il a pour but de nous aiguiller, dans notre navigation en faisant apparaître les différents VOR, ADF, Waypoints que l'on survolera lors de notre vol ainsi que notre cap. Il reflète avec exactitude les données rentrées dans le FMGS.

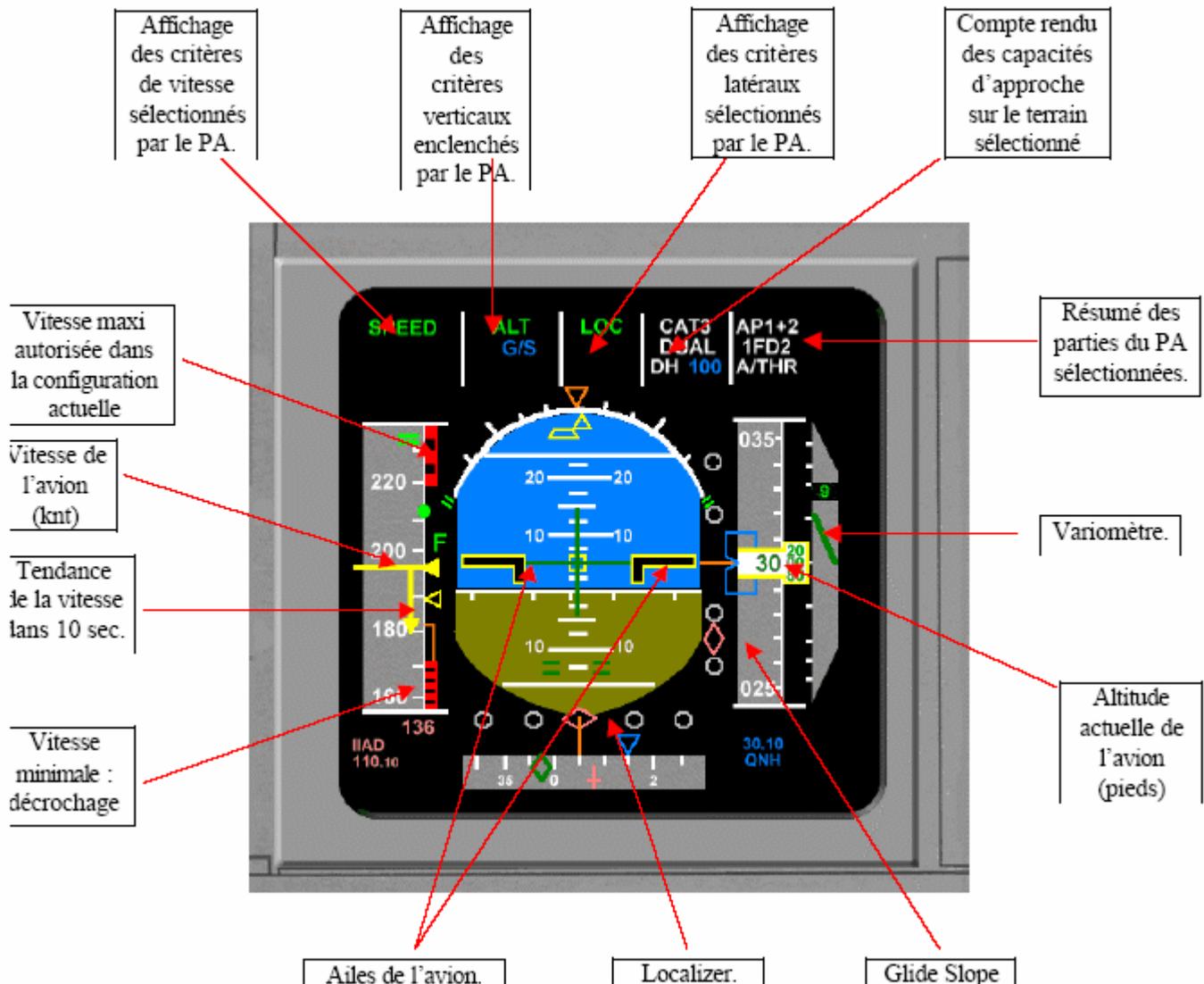
Cet outil est très précieux. Il schématise la trajectoire suivie par l'avion en n'importe quel mode : arc, rose ou plan.

Il peut afficher en surimpression les données du radar météo afin qu'il nous soit plus facile de visualiser certaines mauvaises conditions comme les zones pluvieuses ou orageuse.

De plus, apparaît en haut à gauche la vitesse de l'avion par rapport au sol : GS (**Ground Speed**) ainsi que la TAS (**True Air Speed**), vitesse de l'avion dans la masse d'air.

Le Primary Flight Display (PFD) de l'AIRBUS A320

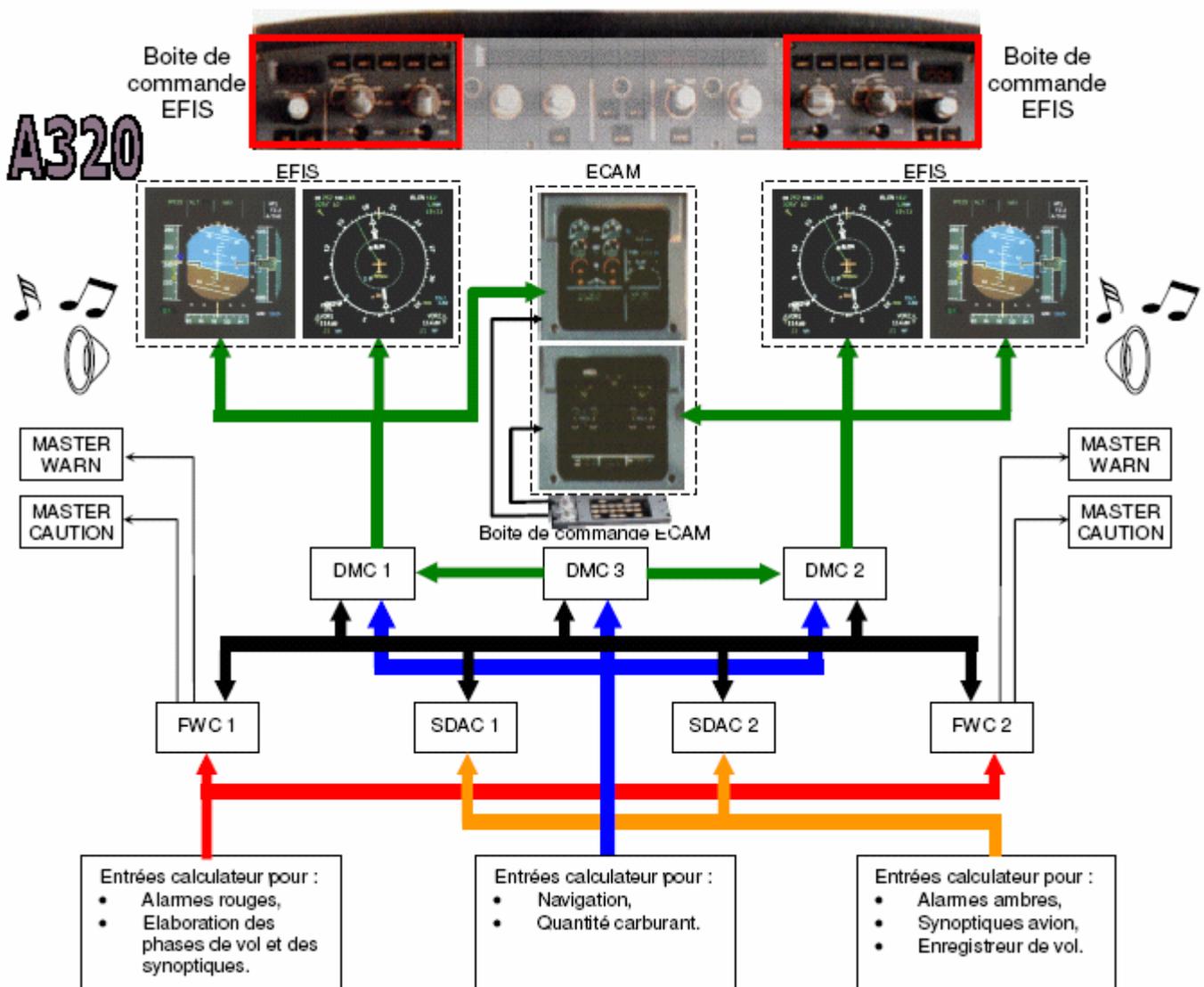
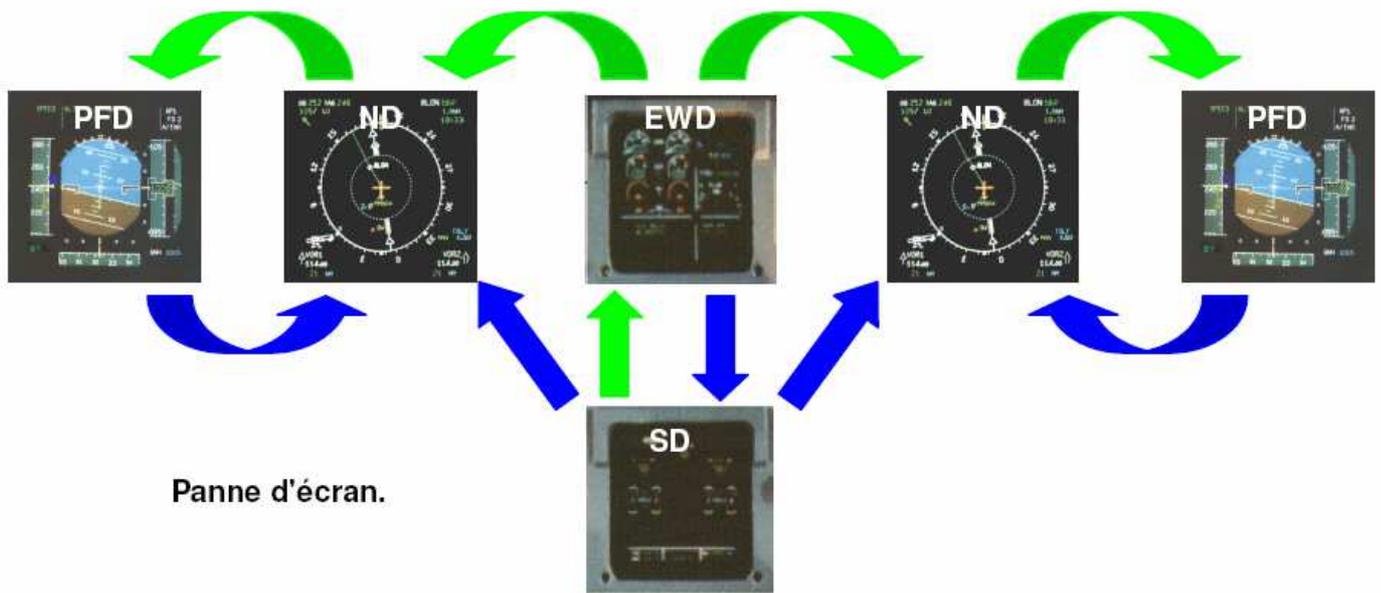
Le Primary Flight Display (PFD)



Le PFD (**Primary Flight Display** ou **indicateur principal de vol**) indique l'attitude de l'appareil ainsi que sa vitesse. Le sol est représenté par une partie verte et le ciel de couleur bleu. Les chiffres apparaissant sur la partie bleu et la partie verte (-10 , 0 , 10 , 20) correspondent à l'assiette en degrés.

En fonctionnement normal, les calculateurs limitent l'assiette à +30° à cabrer et -15° à piquer. Les chiffres apparaissant sur l'échelle verticale de droite sont les pieds (l'altitude), les chiffres de gauche sont les noeuds (la vitesse). Les différents modes d'engagement ou d'armement du pilote automatique (PA) sont présentés en haut de l'instrument.

Sur l'AIRBUS A320, un programme de reconfiguration modifie l'affectation des six écrans EFIS et ECAM :



D Equipements de navigation (introduction)

D.1 Les Systèmes d'aide à l'atterrissage : Introduction :

Lorsqu'un avion entame la phase d'approche finale de la piste d'atterrissage, le pilote doit gérer un certain nombre de paramètres ; ceux-ci dépendent du type de l'aéronef et des différentes installations de l'aéroport («ground facilities»).

Ces paramètres comportent :

- plan de l'aéroport et caractéristiques des pistes («approach final chart»-support papier)
- informations transmises par la tour de contrôle (référence de la piste d'atterrissage, consignes d'atterrissage, attente éventuelle)
- consignes d'alignement vertical (pente) et horizontal (cap), distances, transmises par les installations au sol, par voie hertzienne
- caractéristiques et performances de l'avion
- conditions météorologiques
- paramètres visuels

D.2 V.O.R.

D2..1 Généralités

V.O.R. (VHF Omnidirectional Range)

Une antenne sur l'avion capte un signal radio (dans la bande de fréquence de 108 à 118 MHz) émis par un émetteur au sol appelé VOR. L'information délivrée au pilote est présentée par une aiguille qui indique le cap à suivre pour se diriger (ou s'éloigner, selon la sélection) vers cette station.

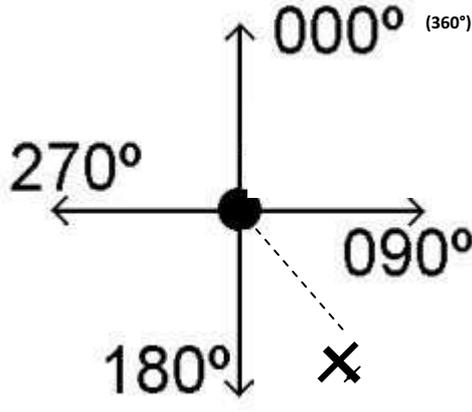
Balise VOR au sol	Récepteur VOR à Bord	Cadran du VOR
	<p>Bloc Radio (VHF) La fréquence de gauche est la fréquence en cours d'utilisation (USE) La fréquence de droite est la fréquence en attente (STBY - STANDBY)</p> <p>Bloc RadioNav (VOR) La fréquence de gauche est la fréquence en cours d'utilisation (USE) La fréquence de droite est la fréquence en attente (STBY - STANDBY)</p>  <p>Identification de la station VOR</p> <p>Pré-affichage de la fréquence désirée dans le fenêtre STBY</p> <p>Permutation des fréquences (STBY-USE-STBY)</p> <p>Mise en marche (rotation). Identification de la station en tirant sur le bouton.</p>	

il existe 2 types de VOR :

* **Le T-VOR ou Terminal VOR** de courte portée de +/- 40 nm servant aux atterrissages et aux arrivées, sa fréquence va de 108 à 112 MHz, le T-VOR a un indicatif à **2 lettres (code MORSE)**

* **Le VOR-NAV** pour la navigation à moyenne distance a une portée est +/- 100 nm dans la gamme de fréquence de 112 à 117.95 le VOR-NAV a un indicatif à **3 lettres** .

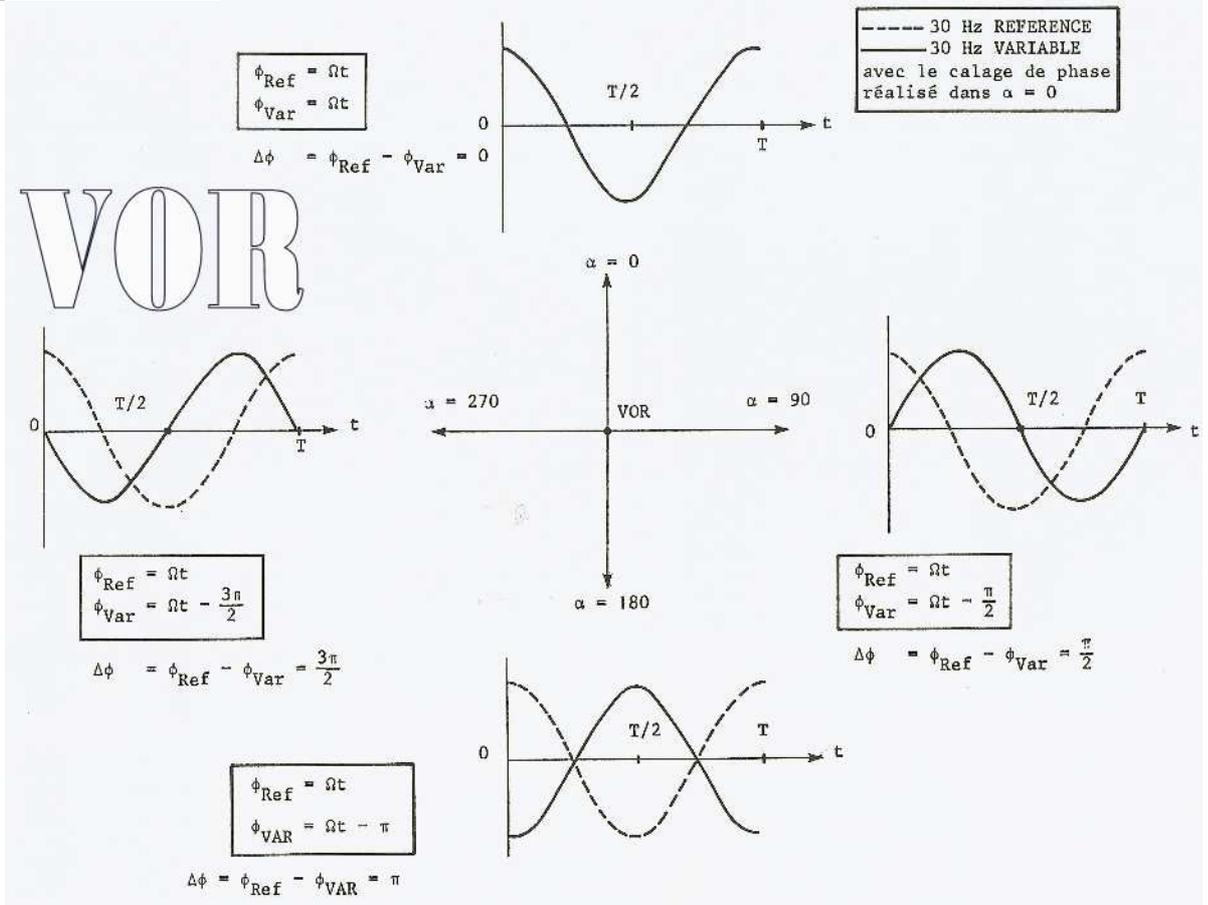
D2..2VOR (« VHF omnidirectional range »)



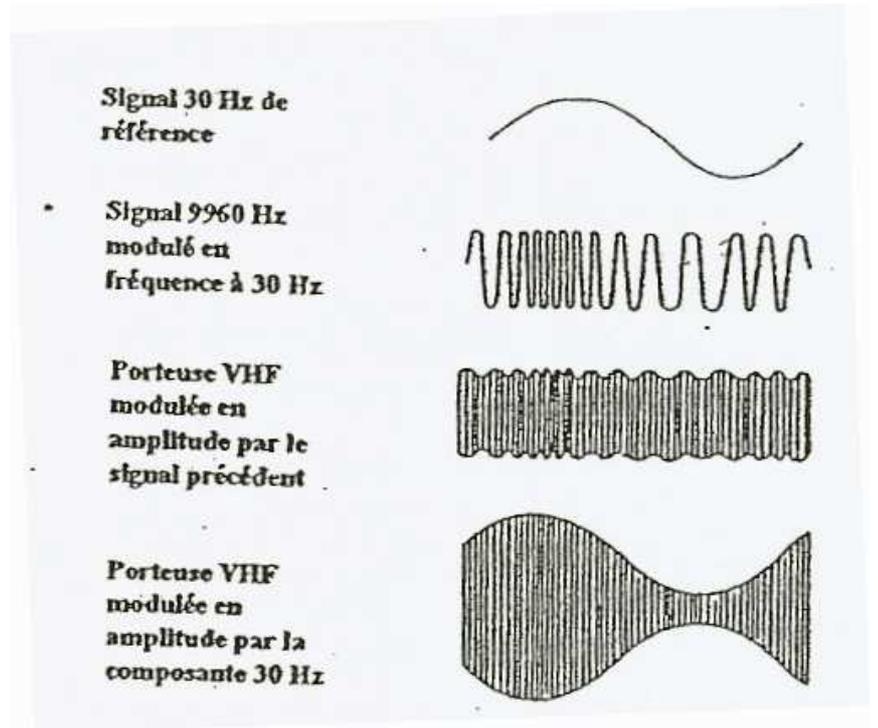
La balise est omnidirectionnelle ; elle émet sur 360° ; elle transmet à l'avion l'azimut (angle formé entre le nord magnétique (0°) et la droite reliant la balise à l'avion, ex. : 135° sur la figure ci-contre). Chaque piste possède une caractéristique en azimut : il suffit donc à l'avion de s'aligner sur celui-ci.

Les T VOR sont des VOR de navigation à courte distance et sont utilisés comme support à une procédure d'approche. Leur portée est de 25 NM (*Nautic Mile = mille marin = 1852m, soit 25 NM= 46.2 km*). La puissance rayonnée par les balises T VOR est de 50 W. L'émetteur T VOR émet une porteuse VHF dans la bande 108 – 112 MHz. L'émetteur lui fait transporter deux modulateurs. Le signal de phase de référence émet dans toutes les directions. Un second signal de phase variable balaie dans un rayon de 360 degrés comme le faisceau d'un phare. Les deux signaux sont en phase chaque fois que le signal rotatif est à 000 degrés (par rapport au nord magnétique) ; ils sont déphasés de 180 degrés chaque fois que le signal rotatif est à 180 degrés. A bord de l'avion, un comparateur de phase mesure la différence de phase entre les deux signaux, nécessaire au calcul de l'azimut. Toutes les 30 secondes, une modulation à 1020 Hz se superpose permettant la transmission de l'indicatif de la balise en morse (3 lettres).

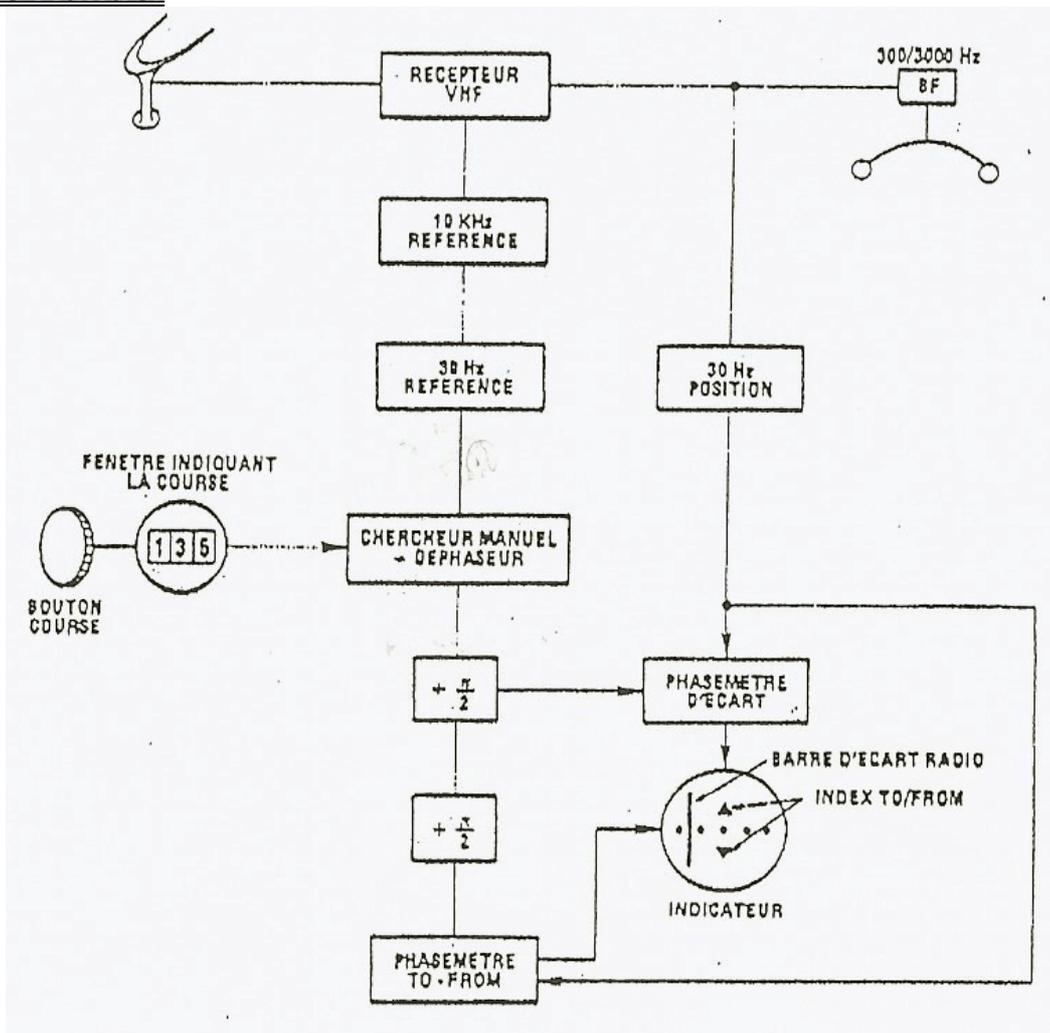
D2..3Signaux modulant



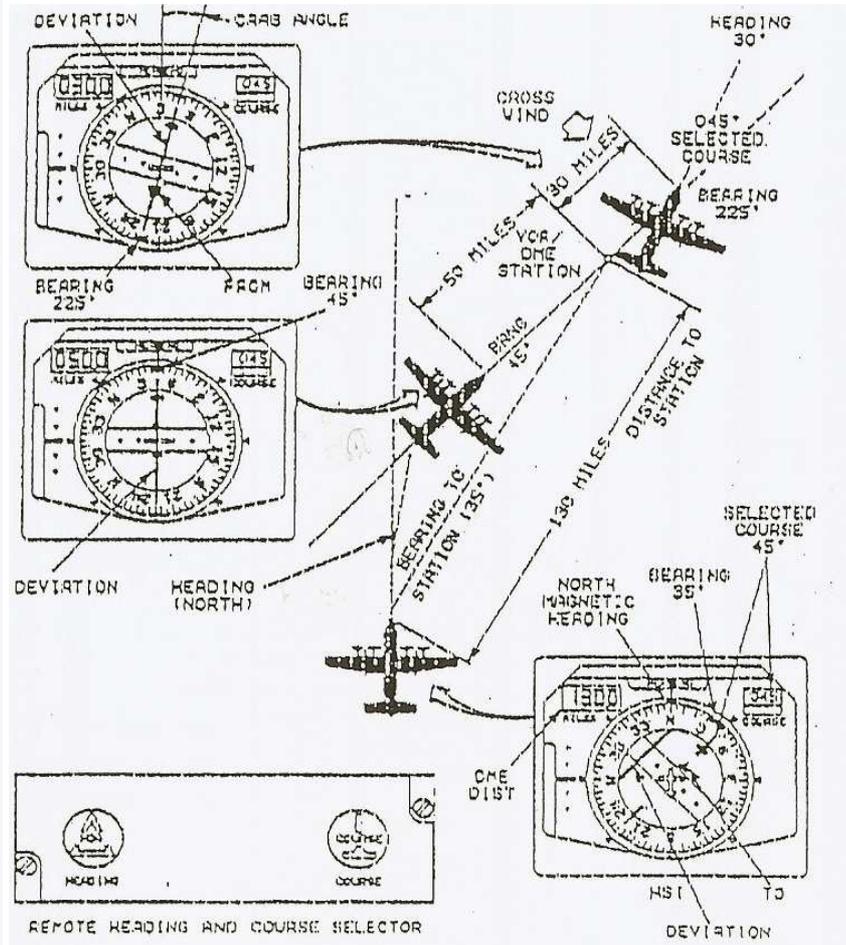
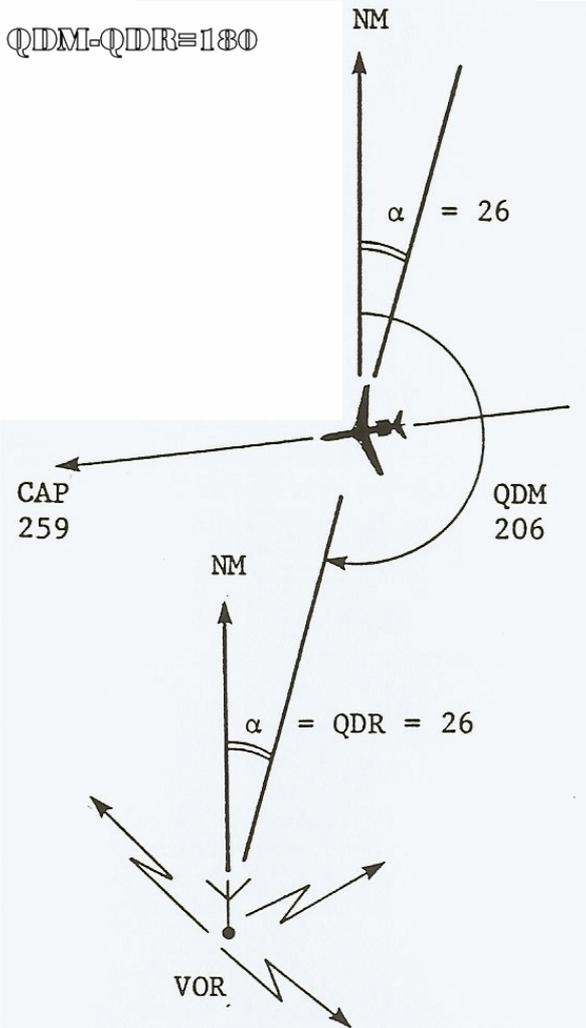
LV



D2..4 Mode Manuel

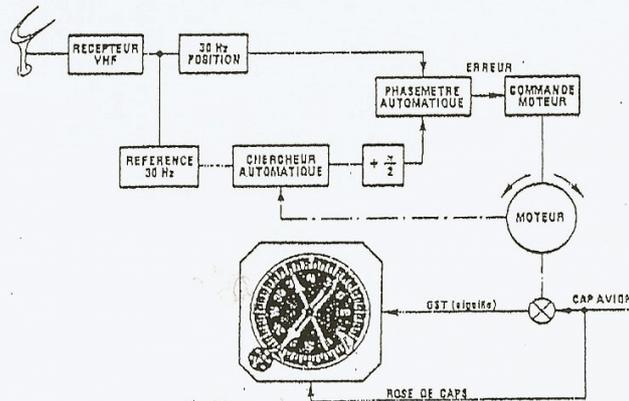


D2..5 Présentation du H.S.I.

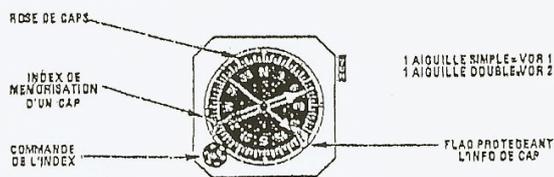


D2..6 Mode automatique

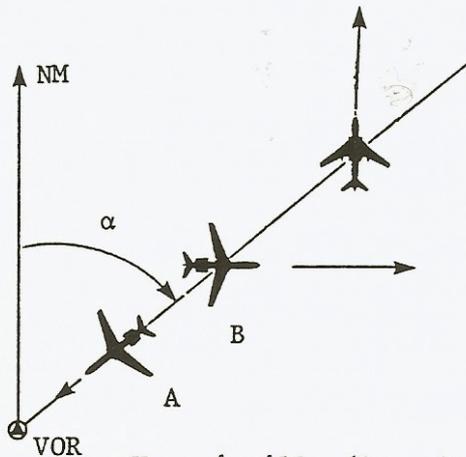
Le système présente directement sur une rose des caps du R.M.I. l'information de QDM et de gisement



PRESENTATION DE L'INFORMATION DE GISEME AUTOMATIQUE
 - Indicateur RMI (Radio Magnetic Indicator).



Les informations d'azimut VOR reçues à bord sont absolument indépendantes du cap de l'avion.



(Ainsi les 3 avions A, B, C de la figure reçoivent tous à bord la même information α).

Le RMI a pour rôle de lier l'information VOR au cap avion.

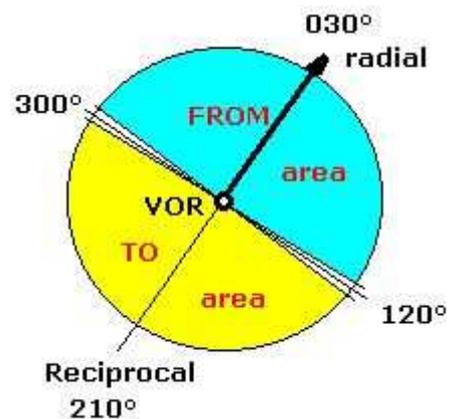
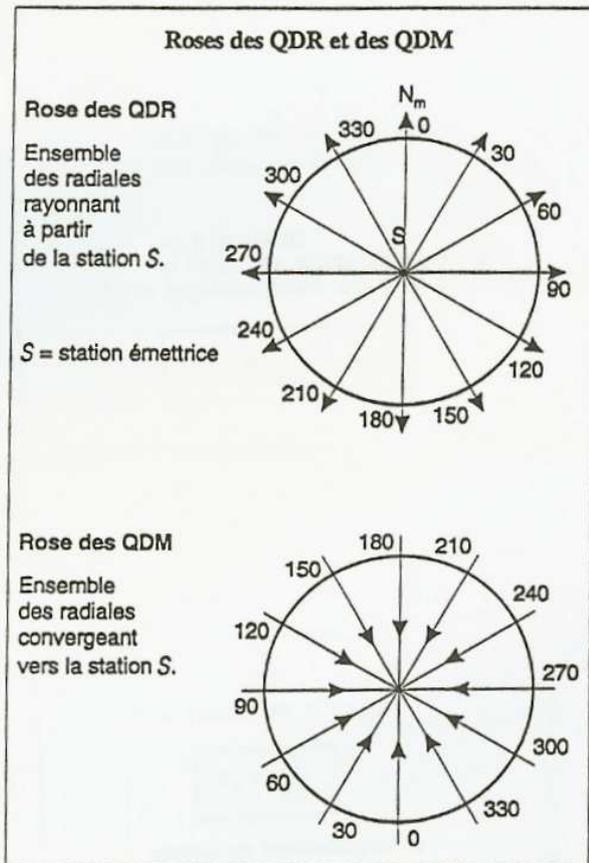
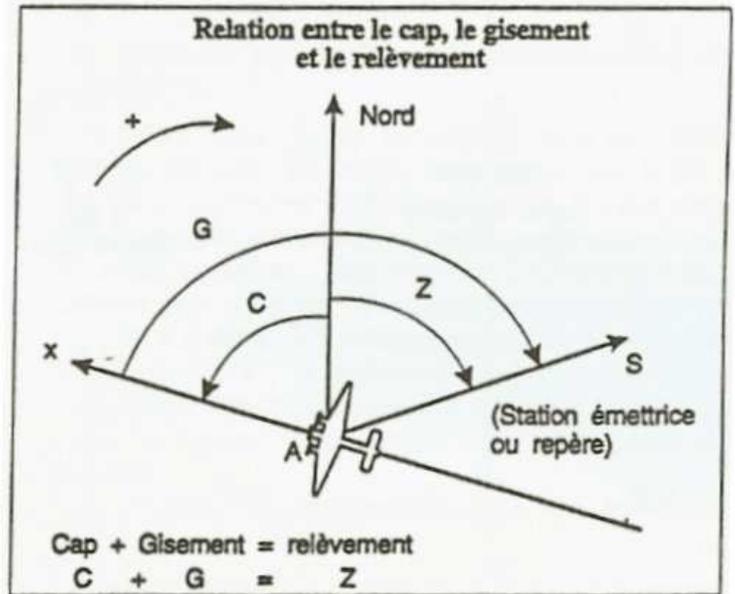
Il se compose :

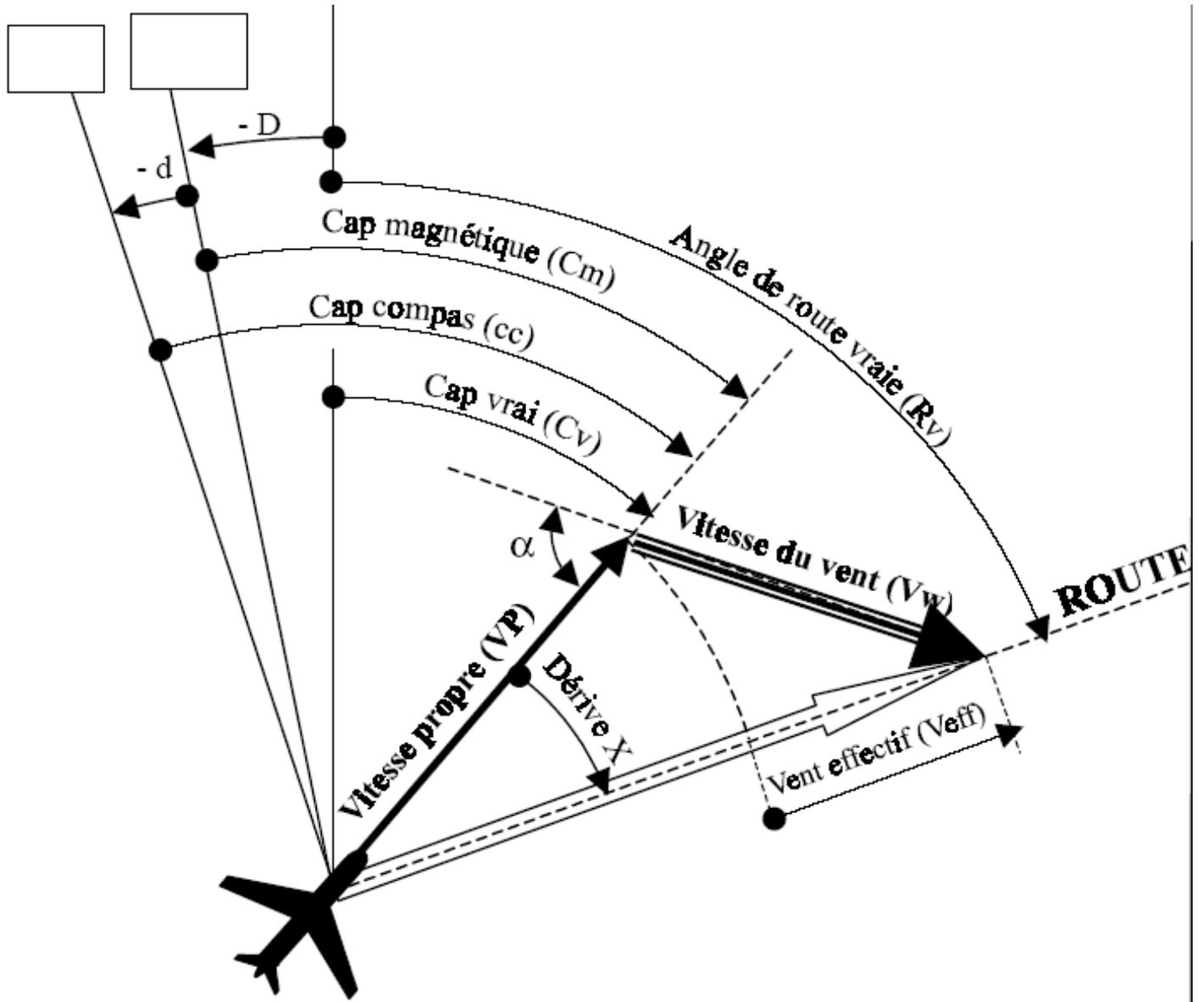
- D'une "rose", solidaire du cap de l'avion, graduée de 0 à 360°; un index repère fixe, lié au boîtier, permet la lecture directe du cap suivi ;

- Une aiguille (large), raccordée à la sortie d'un récepteur VOR, indique le cap que devrait suivre l'avion, s'il voulait rejoindre le VOR (QDM).

Abréviations du code Q aéronautique :

- QTE : relèvement vrai d'un aéronef par une station,
- QUJ : relèvement vrai d'une station par un aéronef,
- QDM : relèvement magnétique d'une station par un aéronef,
- QDR : relèvement magnétique d'un aéronef par une station.



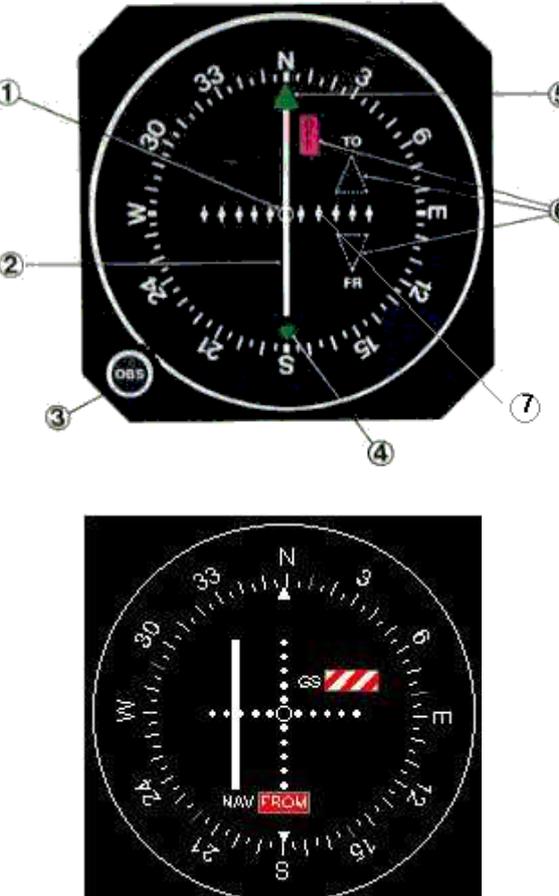


LES REFERENCES

D2..7 Utilisation du VOR

Lorsque le VOR est identifié avec certitude, n'oubliez pas de baisser le volume du récepteur audio du VOR, sinon vous aurez un bruit de fond désagréable et gênant dans votre casque pour suivre le trafic radio VHF, et vous risquez de croire à un problème radio ou une panne sur votre VHF

- 1 Positionner par la pensée l'avion au cap correspondant à l'axe sélectionné à l'aide du bouton OBS
- 2 Ne pas oublier que l'indication de l'aiguille est indépendante du cap de l'avion
- 3 Travailler en TO pour aller sur la station (QDM)
- 4 Travailler en FR pour s'éloigner de la station (QDR) ou pour un recouplement.
- 5 **Évitez de travailler avec des aiguilles anti directionnelles c'est à dire recalcr la route avec l'OBS, mais piloter de façon à ce que ce soit l'avion qui aille chercher l'aiguille.** (voir l'exemple photo N°2 VOR ci dessus.)
- 6 Si l'indicateur TO est apparent les indications données par l'instrument seront relatives à un QDM
- 7 Si l'indicateur FR est apparent les indications données par l'instrument seront relatives à un QDR.
- 8 Si l'indicateur est sur OFF c'est que vous ne recevez pas le VOR

<p>1/- le rond central représente l'avion et de chaque côté cinq points de 2° de déviation. La précision de l'information est donc de 10° de chaque côté.</p> <p>2/- Une aiguille mobile qui représente la route sélectionnée</p> <p>3/- Le bouton OBS (Omni Bearing Selector) qui fait tourner la couronne (4)</p> <p>4/- Une couronne de routes magnétiques en dizaine de degrés.</p> <p>5/- Aiguille de déviation, index d'affichage de route</p>		<p>6/- 2 flèches TO (Allez vers) et FROM (Venir de) d'orientation de la route affichée devant l'index (5) To=QDM / From=QDR, En drapeau (Flag) rouge ou Off est le signal de non fonctionnement ou de non réception du VOR</p> <p>7/- écart de route, déplacement horizontal pour indiquer si l'avion est à gauche ou à droite de la radiale affichée, gradué tous les 2° , déviation maxi de 10°. En version ILS mode LOC la graduation est de 0.5° avec une déviation max de 2.5°</p> <p>Exemple : Sur la photo 2 ci contre, vous êtes en éloignement du VOR sur la radiale 358, la station se trouve sur la gauche de la position de l'avion, vous avez un écart de 7°, pour reprendre correctement votre radiale il vous faut tourner à gauche car vous avez subit une dérive à droite .</p>
--	---	---

D2..8 Equipements de bord associé au VOR

- Une antenne
- Un récepteur VHF navigation
- Une boîte de commande et la commande d'affichage de la route sélectionnée
- Indicateurs RMI, HSI (barres de tendance verticale TO/FROM)
- Ecrans cathodiques ou LCD

Antenne

Horizontale et a la forme d'un triplet replié.
Généralement située sur la dérive tandis que les antennes LOC sont sous le radome.

Récepteur

Récepteur VHF - 108-136MHz
108-112MHz TVOR et localiser ILS
112-118MHz VOR
118-136MHz Radiocommunications VHF
Sélectivité 50KHz à 6dB
Récepteur de type classique et adjoint de chaînes d'instrumentation:

Chaîne manuelle VOR et circuit auxiliaire TO-FROM

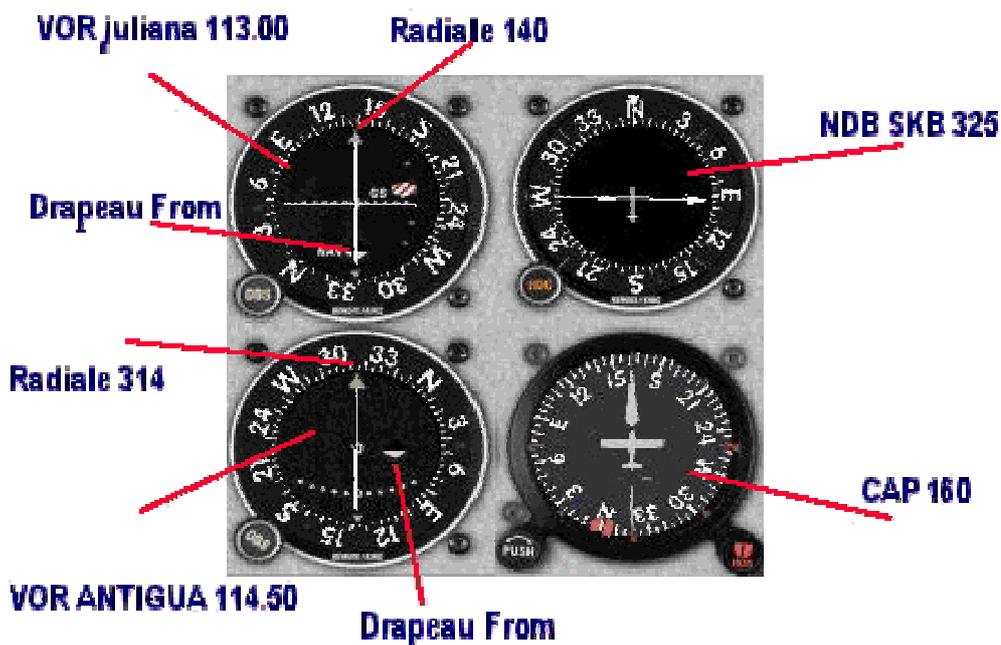
Permet de suivre la route pré sélectionnée grâce à l'indicateur d'écart.
La mesure de Zms correspond à une mesure de déphasage entre le signal de référence et le signal de position.
A la sortie du récepteur, les signaux de référence et de position sont séparés par un filtre centré environ sur 10kHz pour le signal de référence et un filtre de 30Hz pour le signal de position.
Un chercheur manuel déphase le signal de référence de la quantité affichée à l'OBS: route sélectionnée.
Lorsque le phasemètre mesure une quadrature (signal nul), l'aiguille de l'indicateur est centrée.
Cette mesure ne permet pas de déterminer si la station est avant ou arrière.
Le lever de doute TO-FROM est exécuter par un phasemètre grossier (signal de référence a nouveau déphasé) mesure la différence de phase entre signal de position et signal de référence déphasé de la quantité affichée à l'OBS +180°.
Lorsque l'aiguille est centrée, le déphasage entre signal de position et signal de référence est nul ou vaut 180°.

Si $\phi = 180 \rightarrow$ TO , l'OBS mesure Zms $\pm 180^\circ$ assimilé à un Zmsa' \rightarrow route pour aller à la station

Si $\phi = 0 \rightarrow$ FROM , l'OBS mesure Zms \rightarrow route qui s'éloigne de la station

La barre du CDI donne une déviation max de $\pm 10^\circ$

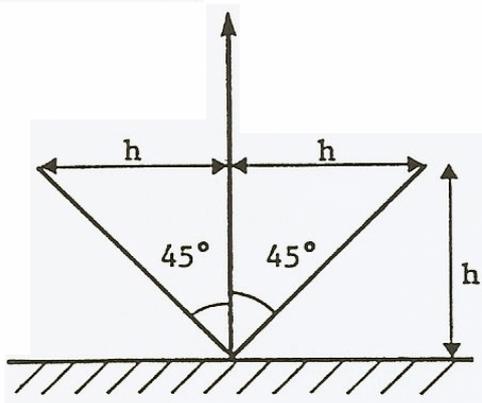
La cause moyenne d'erreur de la chaîne manuelle est de $\pm 0.5^\circ$, cette erreur s'ajoute aux erreurs propres de la station VOR (orientation et site).
L'indicateur TO-FROM basculera à la verticale de la station avec un cône d'incertitude, de silence.





D2..9 Cône de silence

L'OACI stipule que l'ouverture de ce cône n'excèdera jamais 100° ce que l'on peut encore exprimer en disant que le VOR sera exploitable pour de angles de site allant au moins jusqu'à 40° (et c'est dans la pratique courante à peu près la valeur que l'on a).



Ces chiffres montrent que pour un avion volant à l'altitude h , l'incertitude sur la verticale est sensiblement égale à h de part et d'autre .

D2..10 Erreur due au Nord magnétique local

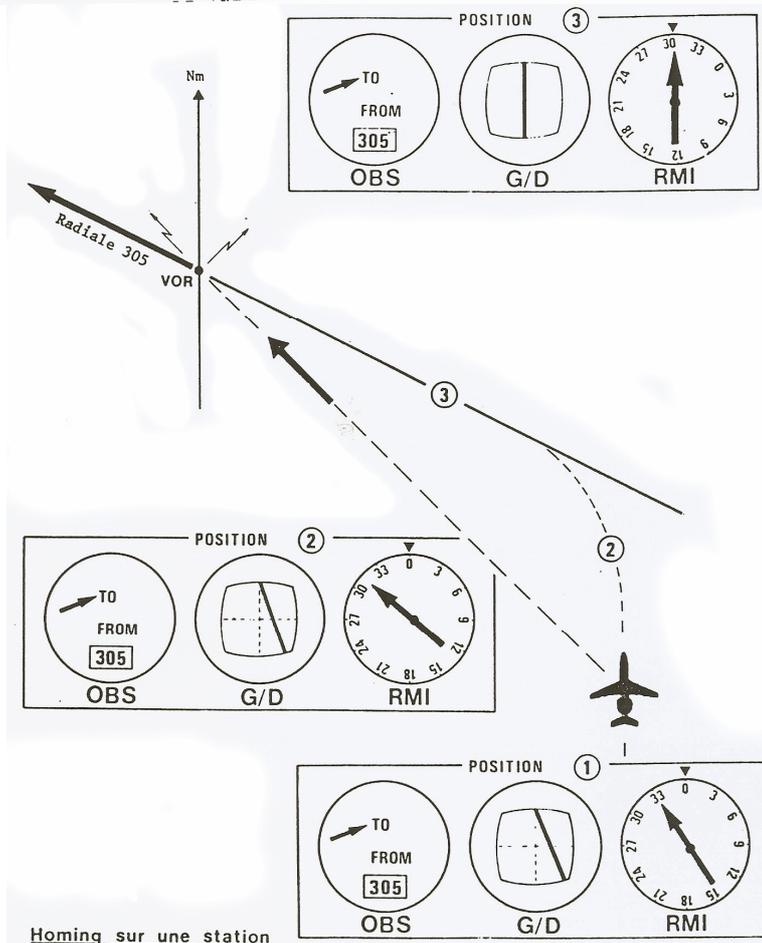
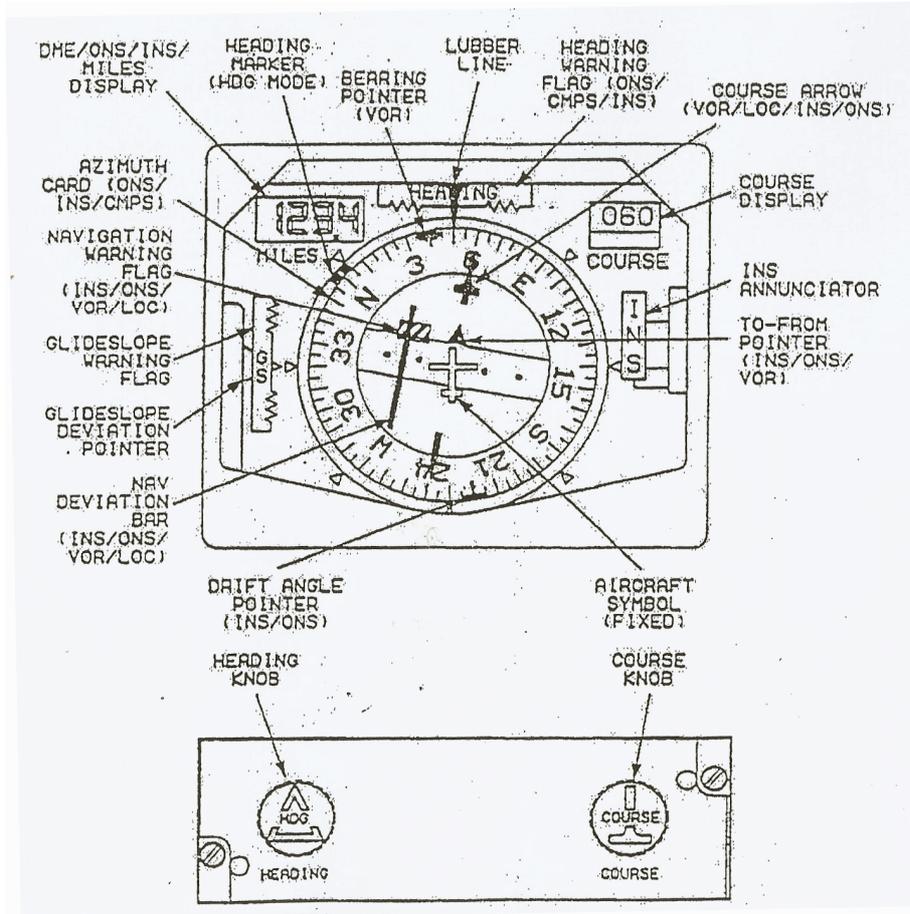
Le cap à suivre, donné par le RMI pour rejoindre le VOR est en fait le $QDR \pm 180^\circ$.

Ce cap n'est donc le QDM que si les deux directions du Nord magnétique servant de référence sont parallèle. Or ceci n'est généralement pas vrai.

- D'une part ces directions sont convergentes vers le pôle ;
- D'autre part les valeurs de déclinaison ne sont pas forcément identiques au point d'émission et de réception.

Ce qui fait que si la queue de l'aiguille indique bien le QDR, l'indication de tête d'aiguille, diffère du QDM d'une valeur égale à la différence existant entre les directions du Nord magnétique passant par l'avion et le VOR.

Sauf cas particulier (près des pôles par exemple) cette différence ne donne pas lieu à correction.



D.3 D.M.E. du H.S.I.

D3..1 Définition : DME (Distance Measuring Equipment)

Un équipement sur l'avion échange un signal radio (dans la bande de fréquence de 960 à 1215 MHz) avec une station au sol. L'information délivrée au pilote est la distance à cette station, sa vitesse de rapprochement (ou d'éloignement) ainsi que le temps nécessaire pour la rejoindre.

Gamme des UHF (960 à 1215MHz. Espacées de 1MHz) : **il y a 126 canaux de fréquences DME ce qui correspond à 252 fréquences utilisées** (une est utilisée par l'aéronef, l'autre par la station DME au sol).

(50 μ S pour un codage type X et 56 μ S pour un codage type Y). Pourquoi une pulse codée ? Car la station reçoit plusieurs aéronefs en même temps; il faut donc que chaque aéronef, qui reçoit toutes les pulses de la station, sache laquelle est la sienne !!

Par conséquent, l'aéronef envoie un série de pulses sur une certaine fréquence et déclenche un chronomètre, il attend le retour de sa pulse sur une autre fréquence et stoppe le chronomètre. Il retranche le temps constant de la balise, qui est de 50 ou 56 μ s en fonction du codage utilisé, et donc en déduit sa distance.

Deux types;

Navigation en route et zone terminale

DME/N (spectre étroit) et DME/W (spectre large) associé au VOR ou ILS.

Navigation en approche

DME/P (Spectre étroit). P: Précision.
Associé au MLS

DME/P

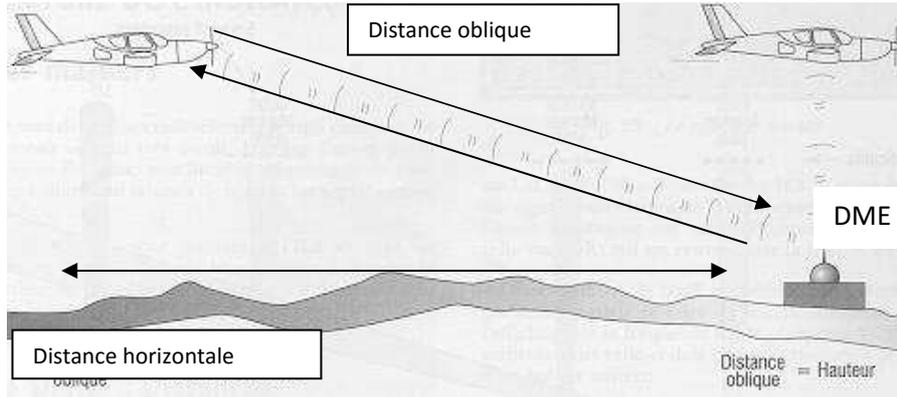
Mode IA (Initial approach)

Mode FA (Final approach).

Le passage d'un mode a l'autre se fait automatiquement à 7Nm de la balise.

Les différents modes se caractérisent par le temps de montée des impulsions et par l'espacement entre les impulsions d'une même paire.

D3..2DME (« distance measuring equipment »)



Le DME est un ensemble comprenant un élément interrogateur embarqué et, au sol, un élément répondeur, « une balise », généralement associé à un VOR ou à un ILS. Il donne une information de distance oblique (et non pas de distance réelle) en milles nautiques (NM) par rapport à la balise au sol grâce à la mesure du temps de réponse. Un calculateur intégré au DME embarqué permet également d'obtenir la vitesse sol de l'avion en nœuds (*avec : 1 KT = 1 nœud = 1 mille marin/heure = 1852 m/h*) et le temps en minutes pour rejoindre la station, l'émetteur DME. En passant à la verticale d'une station DME, l'instrument indique l'altitude, au-dessus de la balise.



Pour cet exemple ci-contre:

Distance: 5,1 NM

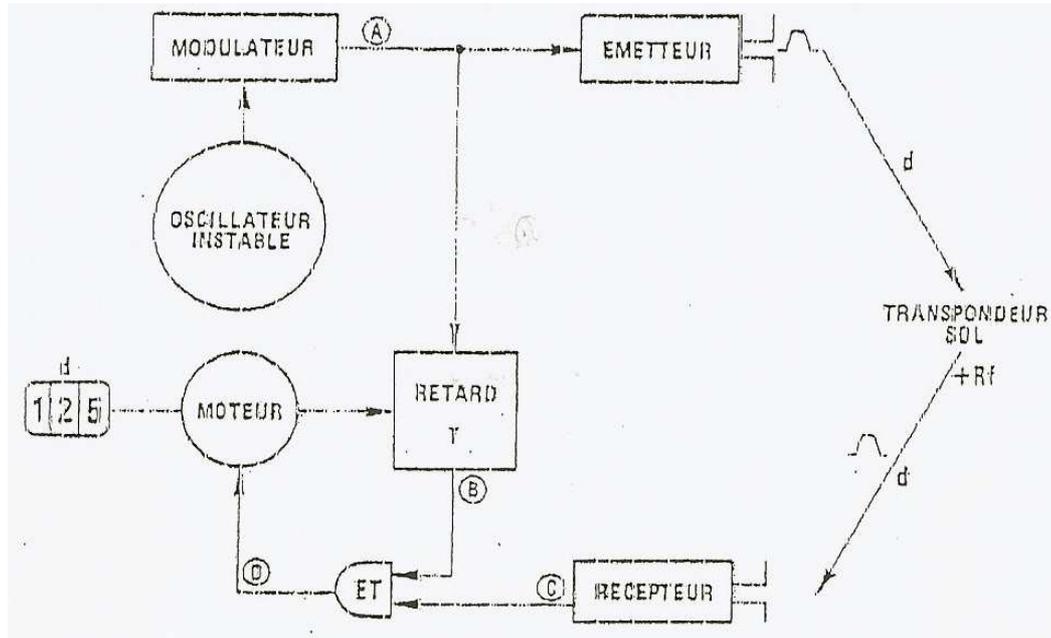
Vitesse: 80 KT

Temps estimé: 4 MINutes

Le DME fonctionne dans la gamme des ultra hautes fréquences (UHF de 962 MHz à 1213 MHz) et sa portée correspond à la portée optique, soit 200 NM (370 km) sur la plupart des appareils embarqués. Le principe du DME consiste à mesurer le temps qui s'écoule entre l'émission d'un signal radioélectrique codé en provenance de l'avion et la réponse émise par la balise au sol. Ces deux signaux utilisent un couple de fréquences différentes appelé canal. Le canal utilisable correspond à des fréquences UHF couplées selon les normes OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale) à des fréquences VHF (107,95 MHz à 111,95 MHz) correspondant aux fréquences des balises VOR ou ILS affichables sur l'appareil. La fréquence du DME est appariée de façon automatique à la fréquence VHF du VOR ou de l'ILS auquel il est associé. L'avion émet des paires d'impulsions (12 µs pour le mode X ou 36 µs pour le mode Y) d'interrogation espacées de manière aléatoire sur une fréquence donnée. La balise au sol va renvoyer le signal sur une fréquence décalée de ± 63 MHz (selon la fréquence d'interrogation) ce qui permet d'éliminer les échos sol, les interrogations des autres avions et de régénérer le signal. Le récepteur de bord capte les impulsions de réponse (le temps écoulé entre l'envoi de l'impulsion d'interrogation et la réception de l'impulsion réponse est transformé en distance). En général, les avions sont équipés de deux systèmes DME distincts.

D3..3 Principe DME

Mesure de la distance par calcul de la propagation aller-retour d'impulsion UHF.



L'avion est équipé d'un émetteur d'interrogation qui envoie des impulsions dans toutes les directions. Ces impulsions sont captées et amplifiées par une station au sol qui les retransmet en omnidirectionnelle avec un retard de $50\mu\text{s}$.

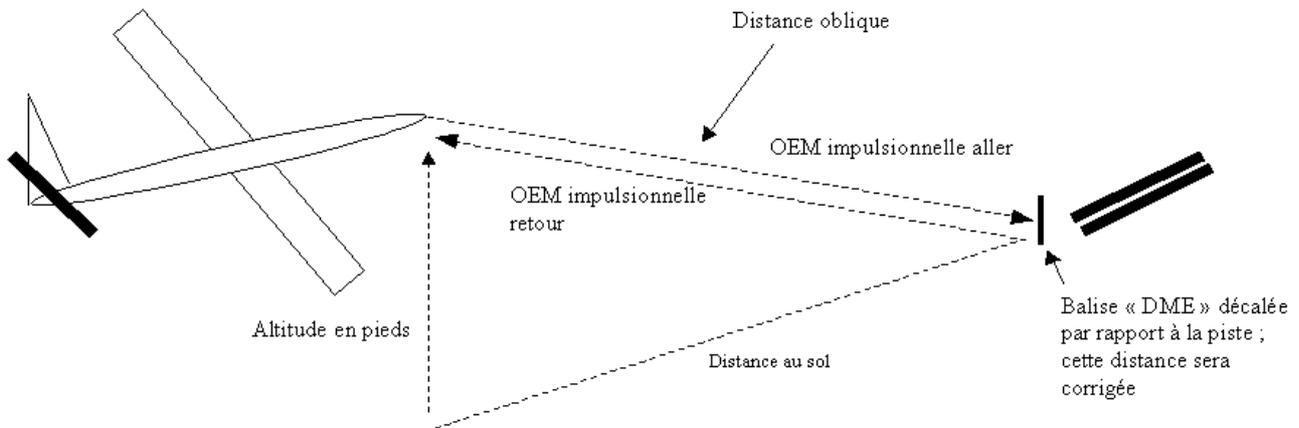
Le récepteur de bord mesure le temps de réponse en tenant compte du délai de **$50\mu\text{s}$ pour le mode X** et **$56\mu\text{s}$ pour le mode Y**, et affiche la distance sur un cadran « digital ».

Une station sol est saturée avec 100 avions en même temps.

Une partie des avions sera en mode recherche et une autre en mode poursuite (interrogation plus fréquente).

Tous les avions reçoivent tous les réponses de la station sol => un mécanisme de différentiation des réponses est nécessaire => Générateur erratique installé dans l'émetteur de bord.

- Balise « DME » (**Distance Measuring Equipment**) : cet émetteur-récepteur, situé à proximité de l'émetteur « localizer », transmet à l'aéronef par voie hertzienne une information qui lui permet de calculer en mille marin (**nautic mile, NM**) la distance oblique qui le sépare de la piste.

Figure 6 : mesurage de la distance oblique (DME)

Les OEM d'interrogation (aller) et de retour sont décalées de 63 MHz ; deux canaux sont donc nécessaires pour assurer la communication entre l'aéronef et la balise DME ; la bande de fréquences DME est 960MHz – 1215MHz ; les canaux sont espacés de 1MHz ; la mesure de la distance oblique se fait par la mesure du temps écoulé entre le moment où l'avion émet une impulsion et l'instant où il reçoit le retour de la balise au sol.

Lors d'une approche aux instruments ILS, l'angle α de la pente de consigne est de 3 degrés par rapport au sol. La distance oblique **DO**, mesurée par le système **DME**, est sensiblement égale à la distance au sol **DS**.

Notons **H** l'altitude, perpendiculaire au sol. (généralement exprimée en pieds, « feet »).

Exprimons DO, DS et H avec la même unité, par exemple en NM (Nautic Mile, Mille marin)

Plan de descende, Glide, $\alpha = 3^\circ$

On a une pente $\text{tg } \alpha = H / DS \approx 5,24\%$

Alors (Pythagore) , $DS^2 + H^2 = DO^2$

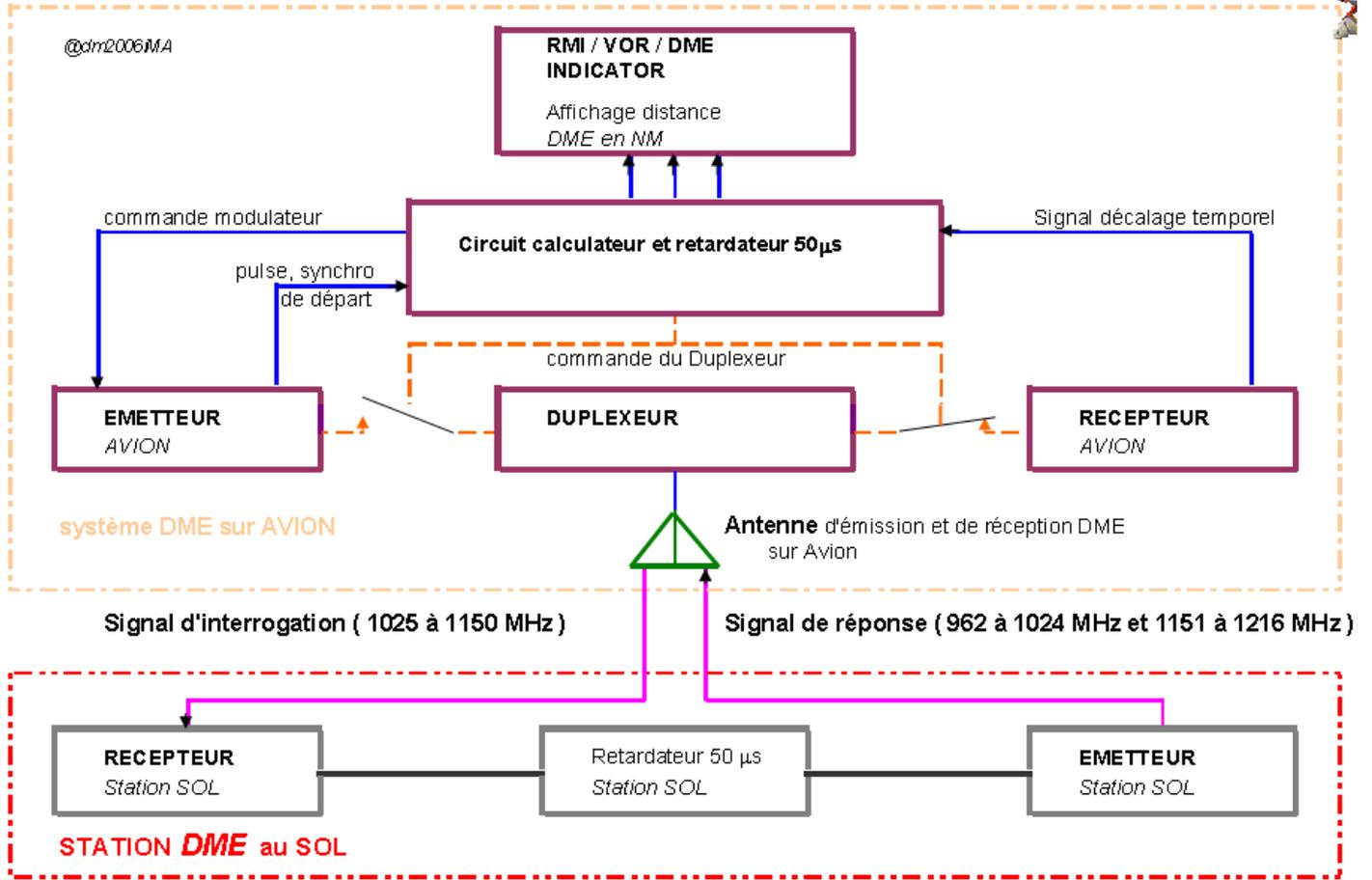
et $DS = DO \cos \alpha$ $H = DO \sin \alpha = DO$

donc, $\cos \alpha = 0,998629$ et on a bien $DO \approx DS$ à $1 - \cos \alpha = (DO-DS)/DO = 0,137\%$ près.

On a : $2 d_{DME} = C \tau$ et $d_{DME(NM)} \approx (t_{mesuré} - 50\mu s) / 12,34$

En mode X et $C = 3 \cdot 10^8 \text{ ms}^{-1}$

D3..4 Exemple diagramme fonctionnel DME sur Airbus A300



D.4 Système I.L.S.

(Instrument Landing System)

Une antenne sur l'avion capte deux signaux radio (dans la bande de fréquence de 108,1 à 111,95 MHz) lors des approches. L'information délivrée au pilote est l'écart de sa trajectoire par rapport à l'axe de la piste et la pente qu'il doit tenir pour aboutir au seuil. L'ILS est utilisé pour les atterrissages tous temps en [IFR](#).

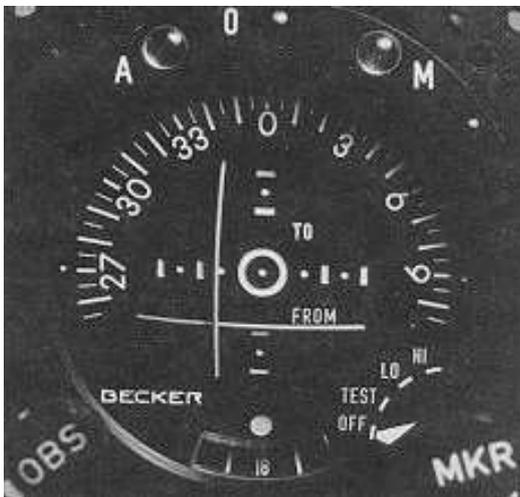
D4..1 Composition du système ILS (« Instruments Landing System »)

L'ILS est un système d'aide à l'atterrissage aux instruments. Il informe le pilote de la position de l'avion par rapport à une consigne de trajectoire de descente aboutissant à une piste d'aéroport.

Les informations délivrées au pilote sont une information d'écart latéral par rapport à l'axe de la piste (**Localizer-cap-alignement**) et une information d'écart vertical par rapport au plan de descente idéal (**Glide Path-pente**) qui est généralement de l'ordre de 3° , soit une pente de 5,2%.

Une information discontinue de distance par rapport au seuil de piste est donnée par les markers et permet également un contrôle de la trajectoire.

Une information continue de distance peut être obtenue si l'ILS est couplé à un DME.



L'afficheur de l'ILS :

Le rond central représente la position de l'avion, l'aiguille verticale représente le localizer et l'aiguille horizontale représente le glide. Dans le cas représenté ici, l'avion est à droite de l'axe et au-dessus du plan de descente.

Le **localizer** de l'ILS fonctionne dans la gamme très hautes fréquences **VHF de 107,95 à 111,95 MHz** par 1/10 de MHz impairs. Le **Glide Path** fonctionne lui dans la gamme ultra hautes fréquences **UHF de 329 MHz à 336 MHz**. Mais, les fréquences associées au *glide* sont appariées aux fréquences du *localizer*. Lors de l'utilisation, on affiche donc uniquement la fréquence du *localizer*, obtenant ainsi la réception du *glide* directement (page). Six fois par minute, une modulation à 1020 Hz en code morse est émise sur la fréquence VHF du localizer permettant la transmission de l'indicatif de l'ILS (codé en morse sur 3 lettres) et son identification par le pilote.

On distingue plusieurs catégories d'ILS selon la **hauteur de décision (HD)** permise (hauteur à laquelle le pilote remet les gaz s'il ne voit pas la piste) ainsi que la **portée visuelle de piste (RVR)** minimale autorisée :

- * catégorie I (CAT I) : HD minimale de 200 ft (60,96 mètres) et **RVR** minimale de 550 mètres.
- * catégorie II (CAT II) : HD minimale de 100 ft et RVR minimale de 300 mètres.
- * catégorie III/A (CAT III/A) : HD inférieure à 100 ft et RVR minimale de 200 mètres.
- * catégorie III/B (CAT III/B) : HD inférieure à 50 ft et RVR minimale de 75 mètres.

Rappel : 1 ft = 1 feet = 1 pieds = 30,48 cm = 0,3048 mètres.

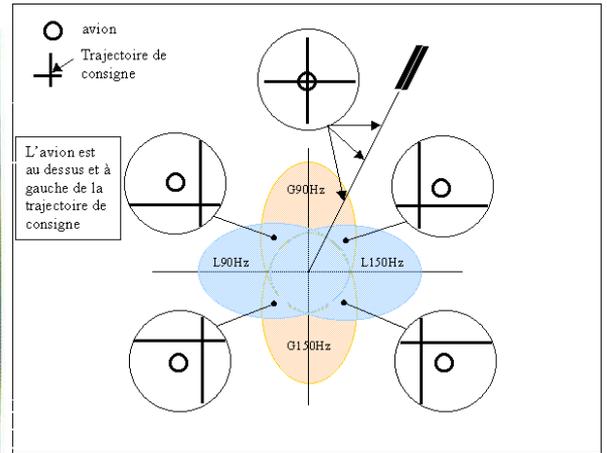
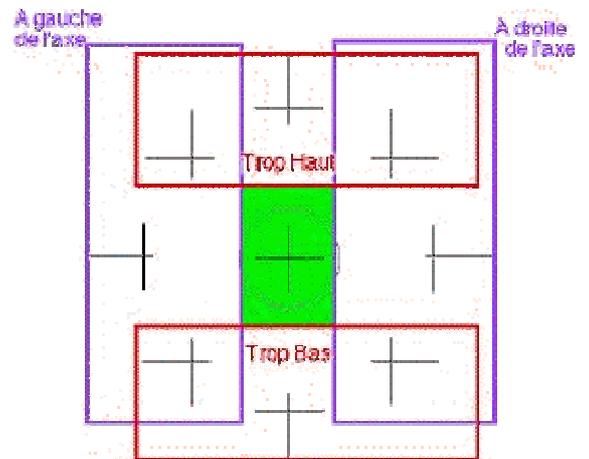
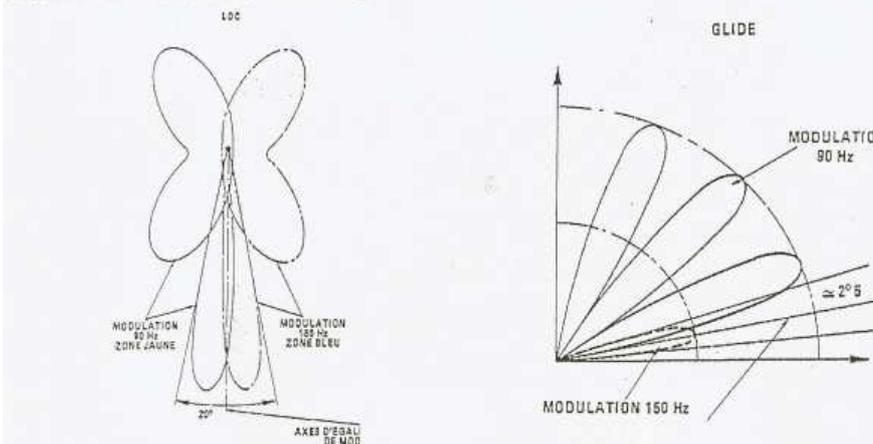


Figure 5 : affichage dans le cockpit de la position de l'avion

D4..2 Lobe antenne ILS

Emetteurs Loc et Glide



D4..3 Diagramme de rayonnement

Emetteurs « **alignement, identifiant piste et pente** » : chaque piste possède deux émetteurs placés respectivement à chaque extrémité de la piste (cf. fig. 1 et 2) ; ils transmettent à l'aéronef, par voie hertzienne, des informations lui permettant d'identifier la piste et les consignes à suivre lui garantissant un atterrissage sans « casse », notamment lorsque la visibilité est réduite.

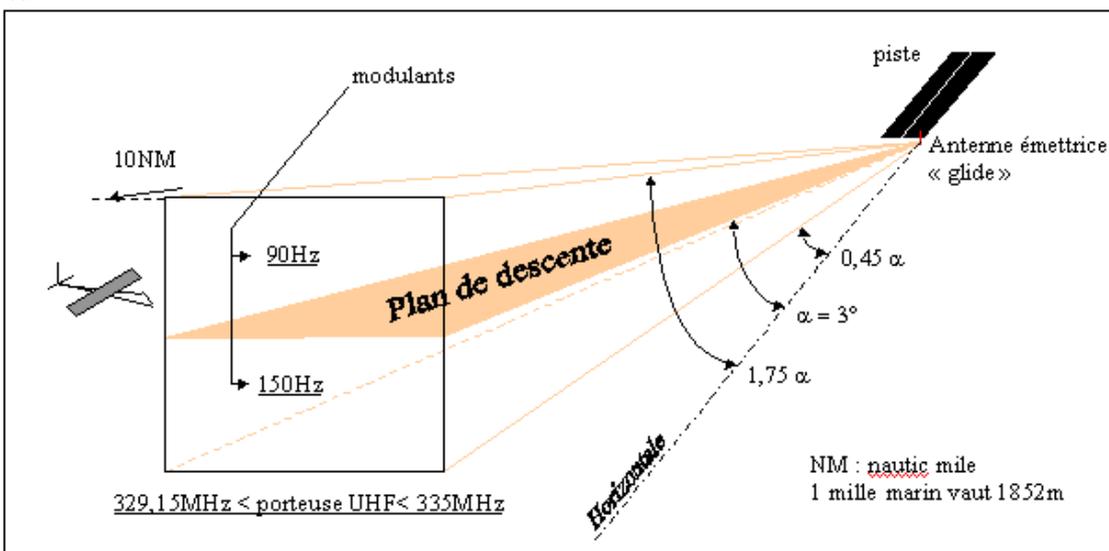


Figure 1 : guidage vertical / plan de descente (« glide slope : pente de glissement »)

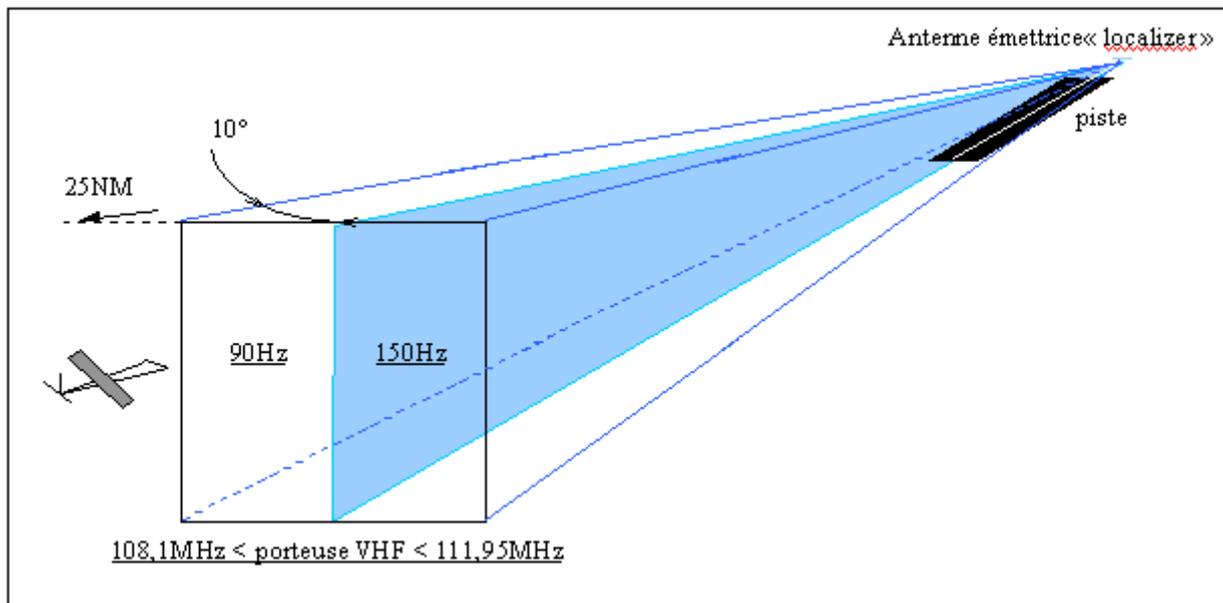


Figure 2 : guidage horizontal / axe de la piste (« localizer : alignement »)

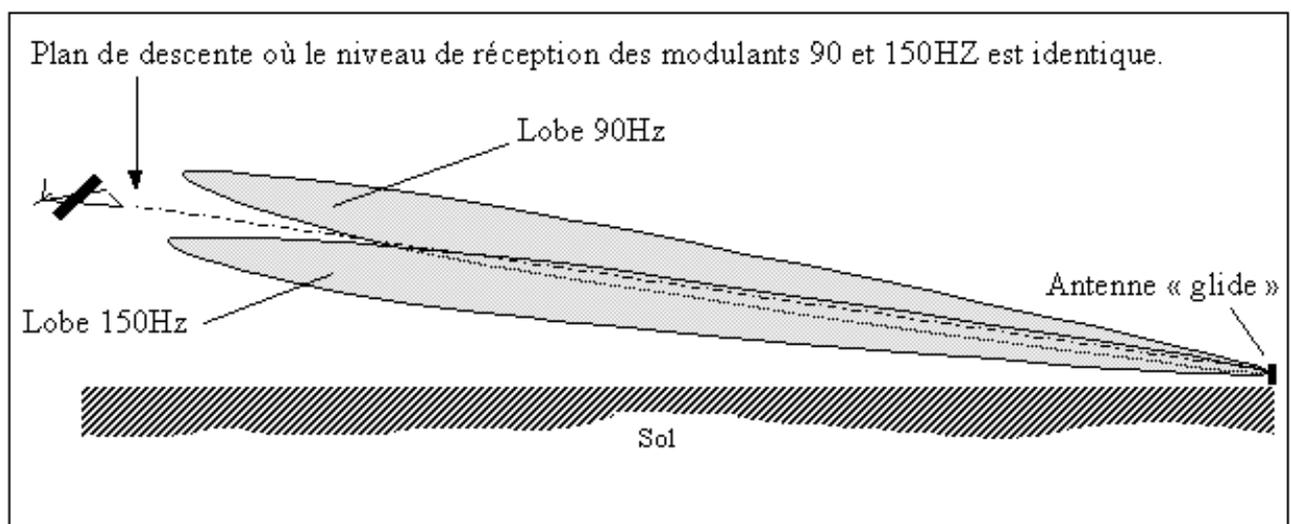
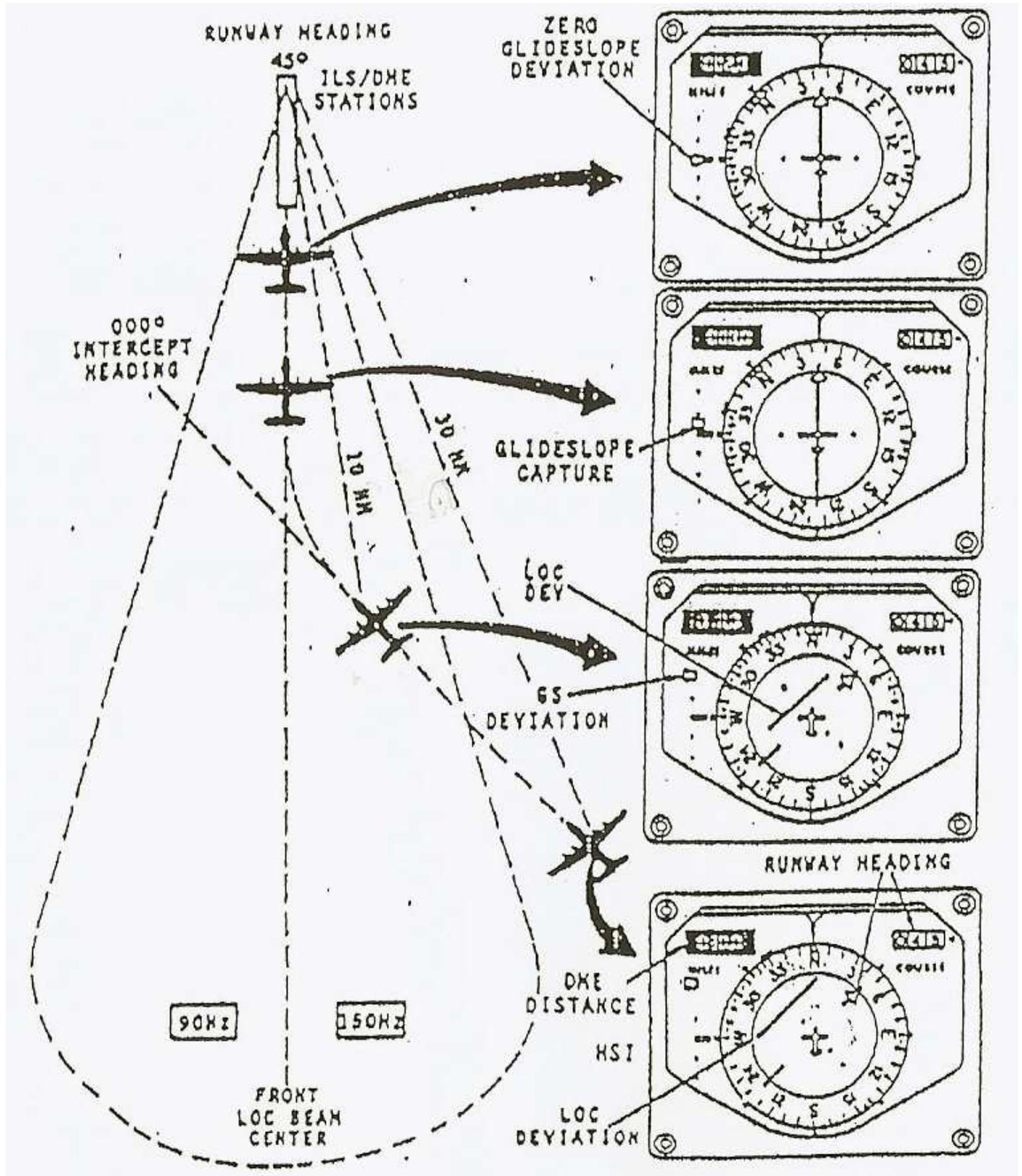


Figure 4 : directivité de l'antenne « glide »

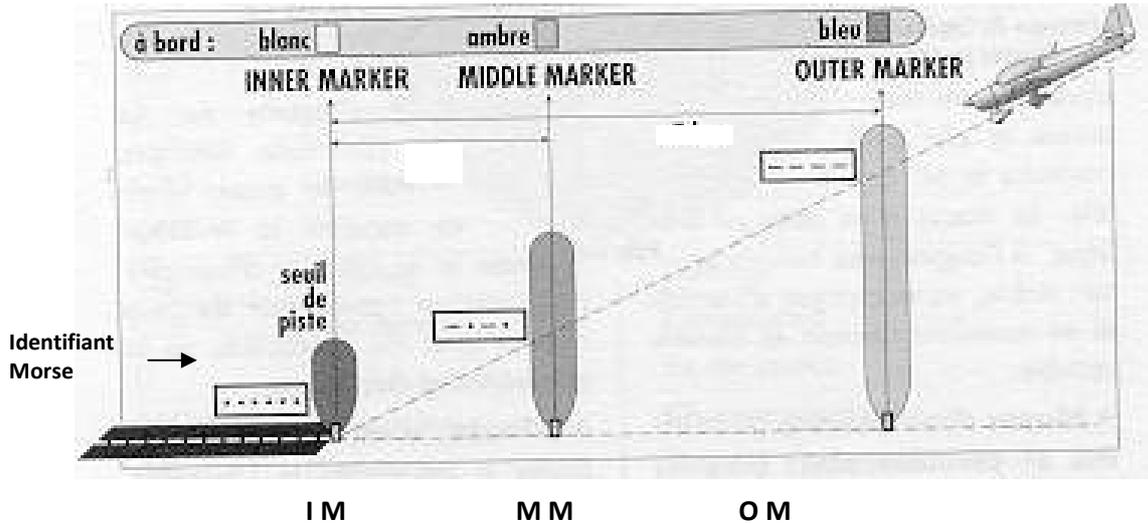
D4..4L'identifiant balise ILS

L'identifiant de la piste et le cap (« localizer ») sont transmis par une porteuse modulée en amplitude située dans la bande VHF (108,1 MHz – 111,95 MHz) ; cette bande comporte 40 canaux ; de plus, un canal 0 « Self TEST » est réservé à 107,95 MHz (cf. tableau page) ; à chaque canal « alignement » est apparié un canal « pente ». L'identifiant, codé en MORSE sur 3 lettres, (cf. tableau page) permet à l'aéronef de reconnaître la piste sur laquelle il doit atterrir. Au modulant « alignement » sont associées deux fréquences, 90 Hz (« trop à gauche ») et 150 Hz (« trop à droite »)

D4..5 Affichage ILS



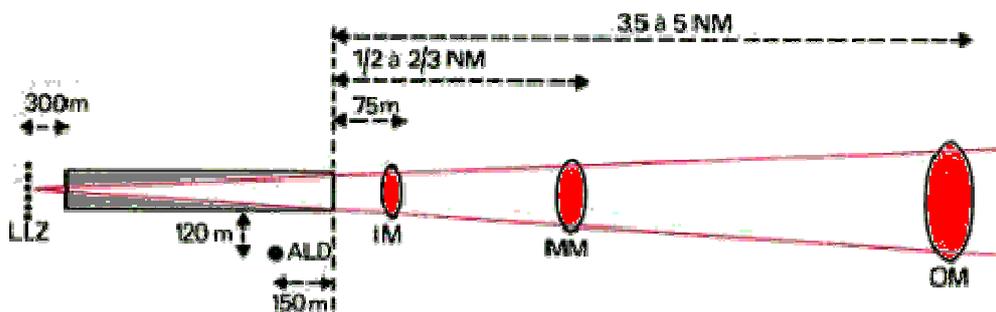
D4..6 Markers (« beacons » - balises)



Les markers sont des radio-bornes à rayonnement vertical. Ils constituent une aide à la navigation à courte et moyenne distance. Les markers sont généralement placés sur l'axe d'approche finale. Toutefois, certains servent comme points de report en route (*fan markers*). Un ILS est presque toujours associé à des markers. Sur un axe de percée ILS, on distingue l'*Outer Marker* (balise extérieure **OM**), le *Middle Marker* (balise médiane **MM**) et l'*Inner Marker* (balise intérieure **IM**). Ces balises fournissent une information discontinue de distance par rapport au seuil de piste et jalonnent l'axe d'approche (*parfois, seulement une ou deux balises sont implantées sur la trajectoire d'approche*).

L'appareillage de bord est constitué d'un boîtier unique. Au passage à la verticale de la balise, la lampe du marker concerné clignote et un signal sonore émis en morse retentit. L'intensité lumineuse et sonore est maximale à la verticale de la balise. Les markers fonctionnent dans la gamme des très hautes fréquences VHF 75 MHz et ne diffèrent entre eux que par leur modulation. La puissance rayonnée est de 3 à 5 W. En approche finale, le pilote vérifie qu'étant bien aligné sur son plan (ILS), il passe les markers à la bonne hauteur, conformément à la fiche de percée («*approach final chart*» page). Cela permet d'éviter d'intercepter des « faux glides ».

- Balise « markers » : ces émetteurs placés au sol, indiquent à l'aéronef qu'il vient de franchir des distances de seuil de décision, ce qui, associées aux informations de cap et de pente permettront au pilote de poursuivre ou non la procédure d'atterrissage.



(cf. figure 3 ci-dessous)

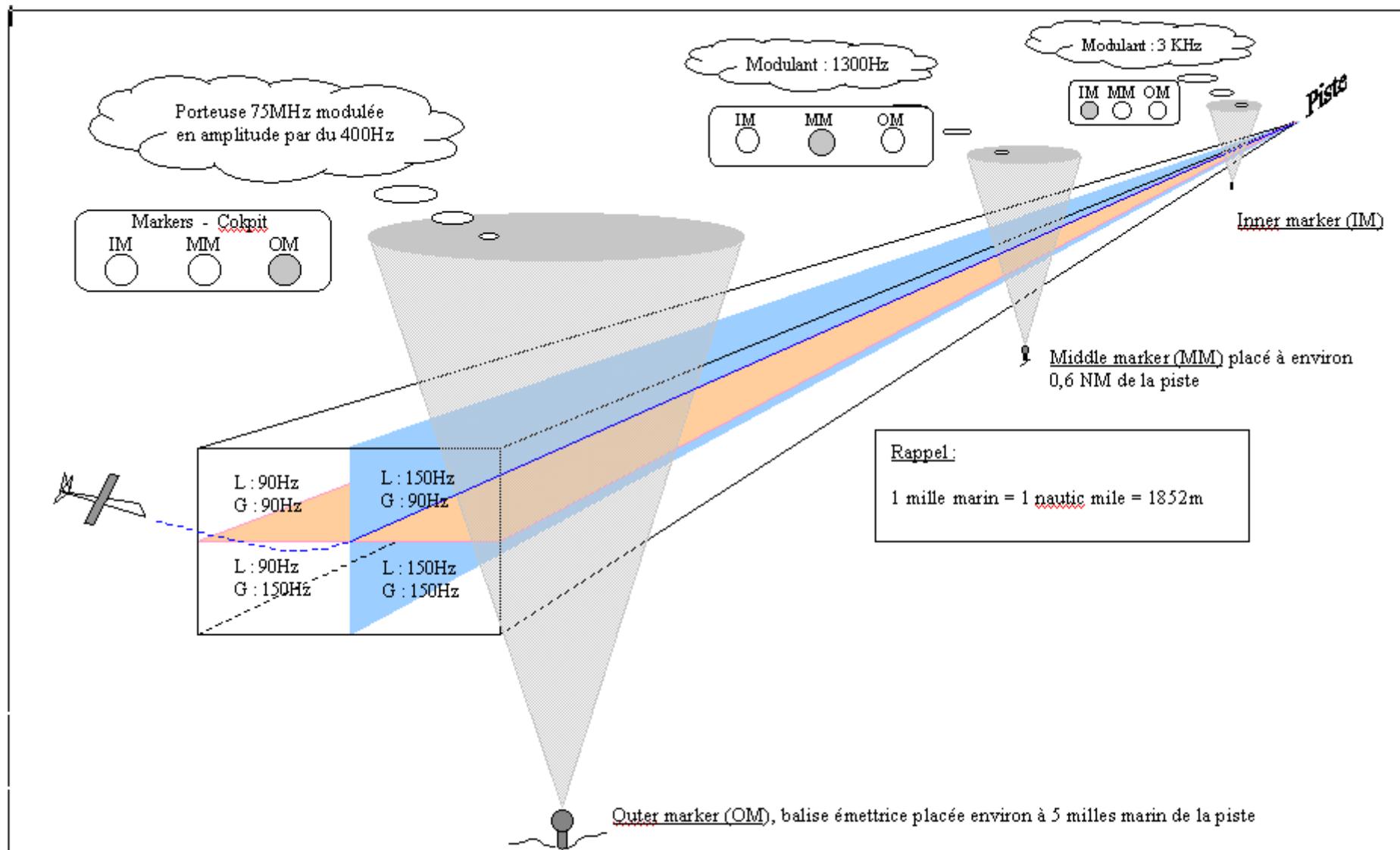
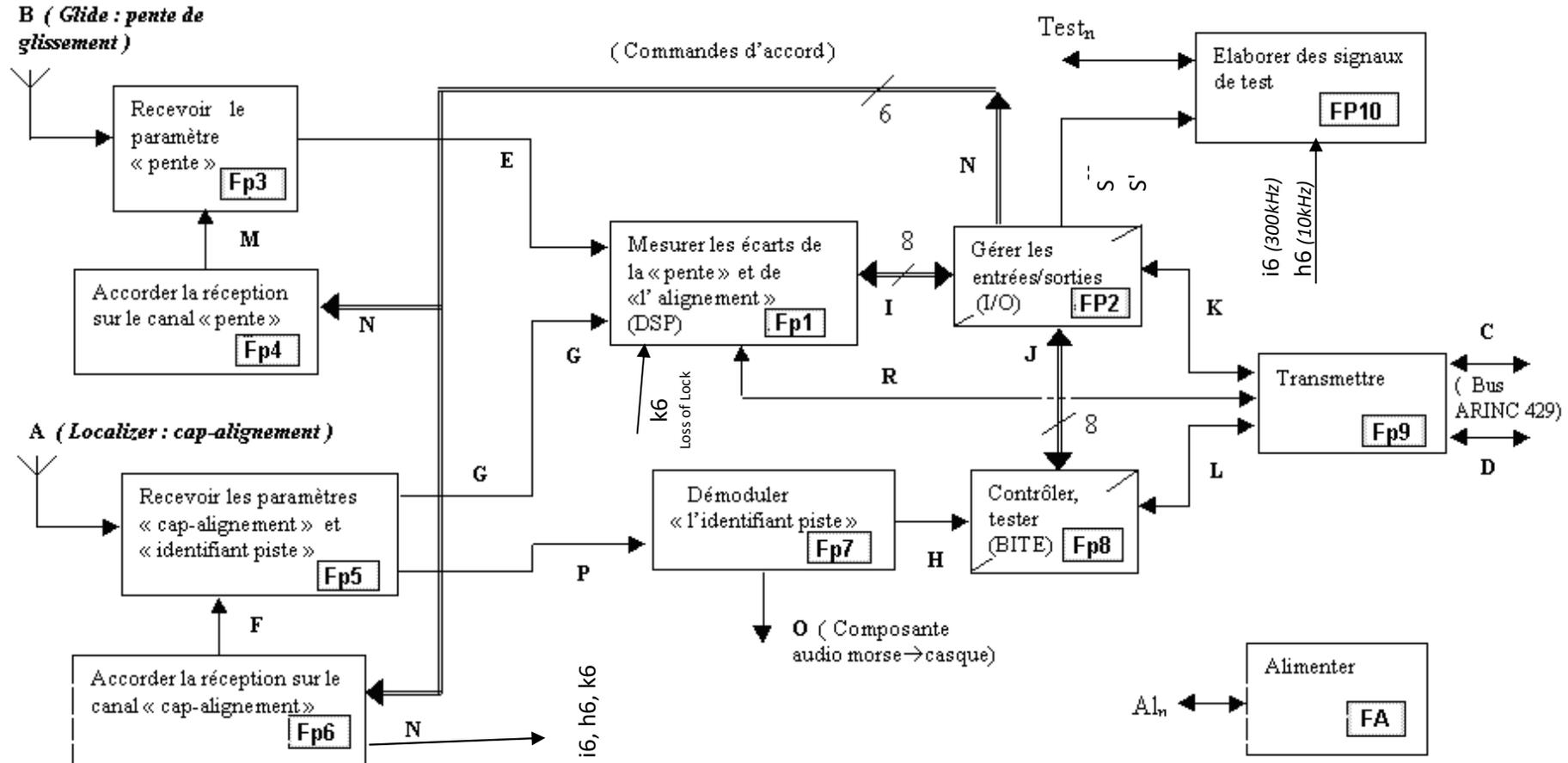


Figure 3 : balises de positionnement (markers)

D4..7 Schéma fonctionnel de degré 1 du récepteur ILS

Schéma fonctionnel du 1^{er} degré du récepteur ILS



D.5 Radiocompas ADF : Automatic Direction Finder

Une antenne sur l'avion capte un [signal radio](#) (dans la bande de [fréquence LF-MF](#) de 190 kHz à 1750 kHz) émis par un émetteur au sol appelé NDB (Non Directional Beacon). L'information délivrée au pilote est présentée par une aiguille qui indique la direction de cette station.



Il est utilisé pour :

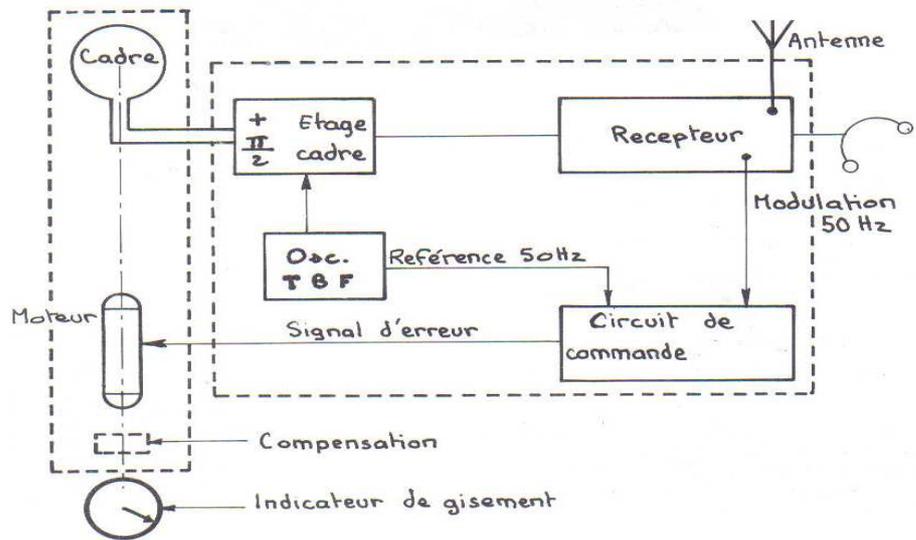
- L'aide à la navigation courte et moyenne distance.
- L'information fournie est un gisement que l'on transforme en **QDM**
- L'information est disponible sur le **RMI** en face d'une aiguille.

D5..1 Equipement de bord ADF

Il est constitué de :

- Une antenne.
- Un cadre
- Un ensemble récepteur
- Une boîte de commande
- Un indicateur (RMI)

Le schéma synoptique est de la forme :



Le dispositif de compensation élimine l'erreur quadratique.

D.6 RMI (Radio Magnetic Indicator)

Il combine sur un même instrument les fonctions ADF et VOR et donne le cap à suivre pour se diriger (ou s'éloigner, selon la sélection) vers ces stations.

Sur l'A300-600, le DME est affiché aussi.



A300-600

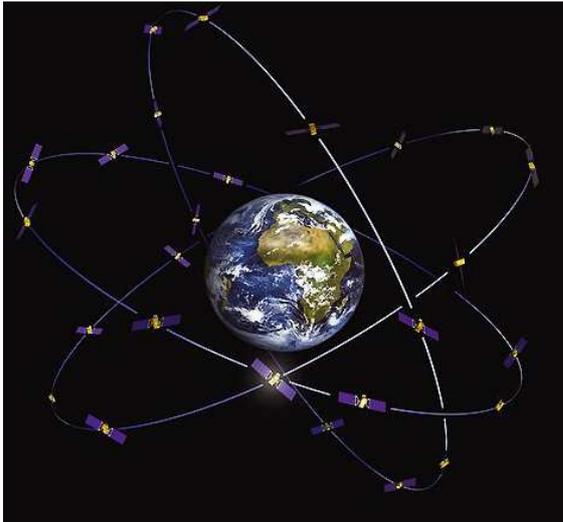
D.7 GPS (Global Positioning System)

Appareil disposant d'une antenne qui capte un signal radio UHF émis par une constellation de [satellites](#). L'information délivrée au pilote est sa position sur le globe terrestre ([latitude](#), [longitude](#) et, avec une mauvaise précision, [altitude](#)), sa route vraie ainsi que sa vitesse par rapport au sol.

Ce système permet de fournir au pilote la position, la vitesse sol et l'altitude de l'aéronef. L'installation GPS aéroportée comprend une antenne et un récepteur. Celui-ci reçoit les signaux transmis par une constellation de vingt-quatre satellites (un signal L1 de 1575,42 MHz avec codes d'acquisition et de précision, un signal L2 de 1227,6 MHz avec code de précision), les traite et par triangulation détermine la position de l'aéronef dans l'espace (donc sa position géographique et son altitude). Ayant mémorisé les positions précédentes et disposant d'une horloge interne, il calcule et fournit la vitesse. Pour éviter toutes erreurs provenant des satellites, les signaux transmis sont surveillés et peuvent être corrigés par des stations terrestres.

D.8 **EGNOS** – **GALILEO** (*European Geostationary Navigation Overlay Service*)

La Commission européenne a présenté le 18 janvier 2011 son examen à mi-parcours des programmes de navigation par satellite Galileo et EGNOS.



Grâce aux récentes avancées dans le développement de Galileo, et notamment à la signature de quatre grands contrats et aux essais menés sur les quatre premiers satellites opérationnels, **le système de navigation par satellite assurera ses services initiaux à partir de 2014.**

Il devrait permettre de conquérir une part plus importante du marché de la technologie spatiale et de **rendre l'Europe indépendante dans un secteur important pour son économie et le bien-être de ses citoyens.**

Des progrès considérables ont également été accomplis en ce qui concerne le programme EGNOS, qui accroît la précision des signaux émanant des systèmes de navigation par satellite.

La promotion de la technologie de navigation par satellite s'inscrit dans le cadre de la stratégie Europe 2020 et contribue à un développement économique durable.

EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) is Europe's regional augmentation system for GPS signals. It is the precursor to Galileo.

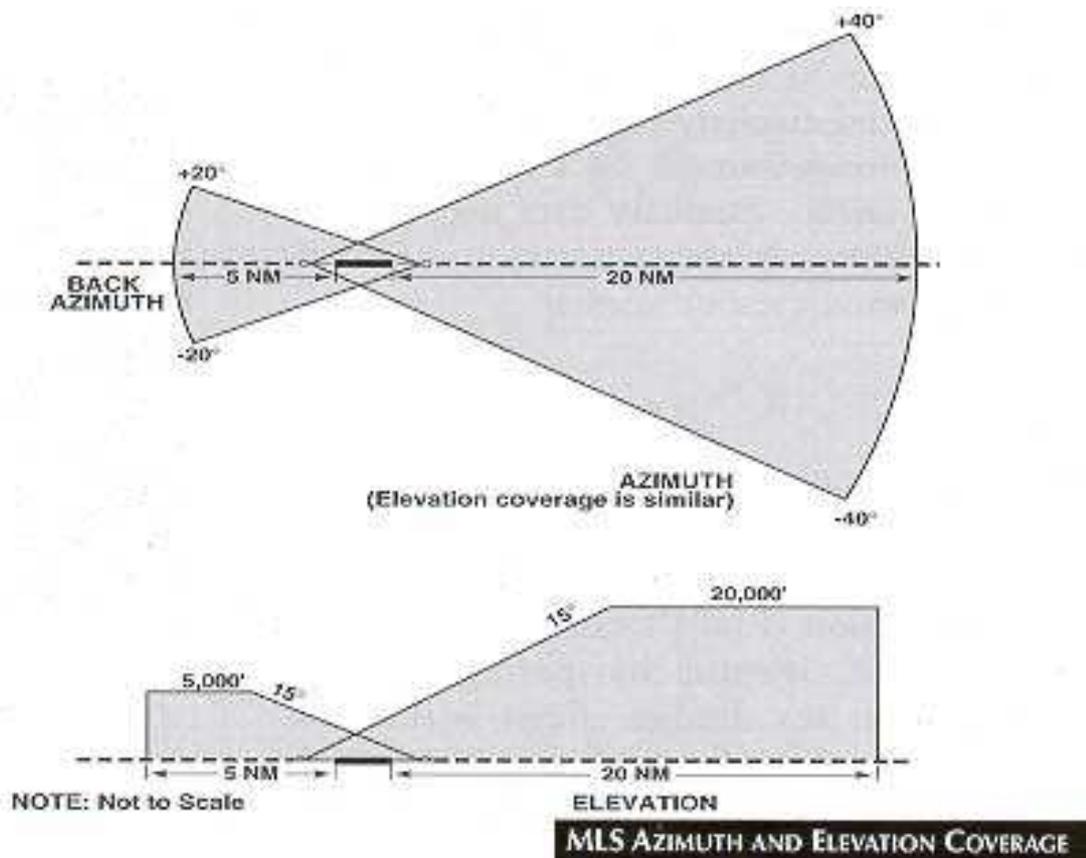
Le système EGNOS offre à tous les utilisateurs de navigation par satellite en Europe un service de navigation et de positionnement à hautes performances. Il se compose de trois transpondeurs en orbite géostationnaire et d'un réseau terrestre comprenant environ 40 stations de positionnement et quatre centres de contrôle, le tout interconnecté. Il sert à améliorer les signaux GPS civils actuels afin d'accroître leur fiabilité et leur précision. Il sera principalement employé pour des applications mettant en jeu la vie humaine, notamment dans les secteurs aérien et maritime.

Le système EGNOS a été développé dans le cadre du programme de recherche de l'Agence spatiale européenne (ASE) conformément à un accord trilatéral entre la Commission européenne, l'Agence spatiale européenne et Eurocontrol. Plus de 600 millions d'euros ont été investis ces douze dernières années pour le développement de ce système, auquel ont participé un grand nombre d'entreprises européennes.

D.9 MLS (« Microwave landing system »)

Le **MLS** est un système d'aide à l'approche et à l'atterrissage destiné à remplacer l'**ILS** comme standard **OACI** au-delà de 1995.

C'est un système d'aide à l'atterrissage censé prochainement remplacer l'**ILS** et fournissant des informations d'azimut, d'élévation et de distance. Comme l'**ILS**, il permet au pilote de maintenir son aéronef dans la trajectoire idéale de descente. Le principe utilisé repose sur le balayage de 2 faisceaux en site et en azimut. Ce balayage s'effectue à l'intérieur de 2 secteurs déterminés. Le récepteur de bord reçoit 2 impulsions par balayage aller-retour. L'intervalle de temps mesuré entre ces deux impulsions est proportionnel à l'azimut ou au site de l'avion. Le MLS assure aussi un guidage en *Back Beam* (axe inverse, approche interrompue ou décollage). Le battement des 2 faisceaux s'effectue à vitesse angulaire constante. Le MLS permet d'effectuer des approches courbes et segmentées.



Les gammes de fréquences UHF/SHF attribuées au MLS sont :

- Bande L - 1 GHz (UHF).
- Bande C - 5 GHz (SHF) bande utilisée actuellement, chacun des 200 canaux sont espacés de 300 kHz.
- Bande KU - 15 GHz (SHF).

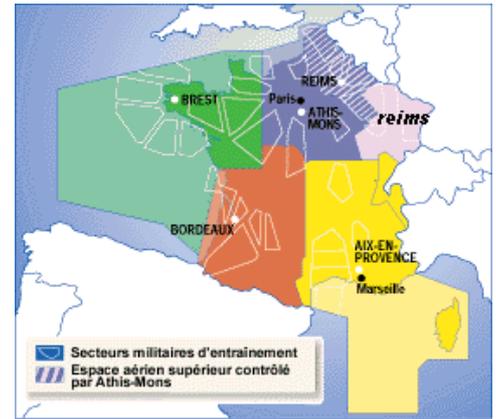
Il fournira des informations d'écart par rapport à une trajectoire (Azimuth et Site) ainsi qu'une information permanente de distance.

D.10 Radar, transpondeur :

Couverture des RADARS

Radar :

- **Radio Detection And Ranging**, détection radioélectrique et évaluation de la distance, le Radar fonctionne en UHF à très forte puissance, il envoie des impulsions directives avec un faisceau très fin et mesure de le temps de retour de l'écho pour le convertir en distance.
- La position de l'avion en site et azimut est visualisée sur un écran dans la salle radar.
- Lorsque le pilote émet un message en phonie, le spot correspondant à l'avion est repéré parmi les autres.



Radar panoramique :

- ASR (Air Surveillance Radar)
- Ce type de radar est du type primaire, c'est à dire basé sur la réflexion d'un signal sur une cible
- L'avion doit être de dimension suffisante pour donner un écho exploitable.



Radar Secondaire, Transpondeur:

- SSR (Secondary Surveillance Radar)
- Le radar secondaire ne détecte pas le retour d'un écho mais reçoit une réponse radioélectrique de l'avion, qui doit de ce fait être équipé d'un répondeur de bord appelé Transpondeur.
- L'installation au sol est couplée à un radar panoramique
- Lorsque le transpondeur reçoit une impulsion, il envoie une réponse codée donnant un symbole caractéristique sur l'écran de l'opérateur
- Les confusions d'écho sont par ce fait éliminées.
- Le **code transpondeur** est donné par l'opérateur puis sélectionné à bord de l'avion par le pilote.



Contrôle aérien : Centre de Navigation Régionale Aérienne

Le radar secondaire ou SSR (**Secondary Surveillance Radar**) est une aide au contrôle de la circulation aérienne. Basé sur le principe de la propagation d'ondes radioélectriques par impulsions, il complète le radar primaire en fournissant des informations sur l'attitude de l'appareil observé. En plus de la distance et l'azimut, il permet d'obtenir l'identification et l'altitude de l'aéronef. Cette technique requiert cependant un équipement embarqué appelé transpondeur qui aura pour but de répondre sur une fréquence de **1090 MHz** aux interrogations émises par l'émetteur radar sur la fréquence de **1030 MHz**. Ce procédé d'interrogation réponse permet en outre de supprimer les échos fixes.

Il existe 3 types de transpondeur :

- Mode A (*alpha*) le transpondeur envoie juste son code à 4 chiffres: Identification de l'avion.
- Mode C (*charlie*) le transpondeur envoie aussi des informations d'altitude : Identification de l'avion et report d'altitude grâce à un altimètre embarqué avec une précision de ± 50 ft.
- Mode S (*sierra*) il s'agit d'un vrai échange de données informatiques: Compatible avec les modes A et C et répondant aux futures nécessités d'automatisation et d'amélioration des radars de contrôle de la circulation aérienne.

En France, le code 7000 peut être utilisé à l'initiative du pilote dans le cas du vol à vue (VFR).

Certains codes sont réservés, code d'urgence (en octal), finissent par 00 :
 7700 EMRG, Emergency, pour les situations de détresse (panne moteur par exemple)
 7600 Radio Failure (pour les pannes de radio VHF)
 7500 HJCK **hijacking** , pour les actes illicites (détournements)

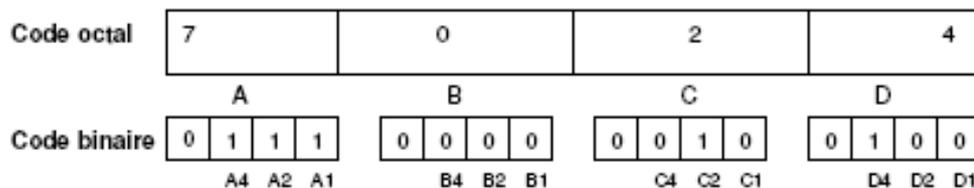
En [télécommunications](#), le terme de **transpondeur** peut avoir les significations suivantes :

- Un appareil automatique qui reçoit, amplifie et retransmet des [signaux](#) sur des [fréquences](#) différentes,
- Un appareil automatique qui transmet un message prédéterminé en réponse à un signal reçu prédéterminé.

En [aéronautique](#), un **transpondeur** est un équipement qui permet des échanges entre un [aéronef](#) et une station au sol ou un autre [aéronef](#). C'est ce qui permet la plupart du temps aux contrôleurs aériens - voire aux autres aéronefs - de connaître la position d'un appareil. En effet, sauf pour les applications militaires, le [radar](#) en tant que tel n'est plus utilisé par les civils à cause des faux échos. On utilise un [radar secondaire](#) n'affichant que la position des appareils possédant un transpondeur à bord.

Quand l'équipement doit être utilisé (ce qui n'est pas toujours obligatoire), le contrôle aérien attribue lors du premier contact radio à chaque [aéronef](#) un code sur 4 chiffres allant de 0 à 7 qui permet notamment de l'identifier sur un écran [radar](#).

Prenons l'exemple d'un contrôleur aérien qui demande au pilote d'afficher le code 7024.
 On va étudier le code binaire de ce code octal afin d'en déduire le diagramme correspondant au message transmis.



Ainsi, 7024 correspondra à : A1=1 B1=0 C1=0 D1=0
 A2=1 B2=0 C2=1 D2=0
 A4=1 B4=0 C4=0 D4=1

Le transpondeur va répondre, après un retard de $3\mu\text{s}$, avec une impulsion modulée en amplitude par une fréquence porteuse de 1090 MHz. Cette réponse est constituée de deux impulsions d'encadrement F1 et F2 distantes de $20.3\mu\text{s}$.

La première impulsion d'encadrement détermine la référence pour le temps de réponse du transpondeur. Après cette impulsion, plusieurs impulsions de $0.45\mu\text{s}$ de largeur et séparées entre elles de $1.45\mu\text{s}$ vont être transmises . Il y a ainsi la possibilité d'introduire 12 impulsions plus une impulsion X introduite à l'origine afin de transmettre une information supplémentaire sur l'état de l'appareil.

D.11 Principe : Radar à impulsion et Radar Doppler

PRINCIPE

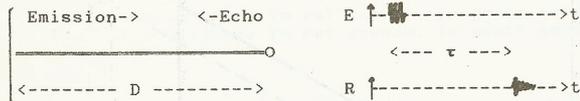
Un radioaltimètre appartient à la classe des RADARS.

On distingue :

Les radars à impulsion:

Une source VHF émet un signal pendant une durée brève (impulsion).

La mesure du temps τ séparant cette émission (E) de la réception (R) de l'écho, permet de calculer la distance D de l'objet.



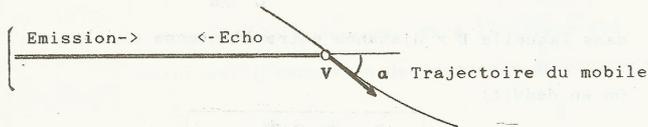
$$D = C \cdot \tau / 2$$

C = Vitesse de la lumière

Ces radars ne permettent pas de mesurer des distances faibles. En pratique il faut $D > 5 \text{ m}$.

Les radars à effet Doppler

Ces radars sont des cinémomètres: ils sont sensibles à la vitesse V du mobile.



La fréquence reçue F_r est différente de la fréquence émise F_e

$$F_r = F_e \left(1 - \frac{2 \cdot V \cdot \cos \alpha}{C} \right)$$

On en déduit:

$$V = \frac{F_e - F_r}{F_e} \cdot \frac{C}{2 \cdot \cos \alpha}$$

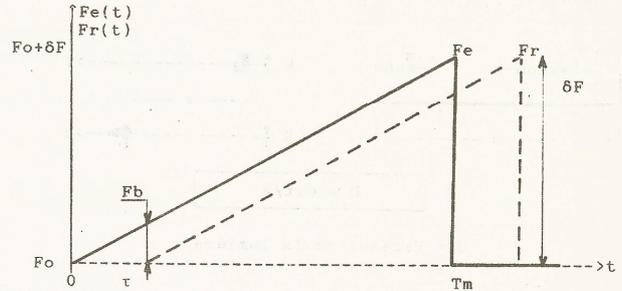
La mesure de $F_b = F_e - F_r$ permet de calculer V.

Les radars à modulation de fréquence

La fréquence F_e du signal émis est modulée suivant une loi en "dent de scie" entre les deux valeurs extrêmes F_0 et $F_0 + \delta F$.

L'écho de ce signal parvient avec un retard τ à l'antenne de réception. En mélangeant le signal reçu avec une partie du signal émis on fait apparaître une fréquence de battement:

$$F_b = F_e - F_r$$



τ = durée de "l'aller-retour"
 δF = Variation max de fréquence
 F_e = fréquence émise
 F_r = fréquence reçue

On remarque que:

$$\frac{\delta F}{F_b} = \frac{T_m}{\tau}$$

On obtient la relation: $T_m = \frac{2 \cdot D \cdot \delta F}{C \cdot F_b}$

dans laquelle D = distance entre l'antenne et l'objet.

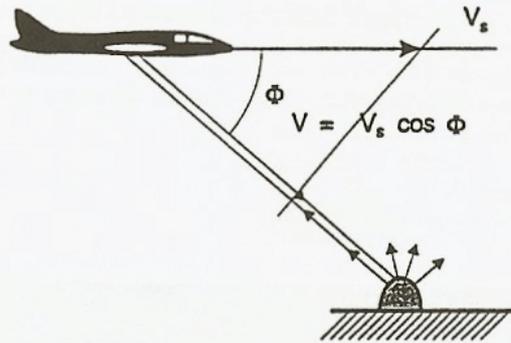
On en déduit:

$$D = \frac{T_m \cdot C \cdot F_b}{2 \cdot \delta F}$$

Les radioaltimètres utilisent ce principe. De plus si l'on peut maintenir δF et F_b constantes, la mesure de T_m permet de calculer l'altitude z:

$$z = K \cdot T_m$$

Principe du radar DOPPLER*

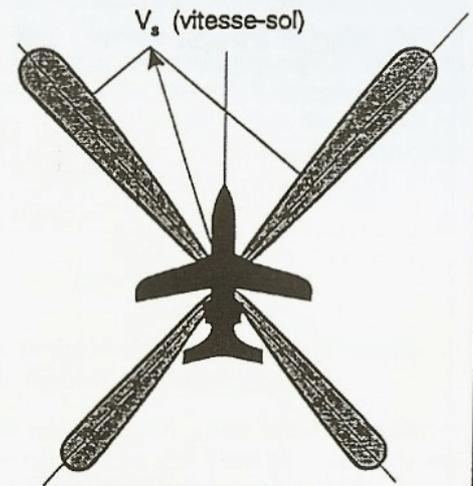
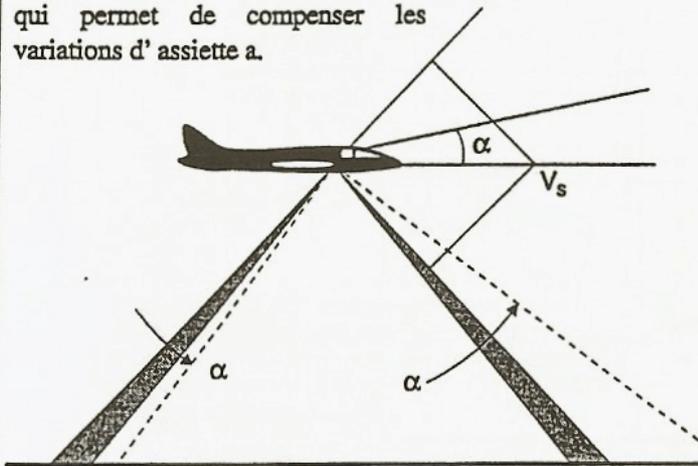


$$\frac{\delta f}{f} = \frac{2V_s \cdot \cos \Phi}{C}$$

δf = Décalage de fréquence entre l'émission et la réception, proportionnelle à la projection V du vecteur-vitesse sol V_s sur la direction du faisceau émis vers le sol.

Dispositif JANUS

Le dispositif fournit les projections du vecteur \vec{V}_s sur les 4 faisceaux, ce qui permet de compenser les variations d'assiette α .



Vue en plan

$$\text{tangage } \alpha \rightarrow \frac{\Delta f \text{ avant } \nearrow}{\Delta f \text{ arrière } \searrow} \rightarrow \Delta f \text{ moyen sans erreur}$$

D.12 Radio-altimètre

Il utilise un radar placé sous le fuselage.

Utilisé pour les approches finales, il indique de façon très précise (à 50 cm près) la hauteur de l'avion par rapport au sol.

D12..1 Mode fonctionnement

Le radioaltimètre à pente asservie

Il réalise le principe énoncé précédemment,

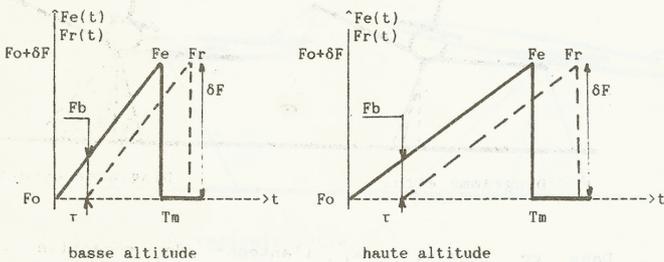
Or on sait que

$$T_m = \frac{2 \cdot z \cdot \delta F}{C \cdot F_b}$$

et que δF et F_b sont constantes.

La pente de la dent de scie $\delta F/T_m$ dépend donc de l'altitude:

- à basse altitude T_m est faible, la pente sera grande,
- à haute altitude T_m est grande, la pente sera faible.



Pour obtenir ce résultat, il faut réaliser deux asservissements:

- le premier maintient la fréquence F_b à la valeur F_{b0} ,
- le second maintient l'excursion de fréquence δF constante.

Le calcul de l'altitude z sera alors réalisé à partir de la mesure de T_m

Le radioaltimètre, support de l'épreuve, est un radioaltimètre à pente asservie.

LES MODES DE FONCTIONNEMENT DU RADIOALTIMETRE

Dans le but de garantir des mesures fiables, ce radioaltimètre utilise 3 modes de fonctionnement:

- le mode "poursuite",
- le mode "recherche",
- le mode "contrôle d'intégrité".

Le mode "poursuite"

C'est le mode de fonctionnement courant du radioaltimètre, lorsque la qualité du signal reçu par l'antenne de réception permet une mesure valide de l'altitude. La durée de la dent de scie est l'image de l'altitude.

Le mode "recherche"

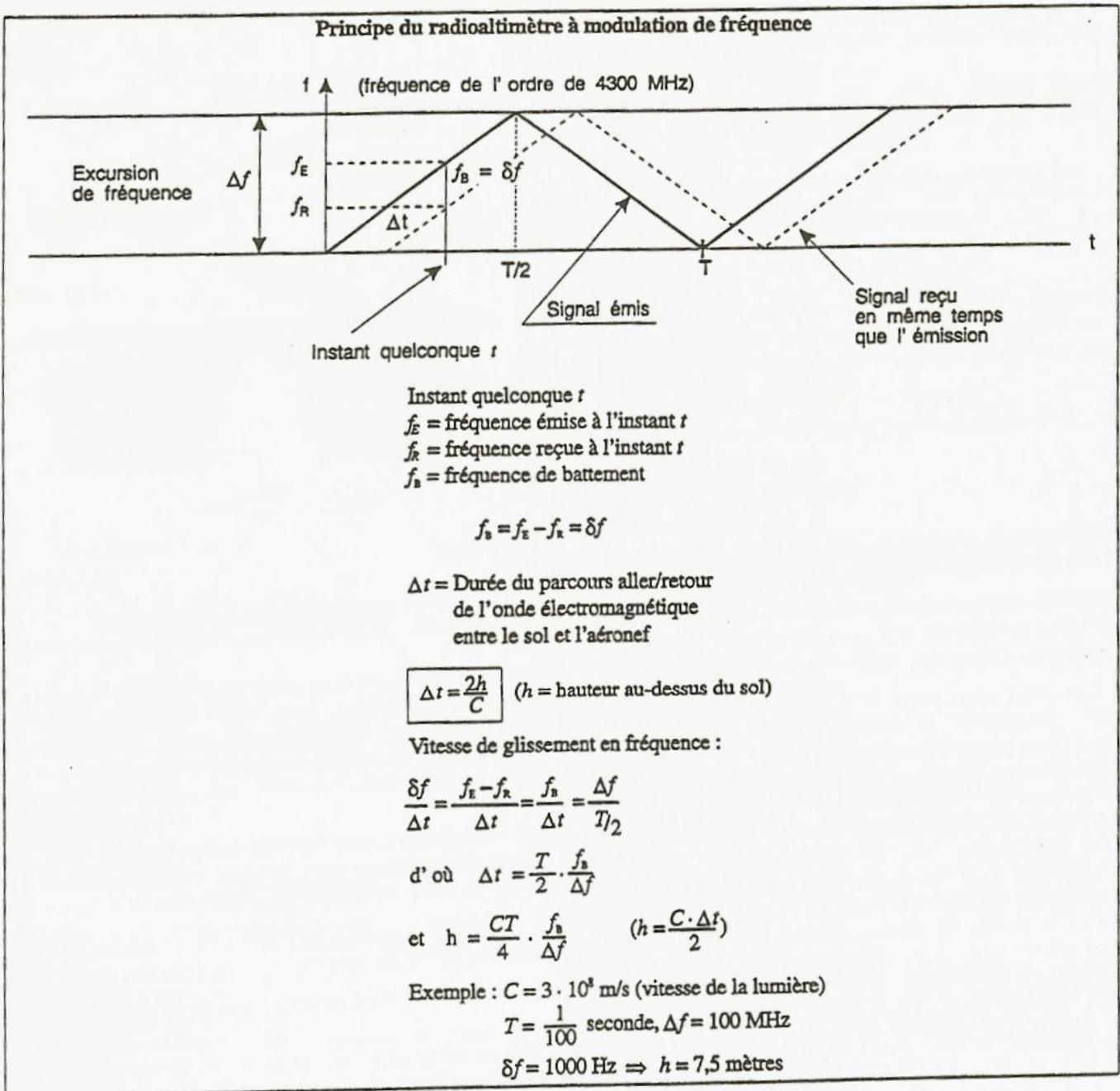
Lorsque, pour une raison quelconque, le signal reçu ne permet pas une mesure valide, le radioaltimètre entre automatiquement dans le mode recherche. Dans ce mode, il explore successivement les diverses altitudes, en partant de l'altitude zéro. Lorsque la mesure devient valide, il retourne dans le mode poursuite. Si il ne parvient pas, au cours de cette exploration, à obtenir une mesure valide, alors, il génère une alarme.

Mode "contrôle d'intégrité"

En vue de garantir l'intégrité de son fonctionnement, le radioaltimètre teste périodiquement les fonctions qui constituent les chaînes de mesure utilisées dans les modes précédents. Pour cela, il injecte des signaux de test, puis contrôle les résultats obtenus. En cas de défaut il génère une alarme.

Remarque concernant les schémas

Afin de simplifier les divers schémas, les fonctions et les structures spécifiques des modes "recherche" et "contrôle d'intégrité" ne sont pas représentées.



$$\delta t = (T/(2 \cdot \Delta f)) \cdot \delta f = (T/2) \cdot (\delta f / \Delta f) \text{ et}$$

$$h = (C \cdot \delta t) / 2 = (C / 4 \Delta f) \cdot (T \cdot \delta f) \quad \text{ou}$$

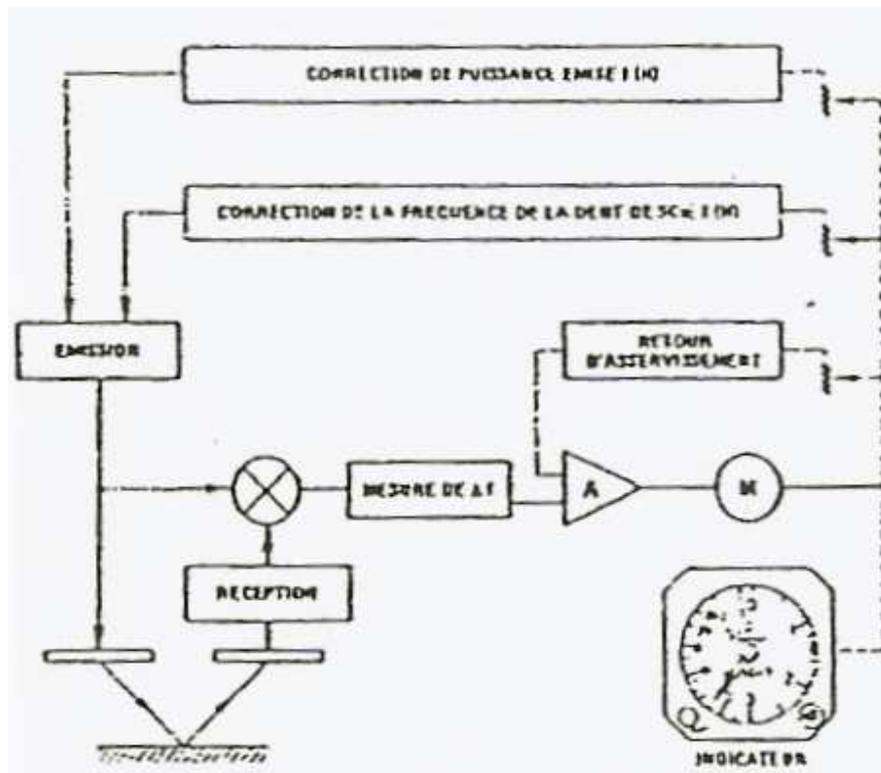
$$h = \frac{CT}{4} \cdot \frac{\delta f}{\Delta f}$$

Exemple d'application :

$\Delta F = 100$ MHz
 $T = 1/100$ de seconde $\Rightarrow h = 7,5$ mètres
 $\delta f = 1000$ Hz

On peut ainsi mesurer avec précision des hauteurs, même très faibles. La plage d'utilisation standard du radioaltimètre à modulation de fréquence va de 0 à 2 500 ft.

D12..2 **Schéma de principe**



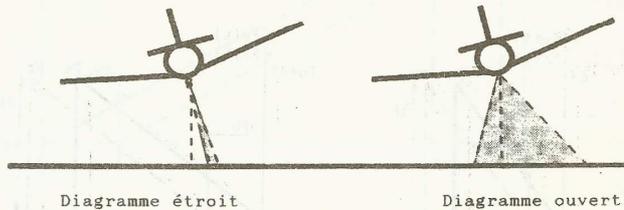
D12..3 Influence du Roulis et du Tangage

Le roulis

L'altitude représente le plus court trajet entre l'appareil et le sol.

Lorsque l'appareil fait un angle avec le sol, si les antennes ont un diagramme de rayonnement étroit, le faisceau n'est plus dirigé verticalement, ce qui introduit une erreur de mesure.

Il faut utiliser des antennes avec un diagramme très ouvert.



Dans ce dernier cas, l'antenne de réception captera différents échos, ce qui se traduit par un élargissement du spectre de fréquences vers les fréquences élevées.

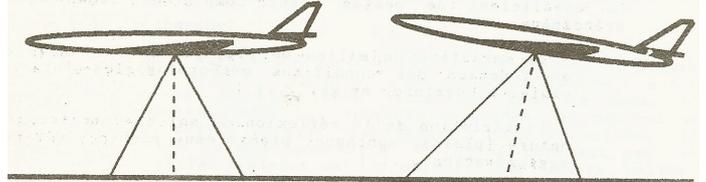
L'électronique devra reconnaître "le signal utile" correspondant à T_{min} .

Le tangage

Les problèmes rencontrés lors du roulis apparaîtront lors du tangage, de même qu'à l'occasion de l'atterrissage et du décollage, du fait des angles que l'appareil doit prendre par rapport au sol.

En outre, compte tenu de la vitesse du déplacement par rapport au sol, l'effet Doppler se manifeste et il en résulte une variation de la fréquence du battement F_b qui peut atteindre 1 KHz

NB: Le relief, entraîne des effets similaires à ceux constatés lors du tangage, car il modifie l'angle avion/sol.



L'installation du radioaltimètre

Selon la géométrie de l'appareil, l'emplacement des antennes, la liaison entre les antennes et le boîtier électronique, il résulte un "Délai d'Installation dans l'Appareil" (Aircraft Installation Delay) qui sera désigné par AID.

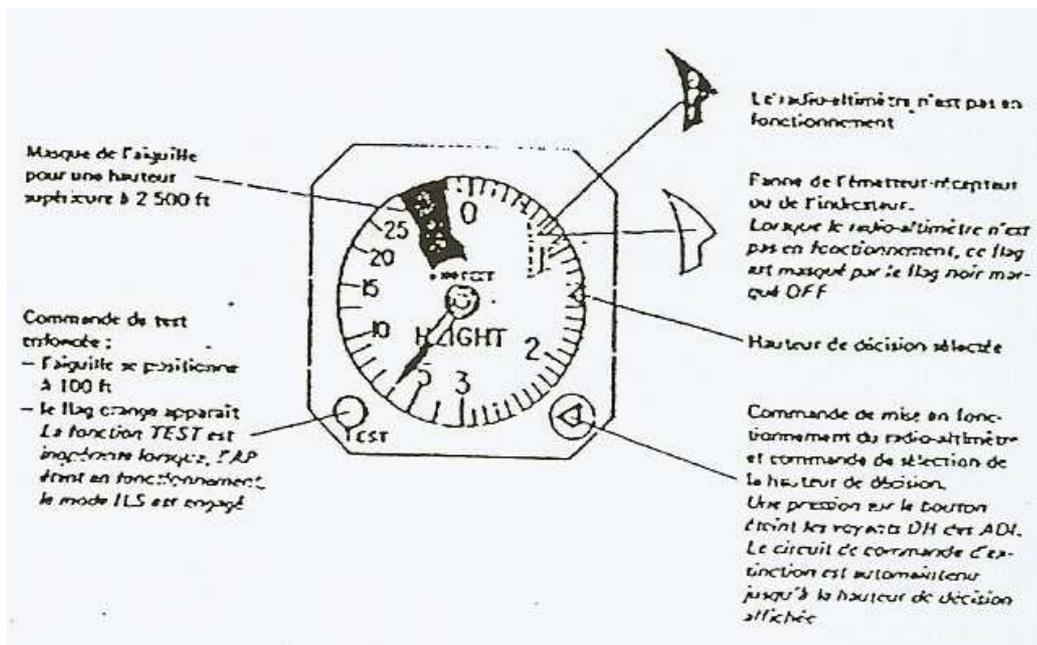
L'altitude h du train d'atterrissage se calcule à partir de l'altitude z par la relation:

$$h = z - AID$$

En pratique ce délai correspond à quelques dizaines de pieds. Son réglage permet d'étalonner l'altitude "0" correspondant au toucher des roues.

NB: L'emplacement et le diagramme des antennes doit être adapté à l'appareil pour que la mesure de l'altitude ne soit pas perturbée lors de la sortie du train d'atterrissage.

D12..4 Indicateur Radio-altimètre



D12..5 Propagation de l'onde

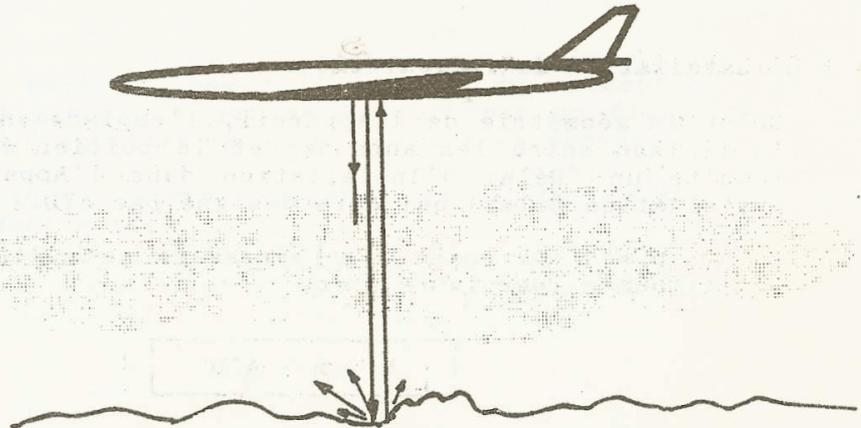
La propagation de l'onde, depuis l'antenne d'émission, jusqu'à l'antenne de réception, après une réflexion partielle par le sol, suit la loi:

$$\frac{Pr}{Pe} = \frac{1}{Kp} \cdot \frac{Ge \cdot Gr \cdot l^2}{16 \cdot \pi^2 \cdot z^2}$$

Pe = Puissance émise
 Pr = Puissance reçue
 kp = coefficient de pertes
 Ge = Gain de l'antenne émettrice
 Gr = Gain de l'antenne réceptrice
 l = Longueur de l'onde émise
 z = altitude

Le coefficient de pertes tient compte de deux facteurs principaux:

- la variation du milieu de propagation du signal émis en fonction des conditions météorologiques (air sec, pluie, brouillard, neige, ...)
- la variation de la réflexion du sol en fonction de sa nature (plaine, montagne, plan d'eau, roche, végétation, agglomération, ...)



En résumé, le rapport des puissances peut s'écrire:

$$Pr/Pe = K/(Kp \cdot z^2)$$

Pour que le traitement soit effectué avec des signaux électriques de niveau sensiblement constant, il faut utiliser un **amplificateur à gain variable en fonction de l'altitude (GVA)**, dont la valeur $G(z)$ sera fixée automatiquement à partir de la mesure de l'altitude.

E Système de figuration électronique

E.1 EFIS - Electronic Flight Instruments System

Systèmes électroniques de visualisation des paramètres de vol.

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 EFIS : Visualiser synthétiquement les informations relatives au vol;

- Indication d'attitude et aérodynamiques
- Écart / axes des faisceaux ILS
- Indication directeur de vol
- Navigation dans le plan horizontal
- Modes et phase de l'AP / Directeur de vol (FD)

Types de visualisation des informations sur EFIS

Deux écrans multi chromes de forme identique pour chacun des pilotes

Écran PFD Primary flight display

Visualisation de 1 - 2 - 3 - 5

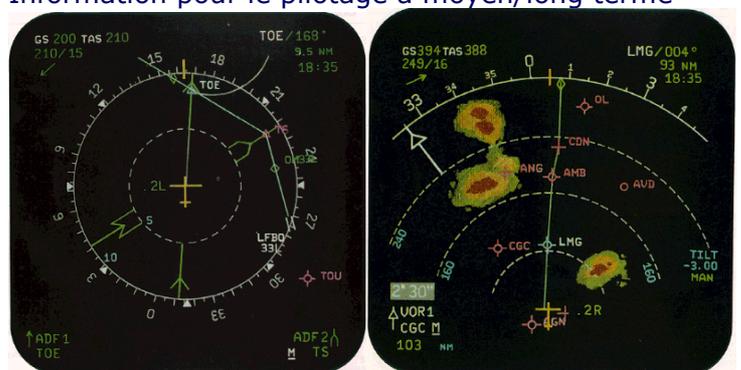
Information pour le pilotage à court terme



Ecran ND Navigation Display

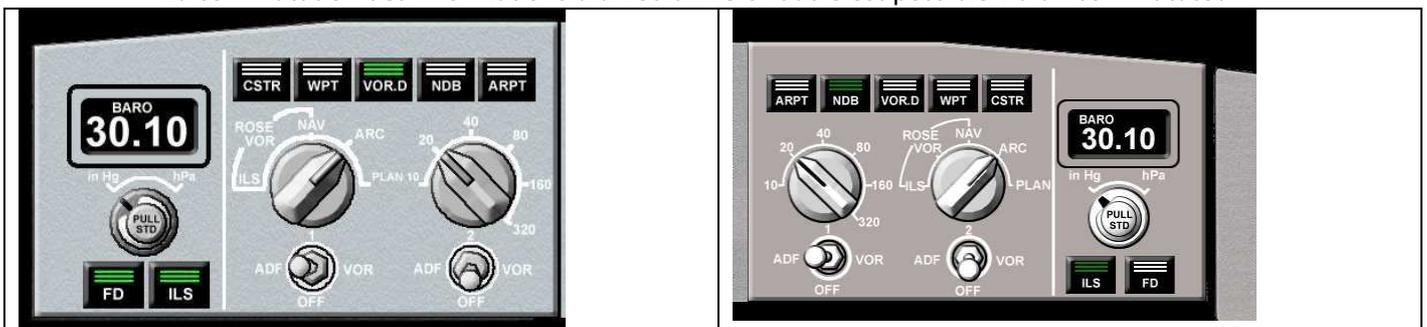
Visualisation de 4

Information pour le pilotage à moyen/long terme

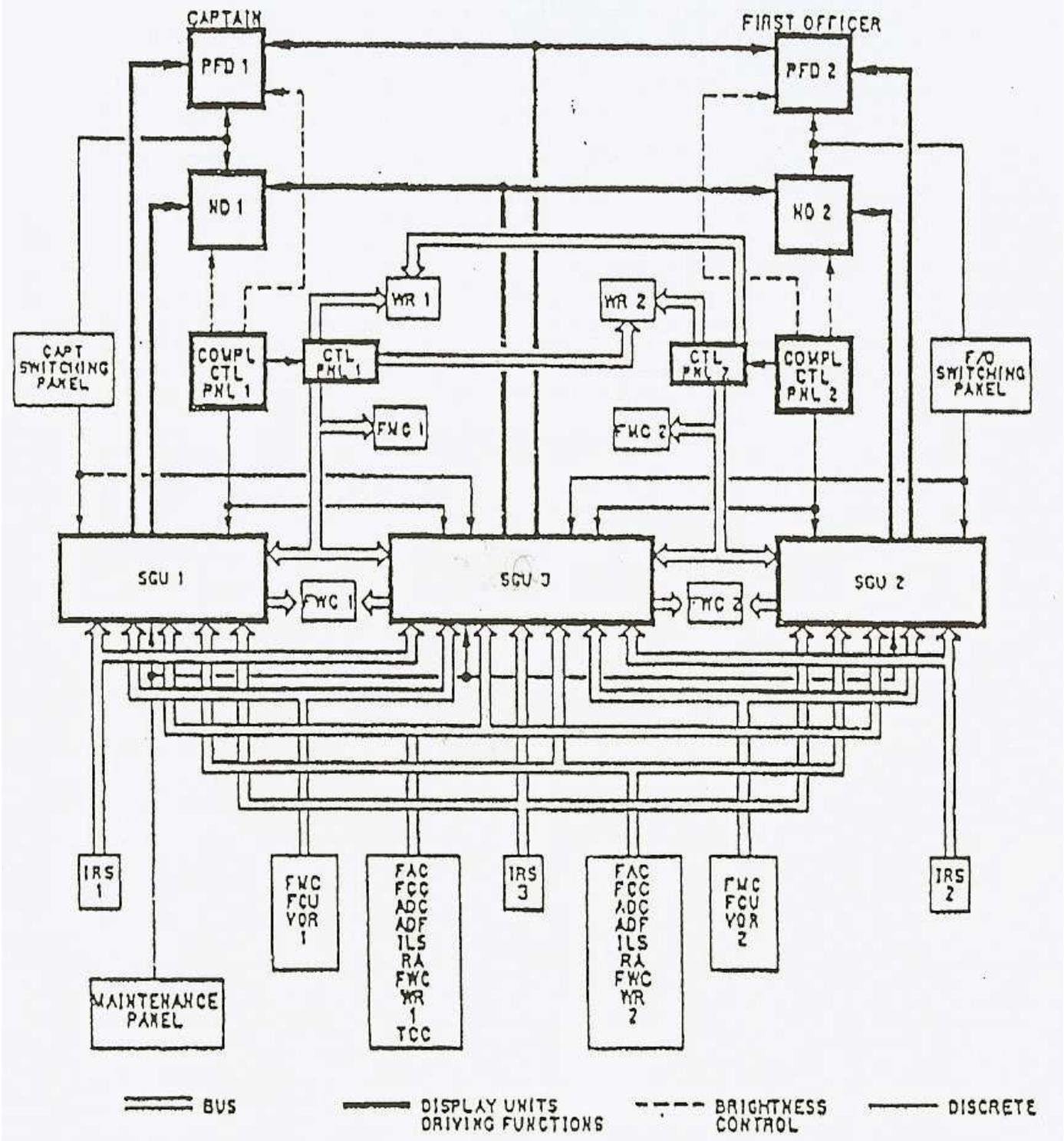


Les deux écrans présentent les informations sous forme analogique et numérique sont disposés soit côte à côte soit superposés.

La commutation des informations d'un écran vers l'autre est possible via un commutateur.



EFIS



E.2 Système ACARS

E2..1 Généralité

Le système ACARS pour "Aircraft Communication Addressing and Reporting System" est un système de transmission aéroporté permettant de dialoguer entre les services de contrôle de la navigation aérienne et l'équipage. Cet équipement relativement récent permet d'alléger la charge de travail de l'équipage en assurant une transmission automatique de certaines informations sur la situation de l'appareil à des moments prédéterminés du vol. Cependant, cet instrument peut avoir d'autres utilités.

En effet, il peut être employé pour :

- Les opérations de maintenance : surveillance des paramètres moteurs et prévision de la maintenance à effectuer avant que l'appareil atterrisse.
- Les opérations de suivie de vol : réception de bulletins météo sur demande, de compte rendu de position, d'informations de régulation de trafic et de clairance du contrôle
- Le suivi commercial : avertissement des passagers en cas de retard prévu, de changement de destination ou de tout autres problème plus précis.

Comme nous l'avons dit, ces informations sont envoyées sous forme de télégramme dont nous pouvons voir un extrait ci dessous.



Enfin, ce système connu sous le nom de ACARS peut également porter un autre nom en fonction de la région du monde et on pourra entendre ainsi parler de AIRCOM en Europe.

E2..2 Principe de fonctionnement

Comme nous l'avons vu plus haut, cet équipement consiste à échanger des messages entre l'appareil en vol et les équipes de contrôles au sol. Ainsi, lorsque le message sera transmis du sol vers l'avion, il sera nommé "uplink" et sera nommé "downlink" dans le cas d'un trajet avion sol.

Dans le cas d'un message "uplink", un périphérique va réceptionner le message et le transmettre à un écran de visualisation ou d'une imprimante. Si l'équipage décide d'envoyer un message au contrôle, il pourra le faire à l'aide du clavier alphanumérique **MCDU**. Enfin si le système estime nécessaire de transmettre un message concernant un de ces systèmes, il le fera automatiquement sans passer par l'intermédiaire des pilotes et du **MCDU**.

Le dispositif **ACARS** étant basé sur une communication bilatérale est donc constitué de deux segments appelés "segment Sol" et "segment Air".

Le segment Air est basé sur le principe de la propagation d'onde radioélectrique sur la gamme de fréquence VHF ou HF en cas de liaison directe et sur la bande de fréquence SHF dans le cas d'une liaison satellite. En ce qui concerne le segment sol, il s'agit d'un réseau de transmission télégraphique.

Bien évidemment, ce système nécessite des installations embarquées et des réseaux au sol particulièrement complexes dont nous allons ici énumérer.

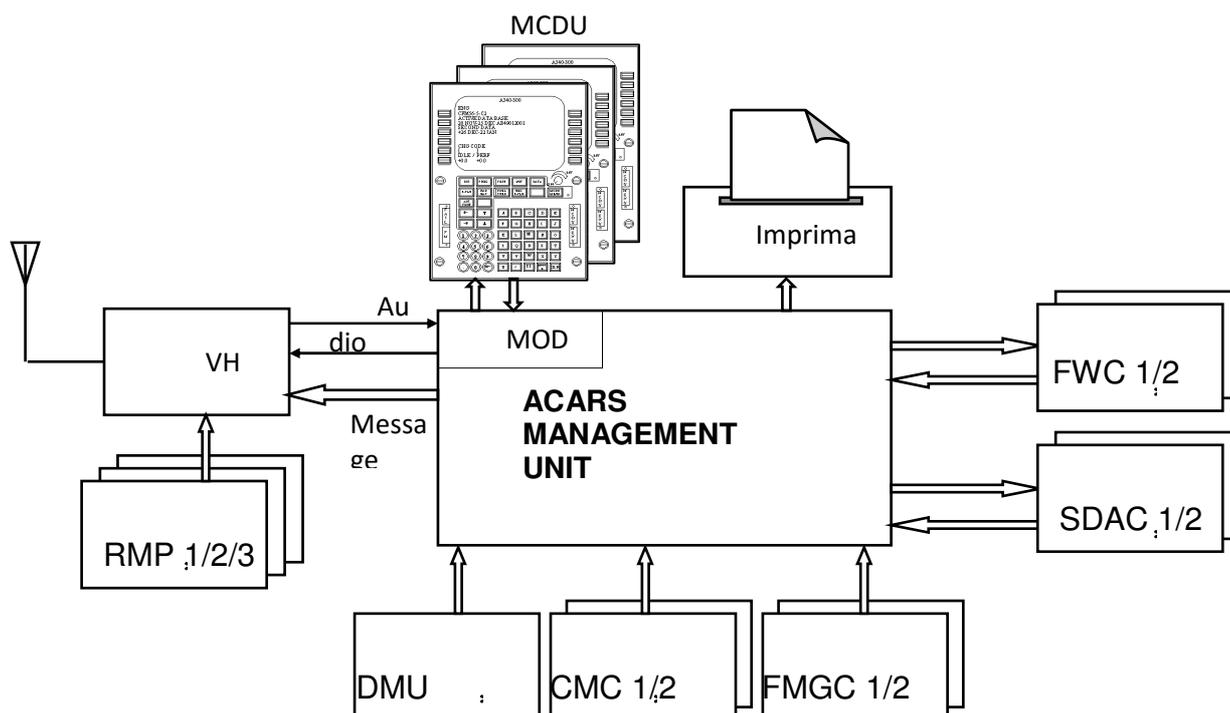
E2..3 Architecture

L'installation de bord est constituée d'un émetteur / récepteur VHF (VHF 3) ACARS relié via une électronique de codage/décodage à un ordinateur qui est lui-même en liaison avec le **FMS** (Flight Management System).

Les informations peuvent être affichées ou insérées au moyen du MCDU, organe de dialogue de l'équipage avec le FMS, ou par le terminal de cabine (un écran spécial dédié au DATA LINK sur lequel peut apparaître des messages écrits, des schémas ou des cartes). Elles peuvent être mémorisées ou effacées et éventuellement imprimées.

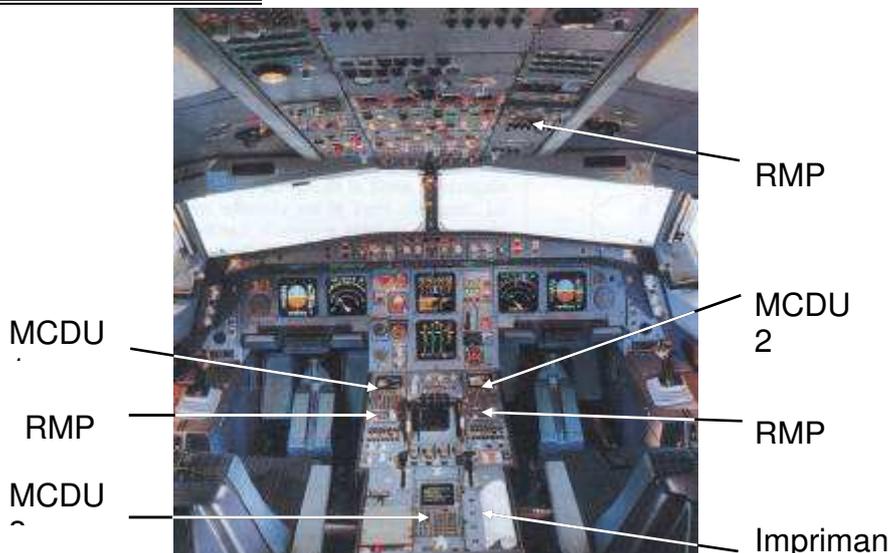
Le transfert de données est piloté par un **AMU** (ACARS Management Unit). Une liaison de données peut être établie avec l'**ACMS**, les **FMGC** (Flight Management And Guidance Computer) et le **CMS**, utilisant l'émetteur-récepteur VHF 3.

- L'émetteur-récepteur VHF 3 est entièrement dédié au système de liaison de données **ACARS** mais peut être utilisé comme moyen de communication de secours.
- Les sélections de données à transmettre sont effectuées sur le **MCDU**. Les transferts de données sont faits par l'**AMU** (ACARS Management Unit). Les données, structurées selon des règles précises (les normes **ARINC** (Aeronautical Radio Incorporated)), sont transmises sur des fréquences VHF modulées en amplitude à 1200 Hz (l'alternance positive représente le bit "1", l'alternance négative le bit "0", le non changement de bit est signalé par une fréquence double, à 2400 Hz). Un modulateur convertit les états logiques en signaux audio pour la transmission.



- FWC : Calculateur de vol.
- RMP : Radio Management Panel (boite de commande radio).
- SDAC : System Data Analog Computer (concentrateur de données).
- DMU : Data Management Unit (dispositif de traitement des données de vol).
- CMC : Central Maintenance Computer (calculateur de maintenance centralisée).
- L'unité de gestion (AMU) peut fonctionner selon deux modes, on distingue ainsi le mode "demande" et le mode "interrogatif".
 - Le premier représente le mode normal d'utilisation. En effet, au moment où l'appareil décide d'envoyer un message, il va se mettre en écoute sur la fréquence et ne transmettre le message qu'à la condition que cette fréquence soit libre. Lorsque le message est envoyé, la station sol va envoyer un accusé de réception et le système embarqué va alors effacer ce message qu'il avait préalablement enregistré.
 - Le mode "interrogatif" représente le mode autonome du système. En effet, dans cette configuration, le système télégraphique sol va autoriser ou non la transmission des informations provenant des appareils afin d'éviter les interférences et les pertes de transmissions. Le basculement du mode demande au mode interrogatif se fera de manière automatique lorsque l'appareil recevra un message en provenance du réseau sol.

E2..4 Localisation des organes de commande ACARS dans le poste de pilotage de l'Airbus A 340.



- On peut cependant rajouter que pour les appareils équipés de systèmes de transmission de satellite, il existe une unité appelée **SDU** pour "Satellite Data Unit" permettant d'assurer le transfert des informations.

La portée limitée des liaisons VHF nécessite un système de relais au moyen de stations sol ou de satellites de télécommunications. Pour leurs besoins propres, les compagnies aériennes ont développé un réseau mondial géré par la **SITA** (Société Internationale de Télécommunications Aéronautiques), regroupant actuellement plus de 300 compagnies aériennes dans 170 pays.

E2..5 Infrastructure sol

Le réseau sol est constitué de stations **VHF** connues sous le nom de **RGS** pour "Remote Ground Station". Ces dernières sont reliées à une station centrale appelée **ASP** (Aircom Service Processeur).

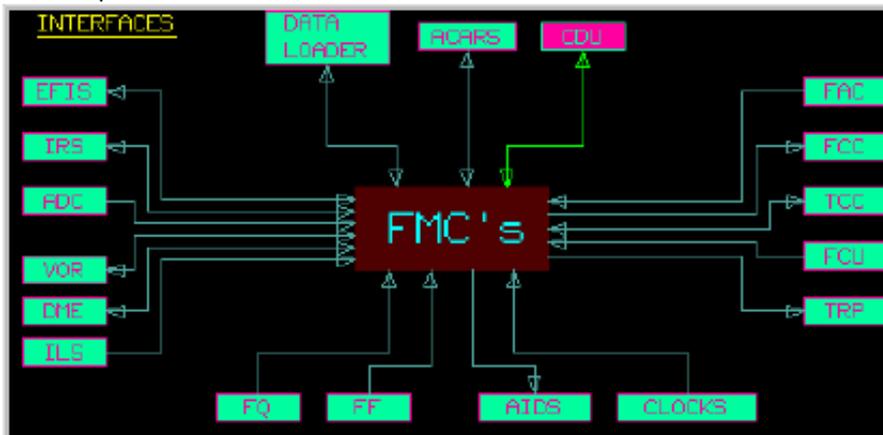
Ainsi, lors de la transmission d'un message vers le sol, l'**AMU** va sélectionner la fréquence appropriée de la station RGS en fonction de sa position et va lui transmettre le message. Cette dernière va convertir l'information en données télégraphiques et les envoyer au calculateur central qui va à son tour les communiquer à la compagnie.

Enfin, comme nous l'avons dit précédemment, certains appareils peuvent utiliser la liaison satellite afin de communiquer avec les stations sol. Dans ce cas, une station appelée "GES" pour Ground Earth Station réceptionne les informations et les transmet à la station principale ASP.

E.3 FMS - Flight Management System : voir TP

Système de gestion de vol. Il permet grâce notamment à une centrale inertielle couplée à un ordinateur d'assister le [pilote](#) pendant le vol. Il lui fournit des renseignements sur le pilotage, la navigation, les estimées, la consommation, etc.

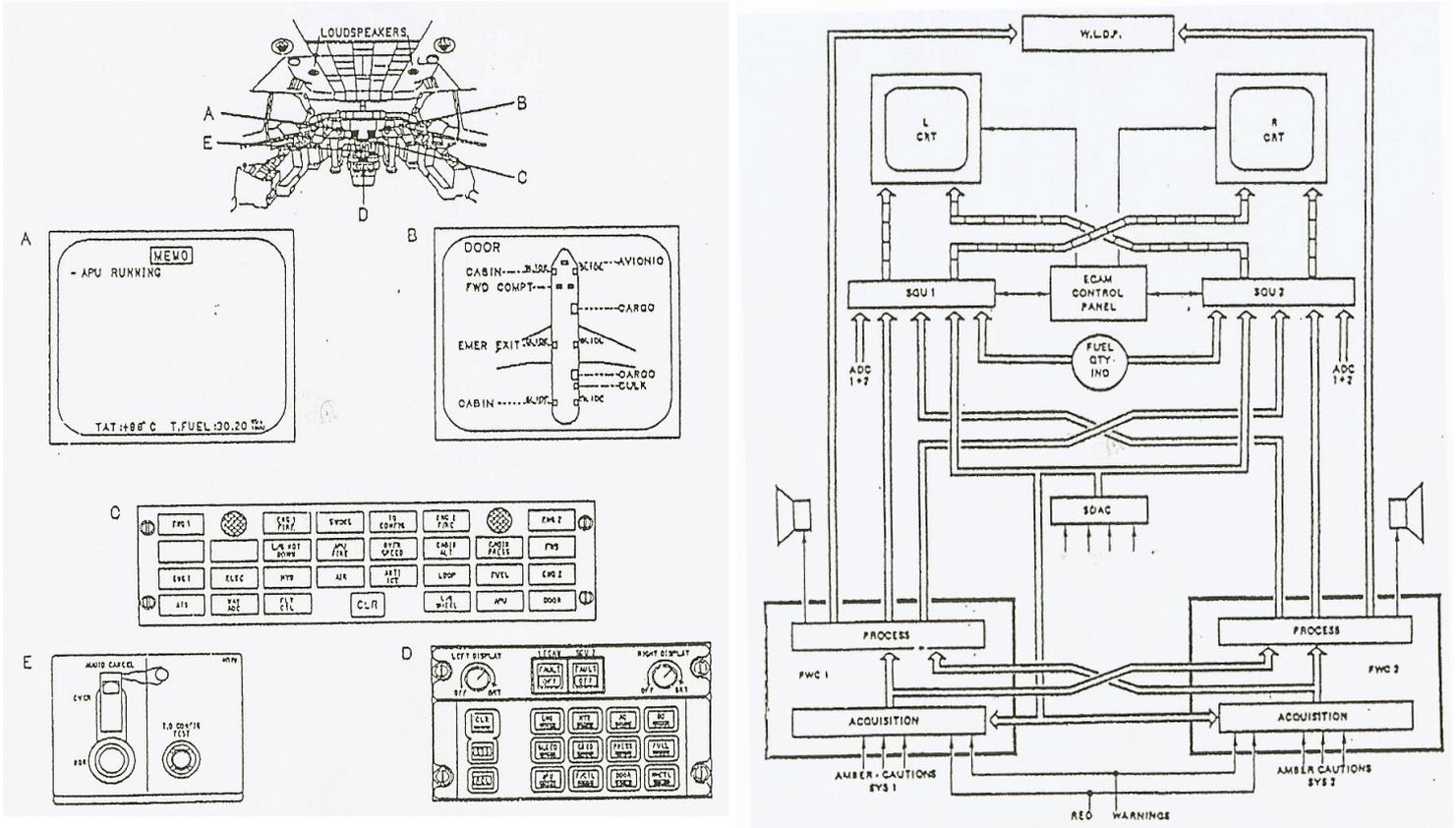
- Le FMC est le principal composant du FMS.
- Il traite les données captées par l'avion et celles entrées par le pilote.



CDU (Control Display Unit)



ECAM



E.4 Systèmes automatiques de contrôle de vol

Ces 2 systèmes partagent le ou les mêmes calculateurs. Ils fonctionnent selon 3 phases : armé (le calculateur acquiert les données), capture (le calculateur indique les corrections à effectuer), maintien (le calculateur tient les paramètres).

Directeur de vol (DV)

Il fournit au [pilote](#) une aide en lui indiquant le sens et l'amplitude des manoeuvres à effectuer pour amener l'avion dans une configuration de vol ou sur une trajectoire sélectionnée. Il se présente sous la forme de *moustaches* sur l'*horizon artificiel* qu'il s'agit de faire correspondre avec la maquette de l'avion qui y figure.

Pilote automatique (PA)

Il permet, grâce à un ensemble de servocommandes, d'asservir l'avion dans une configuration de vol (mode de base) ou sur une trajectoire donnée (mode supérieur).

E.5 Systèmes d'alarmes

Avertisseur de décrochage

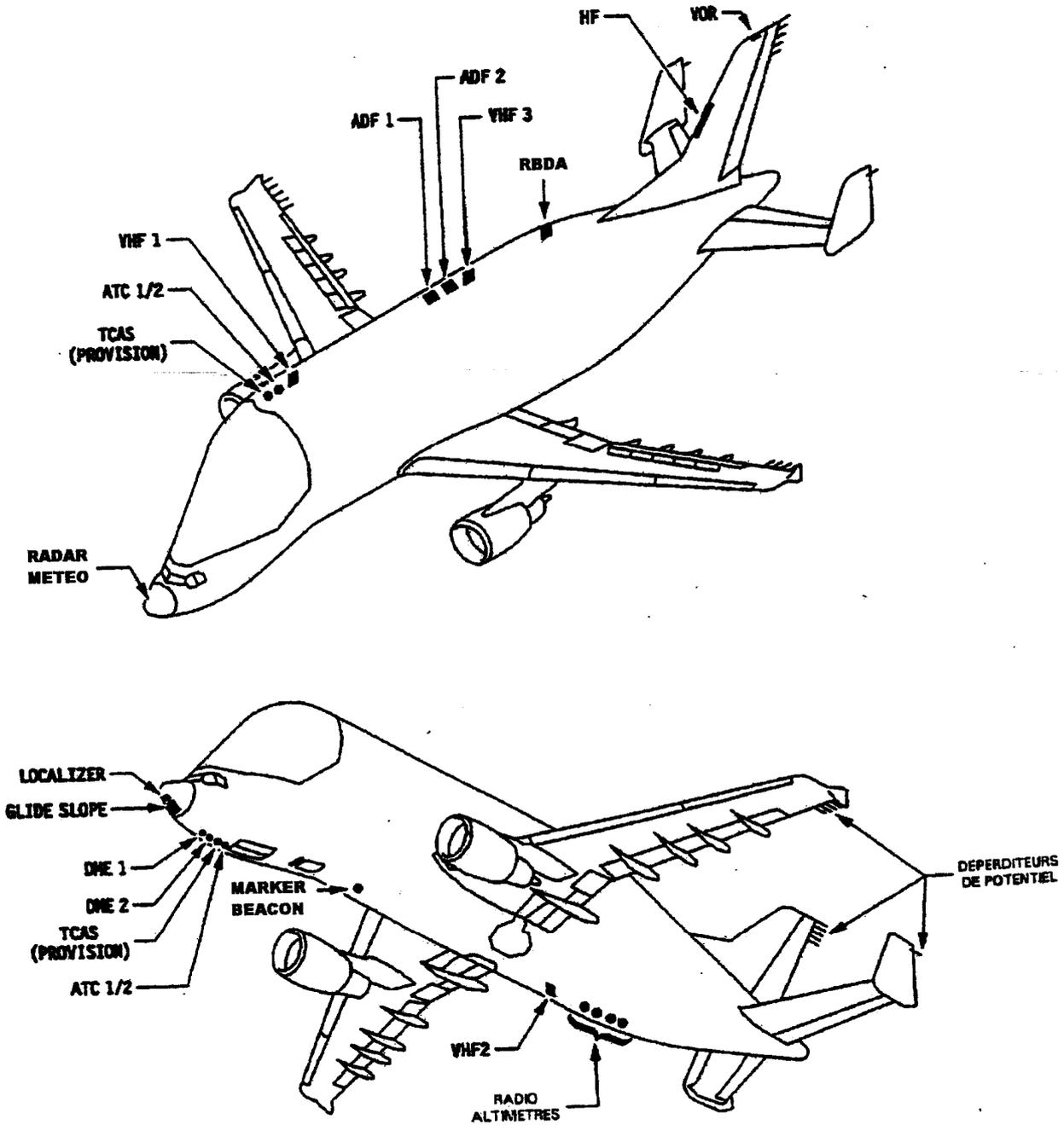
Il permet de prévenir (par un signal sonore ou une vibration du manche) le [pilote](#) lorsque l'[avion](#) s'approche de l'angle d'incidence maximum avant décrochage.

Avertisseur de proximité du sol

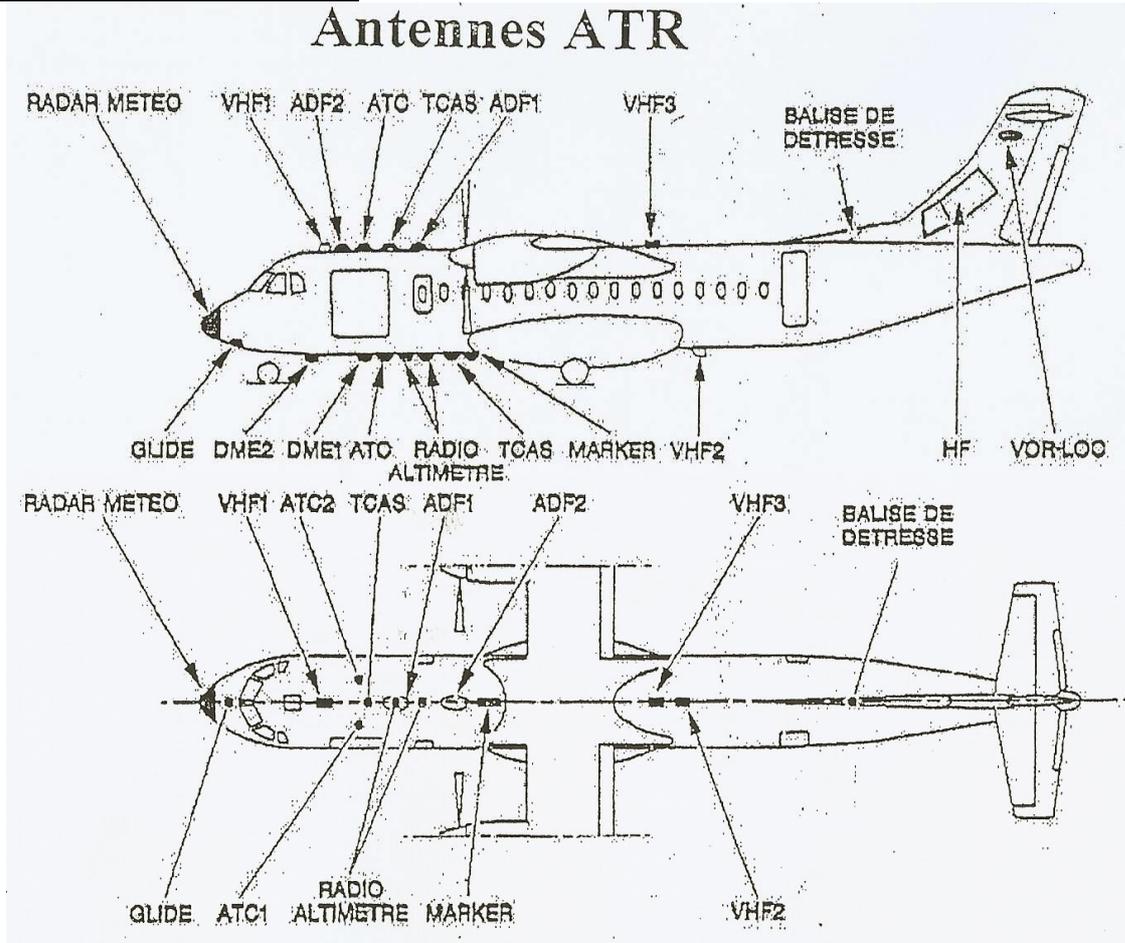
L'avertisseur de proximité du sol (GPWS - Ground Proximity Warning System) permet de prévenir (par un message vocal « terrain » ou « pull up ») le [pilote](#) lorsque l'[avion](#) s'approche du sol.

F Antennes

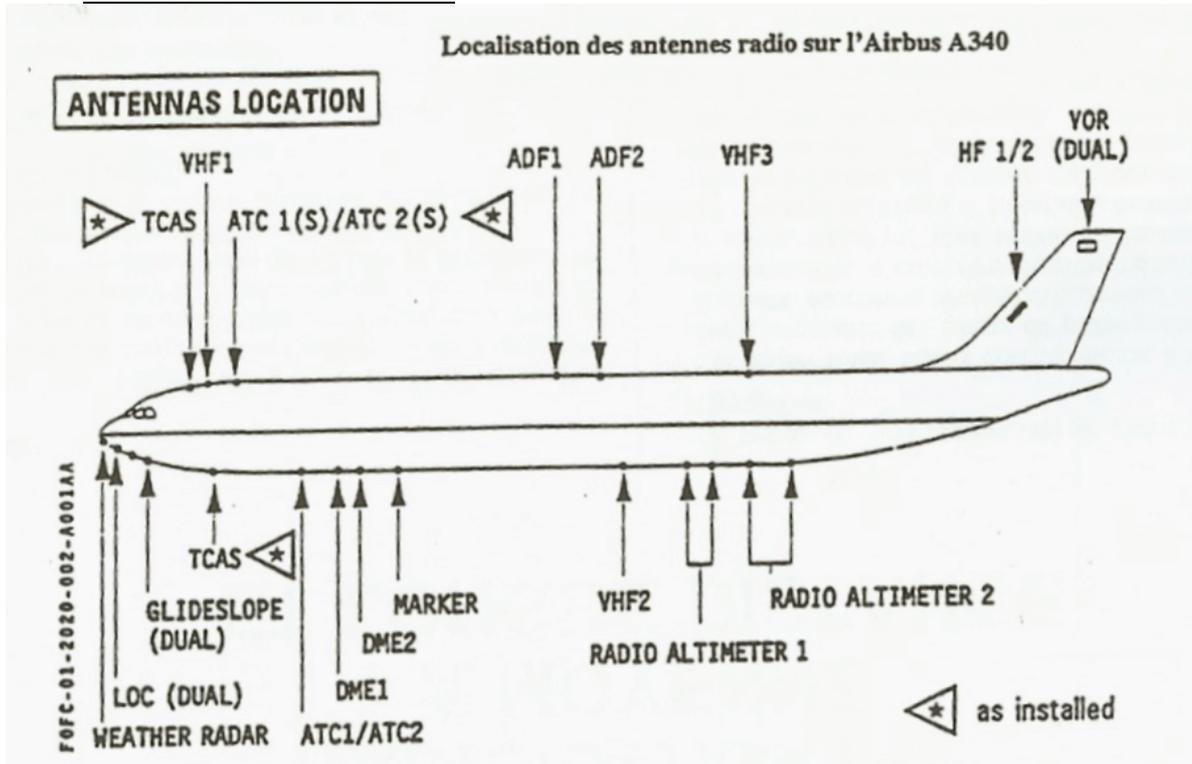
F.1 Beluga A300-600



F.2 Antennes sur A.T.R.

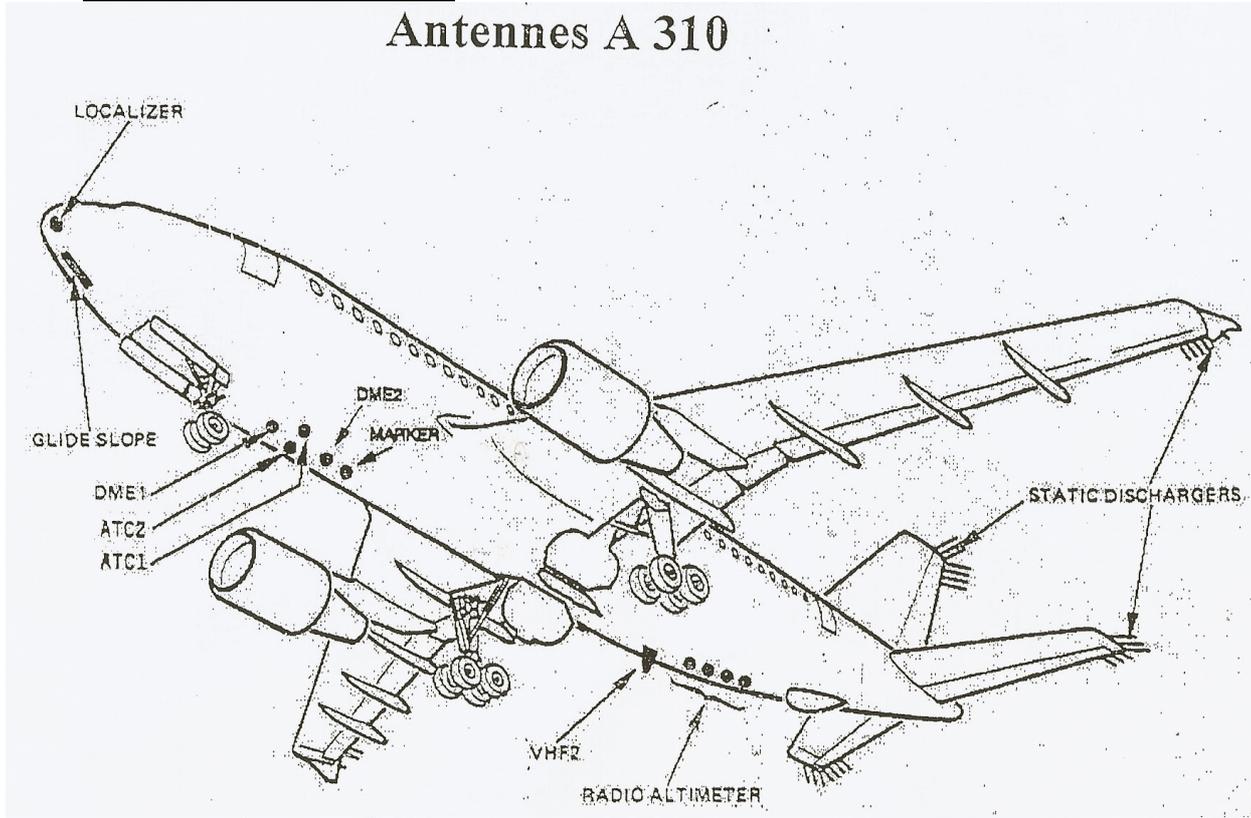


F.3 Antennes sur A 340

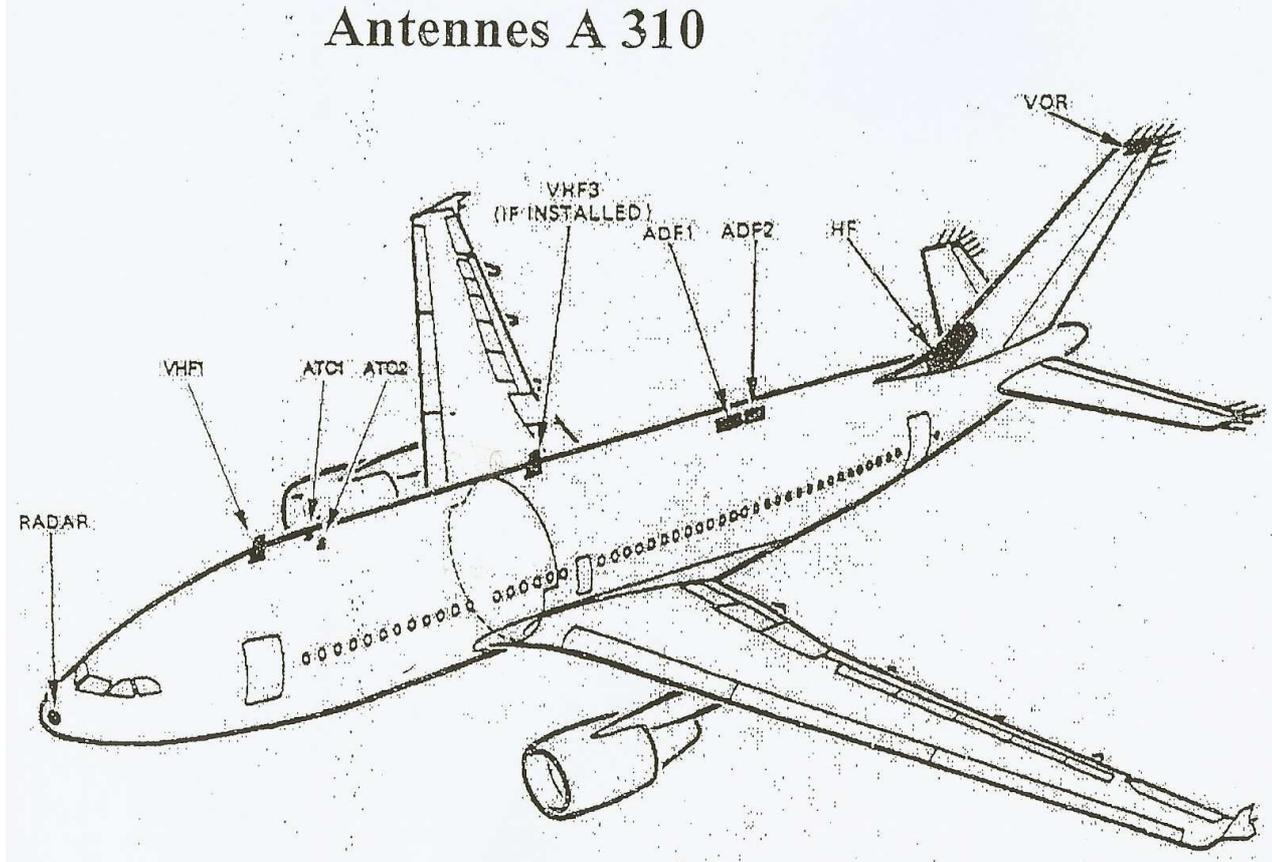


F.4 Antennes sur A 310

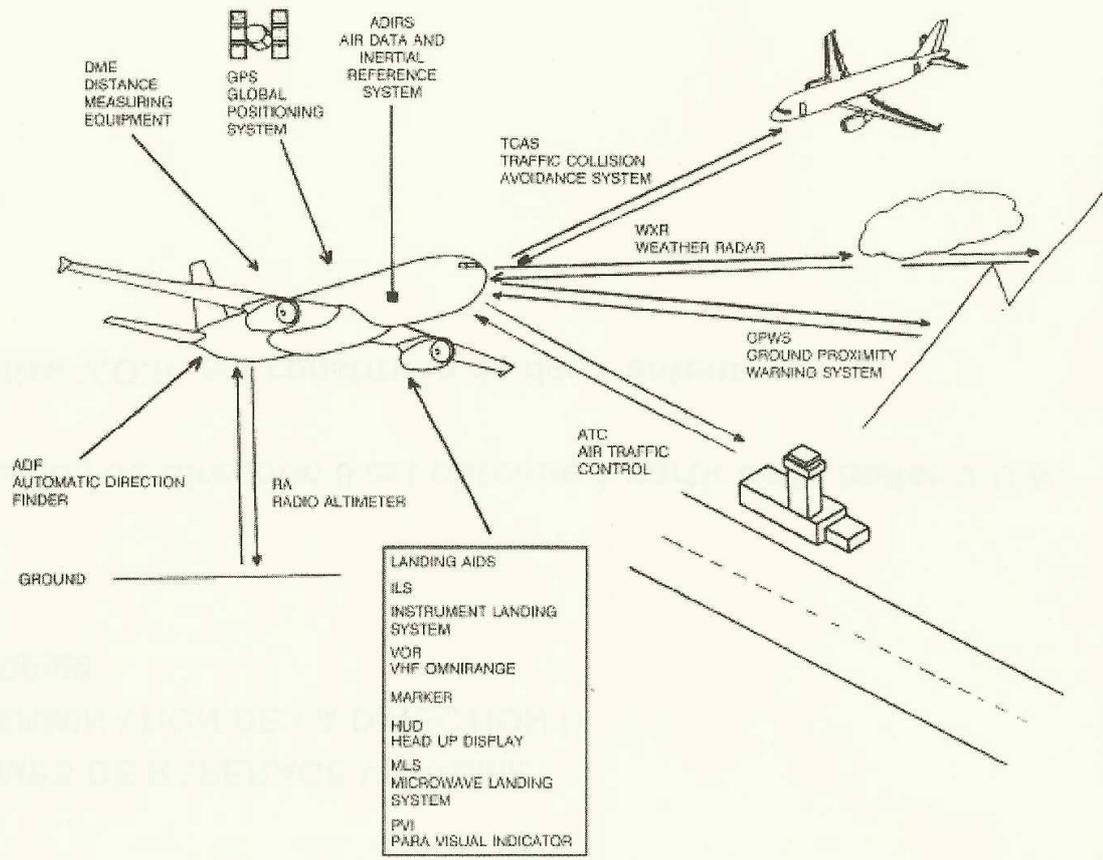
Antennes A 310



Antennes A 310



**EQUIPEMENTS
DE NAVIGATION**
Antennes A 310



G Equipements Electroniques et systèmes de THALES



ELAC (Elevator & Aileron Computer) (programme SA)



Ce calculateur contrôle les ailerons et la gouverne de profondeur par l'intermédiaire de servo-commande. Il y en a 2 par avion.

FAC (Flight Augmentation Computer) (programme SA)



Le FAC contrôle les gouvernes de directions pour assurer les fonctions:

- yaw dumper (pour stabiliser l'avion et coordonner les parties mobiles de l'avion en virage)
- rudder trim (appliquer des consignes de calages)
- rudder travel limit (limite la course de la gouverne en fonction de la configuration avion)

FCU (Flight Control Unit) (programme LR et SA)



Le FCU permet aux pilotes d'imposer des paramètres de vol au pilote automatique (vitesse, altitude...).

Il permet également d'enclencher le pilote automatique, la poussée automatique, le directeur de vol...

FMGEC (Flight Management, Guidance and Envelope Computer) (programme LR)



Le FMGEC appartient au FMGES (Flight Management, Guidance and Envelope System) qui comprend également le FCU et les MCDUs (Multipurpose Control and Display Unit).

Le FMGEC est composé de 3 parties:

- la fonction Flight Management qui gère la navigation, les performances de vol...
- la fonction Flight Guidance qui gère le pilote automatique, le directeur de vol et la poussée automatique
- la fonction Flight Envelope qui calcule de l'enveloppe de vol

ISIS (Integrated Standby Instrument System) (programme LR et SA)



Il s'agit L'ISIS est conçu pour mesurer et afficher les informations de réserve de tangage et de roulis, l'altitude et la vitesse relative. Sa fonction secondaire lui permet d'afficher une déviation en approche ainsi que le cap.

Il est associé à un tube Pitot et à des prises de pression statiques de part et d'autre de l'avion.

LCDU (Liquid Crystal Display Unit) (programme LR et SA)



Ces écrans font partis de l'EIS2 (Electronic Instrument System 2^{ème} génération) qui est le système d'affichage des informations sur les écrans composant l'EFIS (Electronic Flight Instrument System) et l'ECAM.

Le système est composé de :

- 3 DMC (Display Management Computers) convertissant les informations des calculateurs en symboles compréhensibles par l'équipage
- 6 écrans à cristaux liquides interchangeable (LCDU) capables de traiter les images requises par le PFD, le ND, le SD et le EWD

Le rôle de ces afficheurs est d'indiquer les informations nécessaires au pilotage et à la gestion du vol :

- 2 Primary Flight Displays (PFD), un pour le pilote et l'autre pour le copilote, utilisés pour afficher les paramètres de vol
- 2 Navigation Displays (ND), un pour le pilote et l'autre pour le copilote, utilisés pour afficher les informations de navigation
- 1 Engine/Warning Display (EWD) pour afficher les informations provenant des moteurs ainsi que les données d'alertes
- 1 System Display (SD) pour les messages concernant l'état de l'avion et les diagrammes synoptiques des systèmes avions

❖ visualisations (à base d'écrans plats à cristaux liquides « LCD »)



Rafale



Tigre



A380



SMART LCD DISPLAY : LCDU725 GENERAL CHARACTERISTICS

<i>Useful area</i>	<i>: 6.25" x 6.25" (inches)</i>
<i>Pixel organisation</i>	<i>: 120 ppi ; stripe</i>
<i>Viewing angle/contrast</i>	<i>: +/- 55°H, -10° +30°V</i>
<i>Processing/Graphic generation</i>	<i>: PowerPC 603/745</i>
<i>Interfaces</i>	<i>: A629, WXR</i>
<i>Video</i>	<i>: YES</i>
<i>NVG compatibility</i>	<i>: NO</i>
<i>Power supply / consumption</i>	<i>: 115V/400Hz/ 100 W</i>
<i>Volume</i>	<i>: 184mmx184mmx356mm</i>
<i>Weight</i>	<i>: 6.5 kg</i>
<i>MTBF</i>	<i>: 15 000 h</i>

PROGRAMS A318,....A340/600

<i>Porteur</i>	<i>Quantité / avion</i>	<i>2001</i>	<i>2002</i>	<i>2003</i>
<i>LcdU725</i>				
<i>A320/A340</i>	<i>6</i>	<i>200</i>	<i>500</i>	<i>1800</i>

RMP (Radio Management Panel) (programme LR et SA)



Les RMP permettent de choisir les fréquences de radio communication. Ils servent aussi de secours (Back-up) pour remplacer le FMGC (Flight Management and Guidance Computers) pour la commande des fréquences de radio-navigation (VOR, DME, ILS, ADF).

Les avions sont équipés de 3 RMP qui sont identiques et interchangeables.

SEC (Spoiler Elevator Computer) (programme SA)



Le SEC est un sous système de l'Electrical Flight Control System (EFCS) qui commande les spoilers et les surfaces contrôlant le tangage. On en compte 3 par avion. Son rôle est de commander les surfaces mobiles en fonction des ordres donnés par le pilote.

Les fonctions réalisées sont :

- le roulis
- aérofreins
- commande du plan horizontal réglable et de la gouverne de profondeur

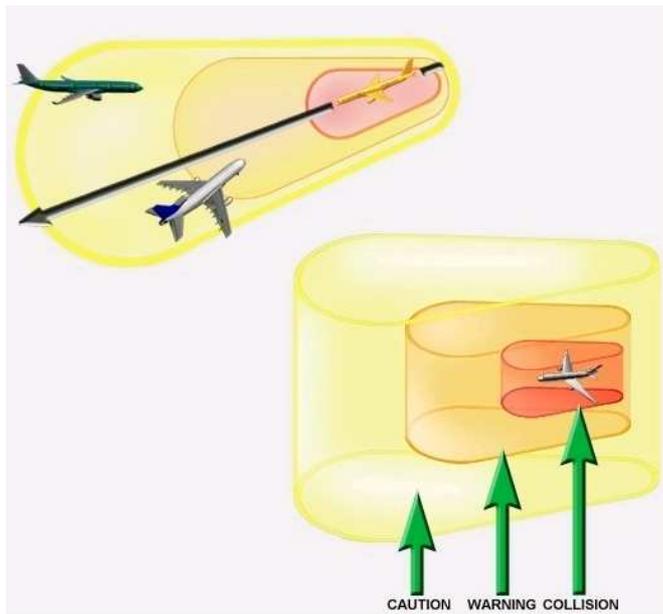
Le TCAS (Traffic Collision Avoidance System)

Dispositif d'évitement de collisions



Le TCAS (ATA 34 : Navigation) est un système dont la fonction principale est de détecter et d'afficher les avions proche et de fournir à l'équipage des indications auditives et visuelles pour les éviter en changeant la trajectoire. Le TCAS interroge périodiquement les transpondeurs, calcule la meilleure trajectoire et détermine constamment la menace potentielle. L'acquisition des signaux utiles est réalisée au moyen de deux antennes.

La capacité de détection du TCAS couvre un secteur de 30 NM* en distance et plus ou moins 9900 pieds en l'altitude



Enveloppe de surveillance du TCAS

L'ATC CP (Air Traffic Control Control Panel)



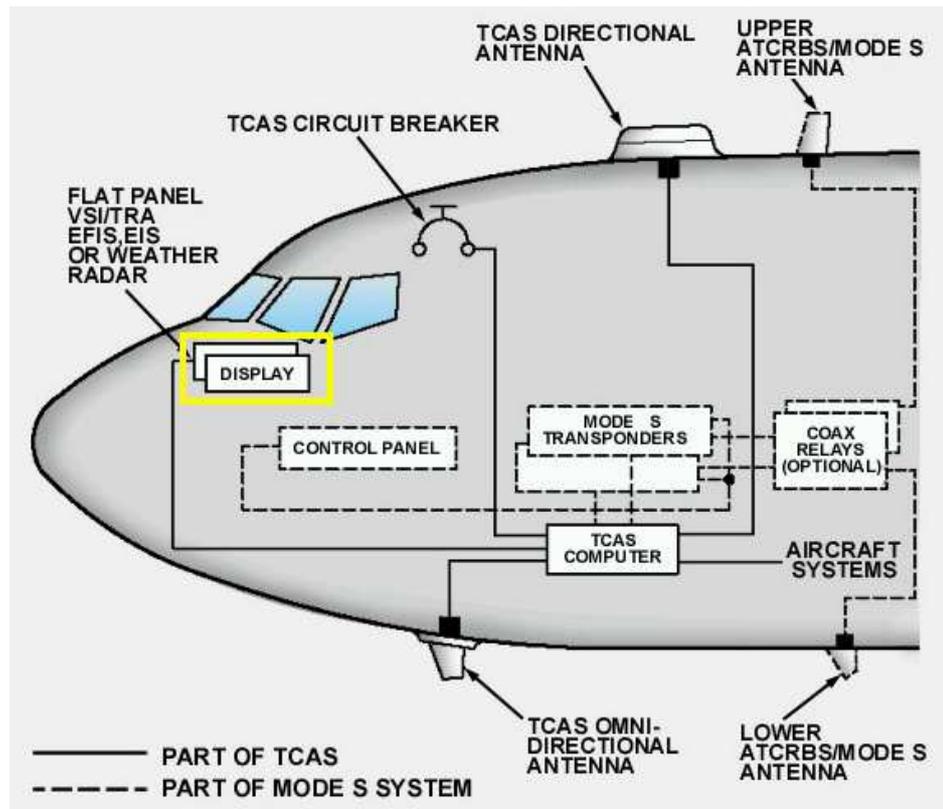
L'ATC CP (ATA 34 : Navigation) est le panneau de commande dans le cockpit qui contrôle le TCAS. Il est généralement monté sur le piédestal ou sur l'overhead panel.

L'ATC CP est intégralement éclairé et ces différents composants sont :

- Un écran à cristaux liquides dans laquelle le code d'identification pour l'ATC est affiché.
- Un voyant « ATC FAIL » qui indique une panne de transpondeur
- Un bouton poussoir « IDENT » qui active le mode de fonctionnement « MODE S » des Transpondeurs.
- Un bouton ALT RPTG/ON/OFF qui contrôle la transmission de données d'altitude du transpondeur aux stations de contrôle au sol ATC.
- Un clavier numérique pour entrer les quatre chiffres du code d'identification pour l'ATC.
- Un bouton sélecteur qui permet de choisir entre le système ATC 1 et ATC 2.
- Un bouton STBY/AUTO/ON qui permet de sélectionner le mode d'exploitation de l'ATC.
- Un bouton « STBY/TA/TA-RA » qui permet de sélectionner le mode d'exploitation du TCAS.

Un bouton « THRT/ALL/ABV/BLW » qui permet de contrôler le type de trafic à afficher ainsi que l'altitude verticale pour le trafic

Le TCAS*, l'ATDL* et l'ATC CP* font partie du système ATC* (Air Traffic Control), dont voici un schéma simplifié :



L'ATDL (Air Traffic Data Link)



L'ATDL (ATA 34 : Navigation) est le transpondeur du système ATC*, il y en a deux par avion. Il utilise le mode S qui est une surveillance coopérative et un système de communication pour le contrôle de la navigation aérienne.

Le mode S des transpondeurs fait partie intégrante du TCAS. Le système de contrôle de la navigation aérienne est basé sur les réponses fournies par les transpondeurs aéroportés et des détecteurs basés au sol.

Ce système permet de distinguer les différents avions et de maintenir une surveillance efficace de la navigation aérienne. Il utilise 2 types de radar différents :

- **Le radar de surveillance primaire :**
Un signal RF omnidirectionnel est diffusé par une antenne en rotation et rebondit sur n'importe quels objets qu'il rencontre. Le signal réfléchi est reçu par la station radar. Le temps écoulé entre l'impulsion transmise et l'impulsion reçue détermine la distance de la cible.

Le principal inconvénient de ce type de radar est de ne pas inclure d'information d'altitude.

- **Le radar de surveillance secondaire :**

Des impulsions (1030MHz) sont reçues par un transpondeur sur l'avion, c'est la station terrestre qui envoie une interrogation à l'avion. Le transpondeur traite l'interrogation et envoie une réponse (1090MHz) à la station radar. La réponse contient des informations codées telles que l'identifiant avion (le MODE A), l'altitude (le MODE C), la sélection avion et la transmission de données de vol pour la surveillance terrestre (le MODE S) etc... De plus un mode optionnel peut aussi inclure la position de l'avion et la vitesse de l'avion.

Le BSCU (Brake Steering Control Unit)



Le BSCU (ATA 32 : Landing gear) réalise la gestion du freinage, pour permettre, quelque soit les conditions climatiques, d'assurer un bon contact du pneu sur la piste lors du décollage et de l'atterrissage.

Le BSCU permet de :

- Commander le freinage aussi bien en mode manuel qu'en mode automatique.
- Réguler le freinage à l'aide de l'antidérapage.
- Diriger et contrôler les roues du train avant.
- Relever surveiller le système de freinage.

Le principe du BSCU consiste à comparer la vitesse de l'avion (réduite par un taux de dérapage prédéterminé) avec la vitesse de chacune des roues freinées. Quand la vitesse d'une roue devient inférieure à sa vitesse théorique calculé par le calculateur, celui-ci donne l'ordre de réduire le freinage.

Le BSCU reçoit les informations de vitesses de roue livrées par des tachymètres (TACH 1 à 4) transmises sous forme de message ARINC*.

Le BCL (Battery Charge limiter)



Le BCL (ATA 24 : Electrical Power) est un composant du système de génération électrique continu de l'avion.

La connexion des deux batteries 24V aux réseaux 28 V du système de génération électrique de l'avion est assurée par deux BCL chacun contrôlant un contacteur.

La fonction principale du BCL est de contrôler le contacteur de batterie pour :

- Assurer le rechargement de la batterie.
- Démarrer l'APU*.
- Protéger les batteries contre les pertes thermiques ou le court-circuits.
- Empêcher la décharge complète de la batterie.
- Alimenter les équipements quand l'avion est au sol.
- Assurer l'intégrité du système.

Le PHC (Probe Heat Computer)



Le but du PHC (ATA 30 : Ice and Rain Protection) est de contrôler et de surveiller le chauffage électrique des sondes pour empêcher la formation de glace.

Les sondes sont placées sur le fuselage de l'avion et sont donc exposées aux conditions de givrage ce qui exige un élément chauffant.

Il y a trois PHC identiques a bord d'un A320 :

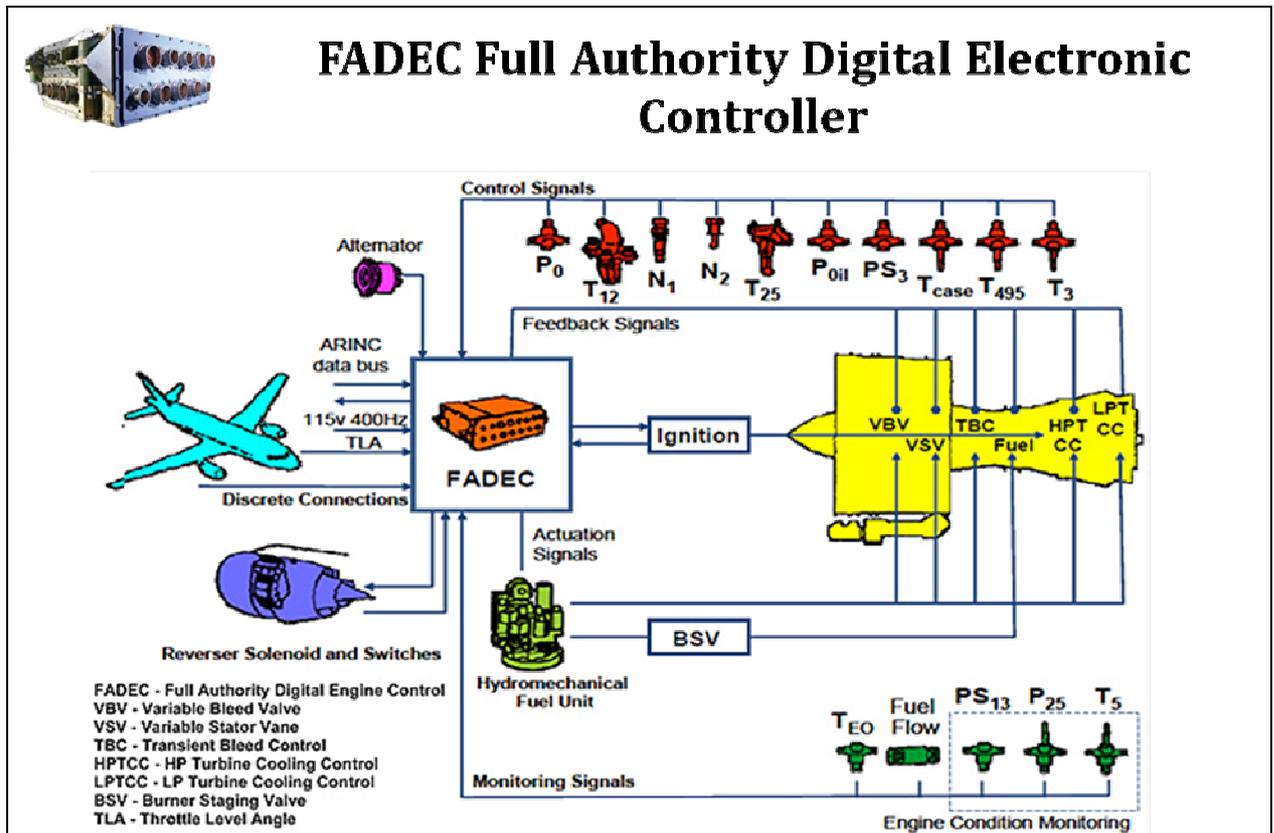
- PHC 1, pour les sondes coté pilote
- PHC 2, pour les sondes coté copilote
- PHC 3, pour les sondes en stand-by

Les PHC contrôle les 14 sondes suivantes :

- sondes d'angle d'attaque (AOA : Angle Of Attack)
- sondes Pitot (Pitot Probe)
- sondes de température totale de l'air (TAT : Total Air Temperature)
- 6 sondes statiques (Static Probe)



IFE THALES



Bus avionique DATABUS ARINC 429

H Bus avioniques

H.1 Définition:

L'avionique est l'électronique appliquée aux techniques aéronautiques et spatiales.

718 = ATC = Air Traffic Control Transponder

722 = Projection vidéo

723 = GPWS = Ground Proximity Warning System

724 = ACARS = Aircraft Communication Arinc

725 = E.F.I.S = Electronic Flight Instrument System

737 = On board weight and balance

739 = M.C.D.U. = Multi Purpose Control and Display

744 = Imprimante

429 = Transmission numérique unidirectionnelle
 629 = Transmission numérique bidirectionnelle

825 = Bus CAN

H.2 ARINC 429 :

H2..1 description :

L'ARINC 429 est un des plus anciens bus avionique. Développé par l'**Aeronautical Radio INCorporation** en 1977, il est encore utilisé aujourd'hui sur des nouvelles plates-formes même si d'autres bus plus récents sont plus fréquemment retenus.

Ce bus est un bus de données simple utilisant un seul émetteur et de 1 à 20 récepteurs par bus.

On le retrouve dans des avions tels que les Airbus A310 /A340 et dans de nombreux autres systèmes avioniques.

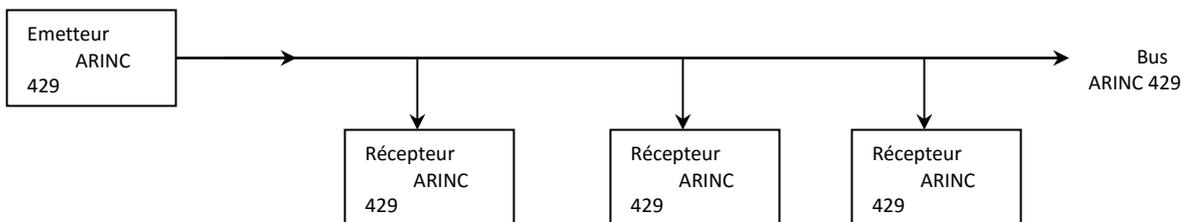


Figure 1: Architecture du bus ARINC 429

H2..2 Support physique

Il s'agit d'une structure point à point. La communication est unidirectionnelle et pour une communication bidirectionnelle entre les systèmes, on utilise deux bus, un dans chaque direction. Un bus ARINC 429 utilise deux fils pour transmettre un encodage bipolaire avec Retour à Zéro, dit "RZ". Les mots de 32 bits sont séparés par 4 bits-time NULL, il n'y a donc pas besoin d'un 3ème fil pour le signal d'horloge. Le bus unidirectionnel utilise une paire torsadée.

Le bus ARINC 429 supporte deux types de débit : un haut débit de 100Kbps pour les 'hautes' données (1% des données) et un faible débit variant entre 12Kbps et 14,5Kbps pour les 'basses' données.

H2..3 Niveau liaison

Les données sont transférées sur les bus séries ARINC 429 par des mots de 32 bits. Chaque mot est séparé par un 'trou inter-mots' de 4 bits (bit-time NULL).

Nous sommes ici dans le cas d'une liaison point à point, donc le système de contrôle est aussi point à point. Trois protocoles sont définis dans ARINC 429 pour les données numériques, discrètes ou fichiers.

Les transferts de données numériques ou discrètes sont effectués en utilisant un champ SAL (*System Address Label*) unique pour identifier la donnée contenue dans chaque mot.

Le label définit le type de donnée du mot. Le Bit de parité permet de vérifier la validité de la transmission.

H2..4Format des mots :

P	SSM		MSB							Données							LSB		SDI		LSB LABEL				MSB	
32	31	30	29	28												11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1

- P :** bit de parité (impaire) , bit 32.
- SSM :** Sign/Status Matrix , bit 31 (MSB) et bit30 (LSB).
- Données:** bits 11 à 29.
- SDI :** Source/Destination Identifier , bit 10 (MSB) et bit 9 (LSB).
- LABEL :** identifiant des données , MSB bit 1 à LSB bit8.

De par la simplicité de sa topologie et des protocoles utilisés, ce bus est d'une très grande fiabilité. Et comme il n'y a **qu'un seul émetteur par paire de fils**, l'ARINC 429 est bien évidemment déterministe.

H2..5Ordre de transmission:

Le bit de poids faible du mot (et non pas celui du Label) est transmis en premier.

Le LABEL est transmis en entête du mot, soit les huit premiers bits.

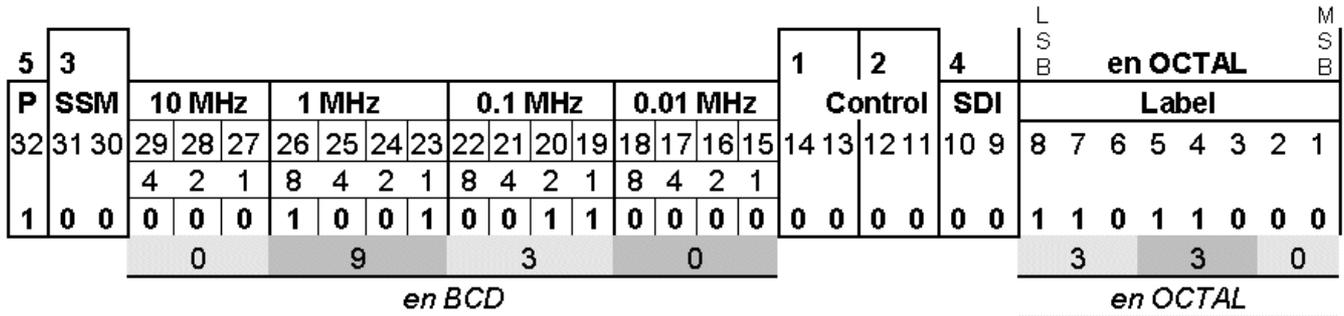
Le bit de parité IMPAIRE est toujours transmis en dernier

On a donc, sur le bus ARINC, l'ordre de transmission des 32 bits suivant :

1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13 ... ,31, 32.



H2..6 Exemple de codage des mots de 32 bits :
H6.2..a Frequency control word bit assignments
Example: FREQUENCY = 109.30 MHz

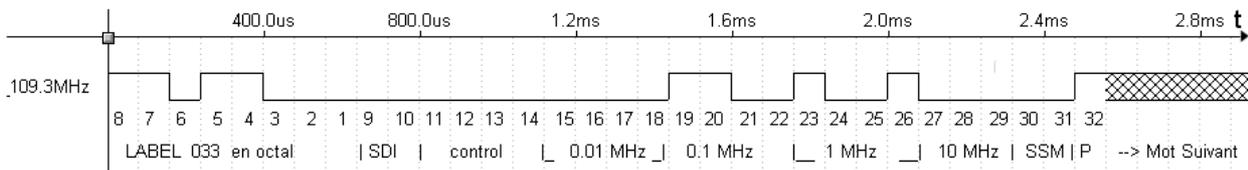


Note :

- 1 bits 13 et 14 reserved for control functions
- 2 used to define category of ground facilities (installations)
- 3 Sign Status Matrix (donnée de contrôle) defined by following table

	Bit 31	Bit 30
Normal operation	0	0
No computed data	0	1
Functional test	1	0
Undefined	1	1

- 4 Source destination identifier : 2 bits.
- 5 P : parity bit



*Le label, codé en octal, est une étiquette qui permet d'identifier le type de données qui suit.
 Label 033 : « frequency word ».
 Le bit de parité permet de contrôler la validité de la donnée transmise.
 La fréquence est codée en BCD.*

H6.2..b Trame numérique (extraite de la notice de maintenance)

Chronologie de la transmission des 8 octets véhiculant les écarts de « pente » et « d’alignement » :

Début

Byte 0 (label 11 en hexadécimal)

Byte 1 (« pente » low byte data)

Bit	Description	Byte1
1	0.0002 DDM	LSB
2	0.0004 DDM	
3	0.0008 DDM	
4	0.0016 DDM	
5	0.0031 DDM	
6	0.0063 DDM	
7	0.0125 DDM	
8	0.0250 DDM	

(« pente » high byte data) Byte 2

Bit	Description	Byte 2
1	0.0500 DDM	
2	0.1000 DDM	
3	0.2000 DDM	
4	0.4000 DDM	MSB Glide
5	deviation polarity (1 neg.)	
6	SSM	
7	SSM	
8	not used	

Byte 3 (« pente » status byte)

Bit	Description	Byte 3
1	GS level valid	0=good
2	GS # level valid	0=good
3	Arinc output valid	0=good
4	GS 90Hz present	0=good
5	GS 150Hz present	0=good
6-8	not used	

(« localiser » low byte data) Byte 4

Bit	Description	Byte 4
1	0.0001 DDM	LSB
2	0.0002 DDM	
3	0.0004 DDM	
4	0.0008 DDM	
5	0.0016 DDM	
6	0.0031 DDM	
7	0.0063 DDM	
8	0.0125 DDM	

Byte 5 (« localizer » high byte data)

Bit	Description	Byte 5
1	0.0250 DDM	
2	0.0500 DDM	
3	0.1000 DDM	
4	0.2000 DDM	MSB Loc
5	deviation polarity (1 neg.)	
6	SSM	
7	SSM	
8	not used	

(« localiser » status byte) Byte 6

Bit	Description	Byte 6
1	GS level valid	0=good
2	GS # level valid	0=good
3	Arinc output valid	0=good
4	GS 90Hz present	0=good
5	GS 150Hz present	0=good
6-8	not used	

Byte 7 (checksum byte)

Bit	Description	Byte 7
1	LSB	
2-7	Hex digit	
8	MSB	

Fin

On précise: **0.0001DDM = 0,01%** et **0.2000DDM = 20%**

H.3 Résumé: l'ARINC 429 (Aeronautical Radio Incorporated 429):

Catégorie : BUS AVIONIQUE

Exemple d'utilisation: Airbus A310,.. A340, Boeing du 727 au 767

Débit: Deux débits sont normalisés:

- * Lo speed 12.5 kbits/seconde.
- * High speed 100 kbits/seconde.

Support physique: Paires torsadées.

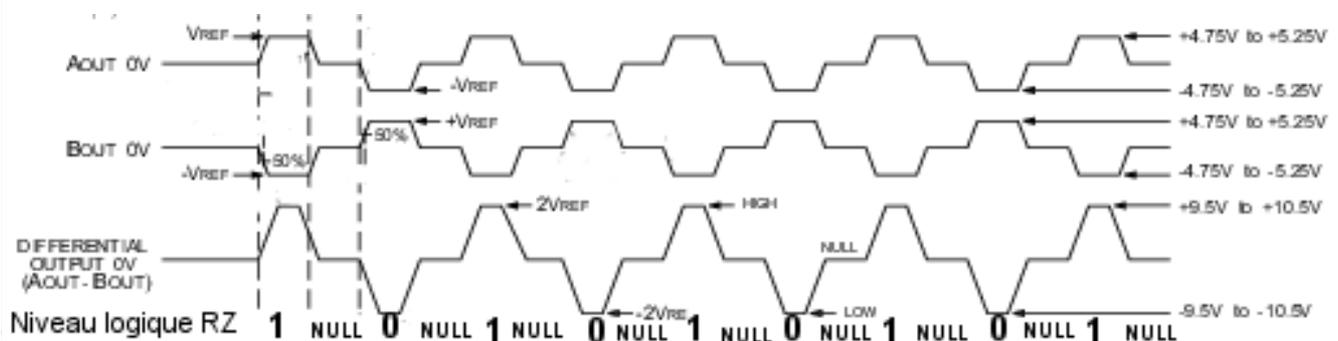
Codage RZ Bipolaire avec retour à zéro.

Format d'un mot : 32 bits

Niveaux de tension par rapport à la masse « ground » : +5V, 0V, -5V : AOUT et BOUT

Niveaux de tension de sortie différentielle : +10V, 0V, -10V : (AOUT- BOUT)

Niveaux logique RZ : 1 , NULL, 0



L'Arinc 429 est un bus doté d'une liaison point à point.

La communication est **unidirectionnelle**. Il peut y avoir plusieurs récepteur pour chaque émetteur.

Les messages sont émis et reçu sur des ports distincts, ce qui nécessite deux bus pour une communication bidirectionnelle.

I ANNEXES

I.1 Identifiant des balises ILS Aéroport Charles de Gaulle – Roissy

Aujourd'hui, la plupart des aéroports sont équipés du système d'aide à l'atterrissage, ILS.

Chaque pistes d'aéroport possèdent une fréquence **FL** de guidage, **Selected Loc Freq**, qui va de pair avec la fréquence **FG** de pente, **Paired Gs Freq**. (voir tableau page : canaux d'accord ILS).

A chaque émetteur, correspond un identifiant à trois lettres qui est transmis en code MORSE (tableau page) sur la porteuse du LOCALIZER et traité par le microcontrôleur BITE, puis transmis sur le bus ARINC en code ASCII.

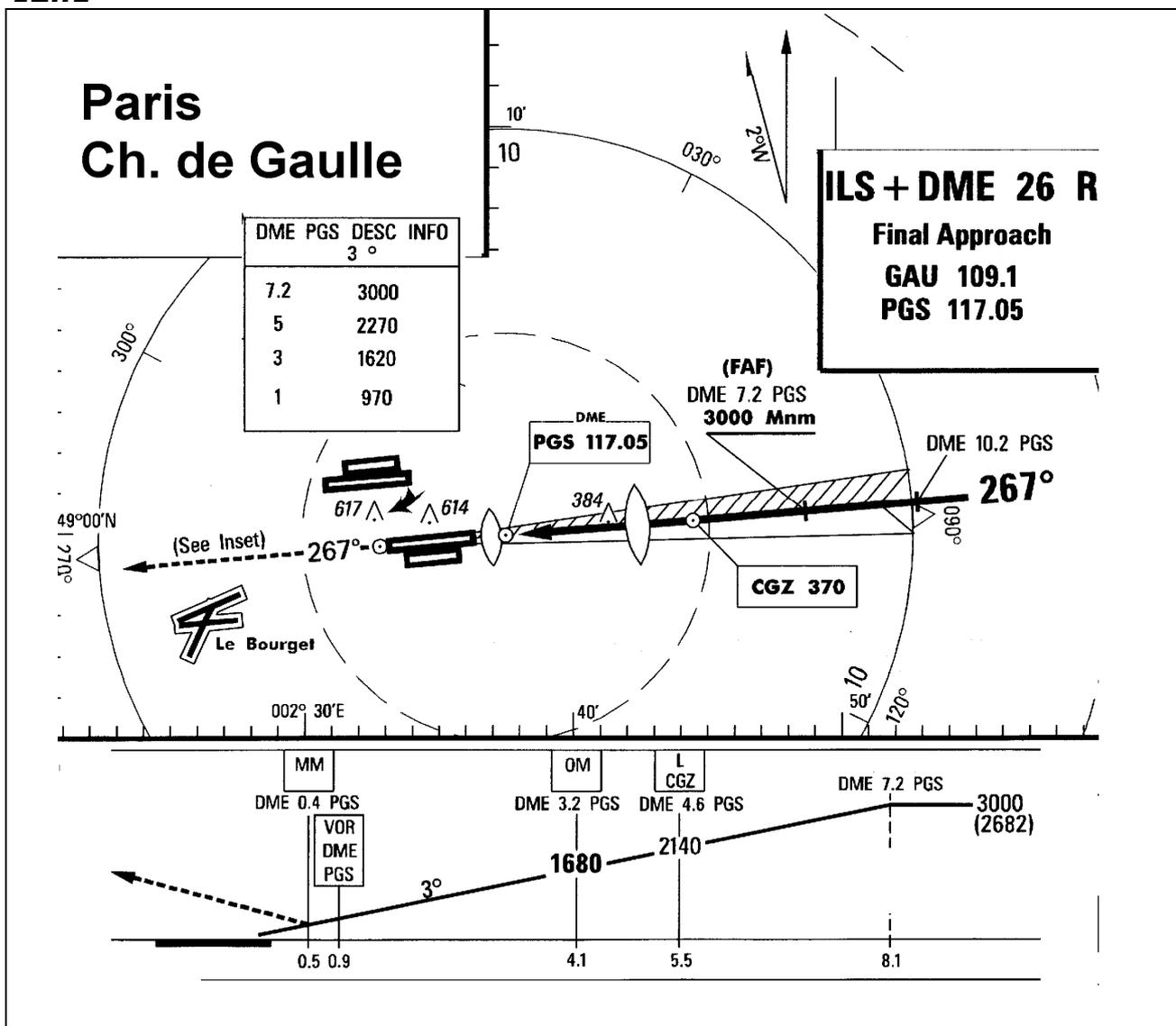
A l'approche de l'aéroport, la Tour de contrôle informe le pilote de l'aéronef par radio, sur le nom de la piste à empruntée, en alphabet international (tableau page) : alors, le pilote règle les paramètres de cette balise ILS associée à la piste. Il écoute dans son casque et vérifie que le code MORSE de cette balise corresponde bien à la consigne.

L'aéroport Charles de Gaulle - Roissy, près de Paris, possède 8 pistes et donc autant de paire de fréquence pour le guidage ILS.

Le tableau ci-dessous identifie partiellement ces 8 pistes:

Nom de la Piste	Identifiant	FL MHz	FG MHz	Morse	Alphabet International
ILS 08 L	DSE	108,55	329,75	- · · · · ·	Delta...Sierra...Echo
ILS 08 R	GLE	108,70			Golf...Lima...Echo
ILS 09 L	PNE	109,35			
ILS 09 R	CGE	110,10	334,40		
ILS 26 L	DSU	108,35			
ILS 26 R	GAU	109,10			
ILS 27 L	CGW	110,70			
ILS 27 R	PNW	110,35			

I.2 Extrait d'un document d'approche piste 26 R, Paris Ch. de Gaulle I2..1



Approach Final Chart

I.3 Utilisation du code d'épellation radiophonique international et du code MORSE lors de communications radio.

LETTRE	CODE INTERNATIONAL	Code MORSE
A	ALPHA	·-
B	BRAVO	-···
C	CHARLIE	-·-·
D	DELTA	-··
E	ECHO	·
F	FOX TROTT	··-·
G	GOLF	--·
H	HOTEL	····
I	INDIA	··
J	JULIETT	·-_-
K	KILO	-·-
L	LIMA	·-··
M	MIKE	--
N	NOVEMBER	-·
O	OSCAR	---
P	PAPA	·-_-·
Q	QUEBEC	--'-
R	ROMEO	·-·
S	SIERRA	···
T	TANGO	-
U	UNIFORM	··-
V	VICTOR	···-
W	WISKY	·--
X	X RAY	-··-
Y	YANKEE	-·-_-
Z	ZOULOU	--··
SEPARATIF	Tous les éléments de ponctuation sont remplacés par le terme "séparatif".	
ACCENT	Aucun accent n'est prononcé.	

Exemple : "Avignon, j'épelle ... Alpha ... Victor ... India ... Golf ...November ... Oscar ... November"

NB : Les noms de personnes ne doivent jamais être énoncés en clair .

Durées associées :

point (dot) → 150ms ;

trait (dash) → 450ms ;

espace (space) → 150ms ;

espace entre lettres → 450ms ;

espace entre mots → 5 à 10s.

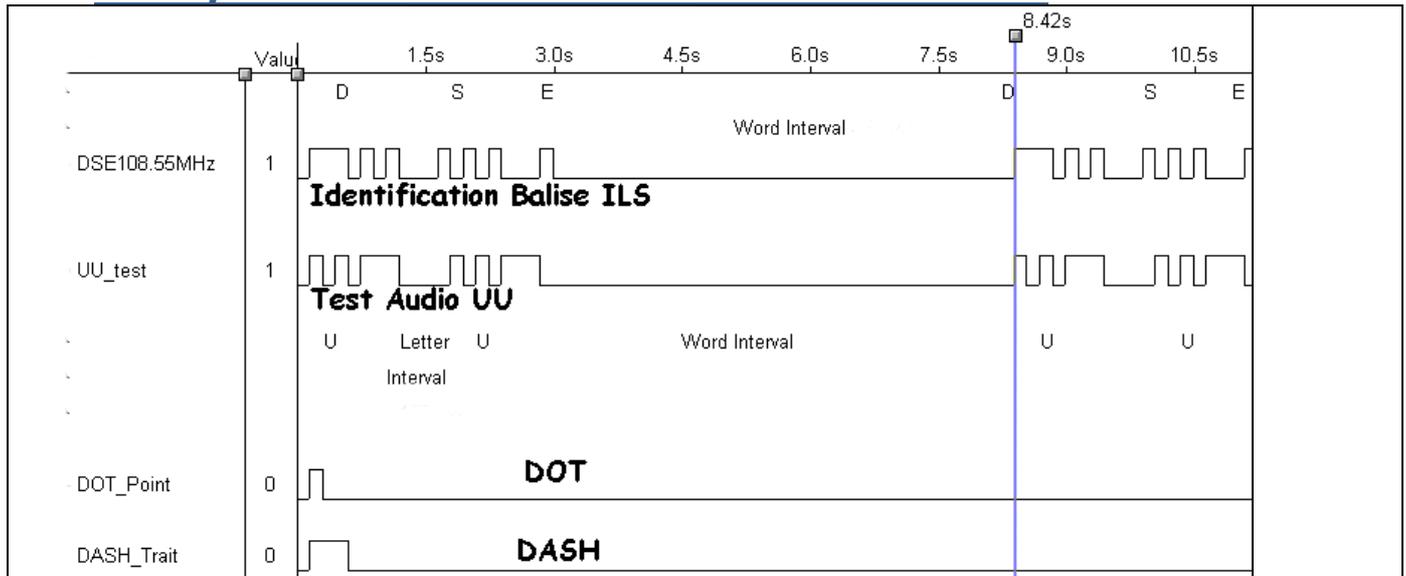
Pour les nombres, essayez d'abord chiffre par chiffre puis si cela n'est pas suffisant, utilisez le code français.

Exemple : "356, j'épelle ... 3 ... 5 ... 6" ou "356, j'épelle ... 3 ... deux et un ... 5 ... trois et deux ... 6 ... deux fois trois".

C	CODE INTERNATIONAL	CODE FRANÇAIS	MORSE
h	NADAZERO	ZERO OU NUL	-----
i	UNAONE	UNITE	·-----
f	BISSOTWO	DEUX FOIS UN	··-----
f	TERRATHREE	DEUX ET UN	···---
r	KARTEFOUR	DEUX FOIS DEUX TROIS	····-
e	PANTAFIVE	ET DEUX DEUX FOIS TROIS	····-·
	SOXISIX	TROIS	·····
	SETTESEVEN	QUATRE ET TROIS DEUX	·····-·
	OKTOEIGHT	FOIS QUATRE CINQ ET	·····-·-
	NOVENINE	QUATRE	·····-

Exemple : "Le nom de la personne est... j'épelle ... Mike ... Oscar ... Uniform... November ... India ... Echo ... Roméo, prénom Bertrand" Pour une personne s'appelant Bertrand Mounier.

I.4 Exemple : information modulante code MORSE



Extrait de la notice de maintenance :

IDENT DECODER TEST

Apply an rf signal (LOC CENT SIG) of 110.30 MHz, -47 dBm, 0 DDM to LOC antenna connector. Modulate the applied signal at 5% with a 1020-Hz Morse code ident "UU"

NOTE: Generate the ident with an automatic keyer. Manually keyed Morse code may not be sufficiently regular for suitable decoding.

Dot = 150 ms

Dash = 450 ms

Space = 150 ms

Letter interval = 450 ms

Word interval = 5 to 10 s

I.5 Codage ASCII

Table des caractères de contrôle (00 à 31)

ASCII	Caract.	Signification	ASCII	Caract.	Signification
00	NUL	<i>null</i> , nul	16	DLE	<i>data link escape</i> , échap. liaison données
01	SOH	<i>start of heading</i> , début d'en-tête	17	DC1	<i>device control 1</i> , commande unité 1
02	STX	<i>start of text</i> , début de texte	18	DC2	<i>device control 2</i> , commande unité 2
03	ETX	<i>end of text</i> , fin de texte	19	DC3	<i>device control 3</i> , commande unité 3
04	EOT	<i>end of transmission</i> , fin de transmission	20	DC4	<i>device control 4</i> , commande unité 4
05	ENQ	<i>enquiry</i> , interrogation	21	NAK	<i>negative acknowledge</i> , acc. récep. nég.
06	ACK	<i>acknowledge</i> , accusé de réception	22	SYN	<i>synchronous idle</i> , inactif synchronisé
07	BEL	<i>bell</i> , sonnerie	23	ETB	<i>end of transmission block</i> , fin tran. bloc
08	BS	<i>backspace</i> , espacement arrière	24	CAN	<i>cancel</i> , annuler
09	HT	<i>horizontal tabulation</i> , tabulation horiz.	25	EM	<i>end of medium</i> , fin du support
10	LF	<i>line feed</i> , saut de ligne	26	SUB	<i>substitute</i> , substitut
11	VT	<i>vertical tabulation</i> , tabulation verticale	27	ESC	<i>escape</i> , échappement
12	FF	<i>form feed</i> , saut de page	28	FS	<i>file separator</i> , séparateur de fichiers
13	CR	<i>carriage return</i> , retour chariot	29	GS	<i>group separator</i> , séparateur de groupes
14	SO	<i>shift out</i> , hors code	30	RS	<i>record separator</i> , sép. d'enregistr.
15	SI	<i>shift in</i> , en code	31	US	<i>unit separator</i> , séparateur d'unités

Table des caractères imprimables (32 à 127) — ou table ASCII standard

ASCII	Caractère.	ASCII	Caractère	ASCII	Caractère
32	SP (<i>space</i> , espace)	64	@	96	`
33	!	65	A	97	a
34	"	66	B	98	b
35	#	67	C	99	c
36	\$	68	D	100	d
37	%	69	E	101	e
38	&	70	F	102	f
39	'	71	G	103	g
40	(72	H	104	h
41)	73	I	105	i
42	*	74	J	106	j
43	+	75	K	107	k
44	,	76	L	108	l
45	-	77	M	109	m
46	.	78	N	110	n
47	/	79	O	111	o
48	0	80	P	112	p
49	1	81	Q	113	q
50	2	82	R	114	r
51	3	83	S	115	s
52	4	84	T	116	t
53	5	85	U	117	u
54	6	86	V	118	v
55	7	87	W	119	w
56	8	88	X	120	x
57	9	89	Y	121	y
58	:	90	Z	122	z
59	;	91	[123	{
60	<	92	\	124	
61	=	93]	125	}
62	>	94	^	126	~
63	?	95	_	127	DEL (<i>delete</i> , sup.)

Tableau 2 : codage ASCII.

1.6 Tableau 1 : Canaux d'accord du récepteur ILS :
(extrait de la notice de maintenance)

Numéro N du Canal ILS	Selected localizer frequency FL (MHz)	Paired glide slope frequency FG (MHz)
0 Self Test	107.95	335.15
1	108.10	334.70
2	108.15	334.55
3	108.30	334.10
4	108.35	333.95
5	108.50	329.90
6	108.55	329.75
7	108.70	330.50
8	108.75	330.35
9	108.90	329.30
10	108.95	329.15
11	109.10	331.40
12	109.15	331.25
13	109.30	332.00
14	109.35	331.85
15	109.50	332.60
16	109.55	332.45
17	109.70	333.20
18	109.75	333.05
19	109.90	333.80
20	109.95	333.65
21	110.10	334.40
22	110.15	334.25
23	110.30	335.00
24	110.35	334.85
25	110.50	329.60
26	110.55	329.45
27	110.70	330.20
28	110.75	330.05
29	110.90	330.80
30	110.95	330.65
31	111.10	331.70
32	111.15	331.55
33	111.30	332.30
34	111.35	332.15
35	111.50	332.90
36	111.55	332.75
37	111.70	333.50
38	111.75	333.35
39	111.90	331.10
40	111.95	330.95

N, numéro du canal, $N \in [0 : 40]$

et $N=0$ pour la fréquence de Self TEST (Loc 107,95 MHz et Glide 335,15 MHz).

I.7 Principe du DDM

« Difference in Depth of Modulation »

Différence de profondeur de modulation.

La grandeur DDM (généralement exprimée en %) est la différence des taux de modulation AM des 2 fréquences de consignes 90 Hz et 150 Hz.

I7..1 locDDM pour l'émetteur « localize , cap , alignement »

Pour le « cap », **localizer**, notons cette « différence de profondeur de modulation » **locDDM**.

Les deux modulants, 90Hz à gauche et 150Hz à droite, ont un taux de **modulation AM de 20%** sur le plan de consigne pour chacun des 2 modulants.

On a donc **locDDM= 0 sur le plan de consigne**.

Si l'aéronef est suffisamment proche du plan de consigne, on suppose que la variation du taux de modulation 90Hz et 150Hz est **symétrique de part et d'autre du plan de consigne**. Le taux maximum d'un modulant est donc de 40% quand l'autre modulant est à 0%. On obtient une **déviati on maximale de 40%** pour la variable **locDDM**.

- **locDDM= 0** sur le plan de consigne.
- **locDDM maximale = 40% = 0,4 DDM**.

I7..2 glideDDM pour l'émetteur « glide , pente »

Pour la « pente », **glide**, notons cette « différence de profondeur de modulation » **glideDDM**.

De même, pour la grandeur DDM du signal pente, « glide », on retrouve facilement :

- Taux AM 40 % pour chacun des modulants « glide », 90 Hz et 150 Hz sur le plan de consigne.
- **glideDDM= 0** sur le plan de consigne.
- **glideDDM maximale = 80% = 0,8 DDM**.

I.8 Description partielle de la fonction : Mesurer l'écart de « pente » et «d'alignement (cap) »

Pour le récepteur ILS étudié, la **DDM** est calculée sur 12 bits par chacun des 2 processeurs de signaux, DSP,

Les signaux modulants décelés, images de la pente et de l'alignement de piste, sont transmis à des filtres « Passe-Bas » qui conditionnent les signaux avant leur numérisation par des convertisseurs A/N 8 bits.

Les signaux numériques images des modulants 90 et 150Hz sont séparés par deux filtres numériques mis en œuvre dans un DSP. L'écart de position **DDM** peut maintenant être calculé avec l'amplitude des signaux « 90 et 150Hz » ; ceci est réalisé par deux processeurs de signaux DSP : le DSP primaire (FS1-5) et le DSP de contrôle (FS1-10) qui élaborent séparément l'écart de position, mais de la même manière.

La fonction FP2 contrôle l'égalité des mesures effectuées par ces deux DSP.

La variable DDM est transmise (byte 0 à byte 7) par les processeurs DSP à la fonction FP2 (Gérer les entrées/sorties), dans une trame numérique.

Dans cette trame, l'information binaire « polarity bit », permet de définir lequel des deux modulants est prédominant (c'est à dire que ce bit indique si la trajectoire est « trop à gauche » ou « trop à droite » pour le localizer et « trop en bas » ou « trop en haut » pour le glide.

I.9 Bibliographie

I9..1 Web

<http://www.luizmonteiro.com/>

<http://airalph.free.fr/>

<http://www.jaa.nl/>

<http://www.easa.eu.int/>

<http://ama.asso.free.fr/>

<http://matthieu.papin.free.fr/>

<http://www.meriweather.com/>

<http://tipeoloide.free.fr/>

I.10 Glossaire : sigles & acronymes.

A300- A310 (Wide Body)

Famille A320 (Single Aisle)

A330-A340 (Long range)

A380 (Double Deck)

Engine Indication and Crew Alert System (EICAS)

AGL: Altitude Above Ground Level

Au dessus du niveau du sol

In [aviation](#), **Above Ground Level (AGL)** denotes that a given altitude is measured above the ground

ATIS: Automatic Terminal Information Service, a recorded message with information about an airports active runways, weather conditions, etc. Utilise la radio VHF avec emission en code Morse.

AMSL: The term **above mean sea level (AMSL)** (Au dessus du niveau moyen de la mer) refers to the [elevation](#) (on the ground) or [altitude](#) (in the [air](#)) of any object, relative to the [average sea level](#)

AMSR

Radar minimum safe altitude

Altitude minimale de sécurité radar

In modern aviation only a few of the most frequently used old Q codes are still used/remembered, eg.:

QFE - subscale setting to give height above aerodrome, “hauteur au dessus du terrain”

Student pilots sometimes think of QFE as “**Q Field Elevation**” to help them remember its meaning.

QNH - subscale setting to give altitude above sea level, “altitude au dessus du niveau moyen de la mer”

QNE - value indicated on altimeter at **touchdown** when a subscale setting of 1013 millibars (a standard atmospheric pressure setting used to fly Flightlevels) is set,

QDM - the magnetic bearing to a position,

QDR - the magnetic bearing from a position,

QTE - the true bearing to a position,

QUJ - the true bearing from a position,

QSY - change frequency to,

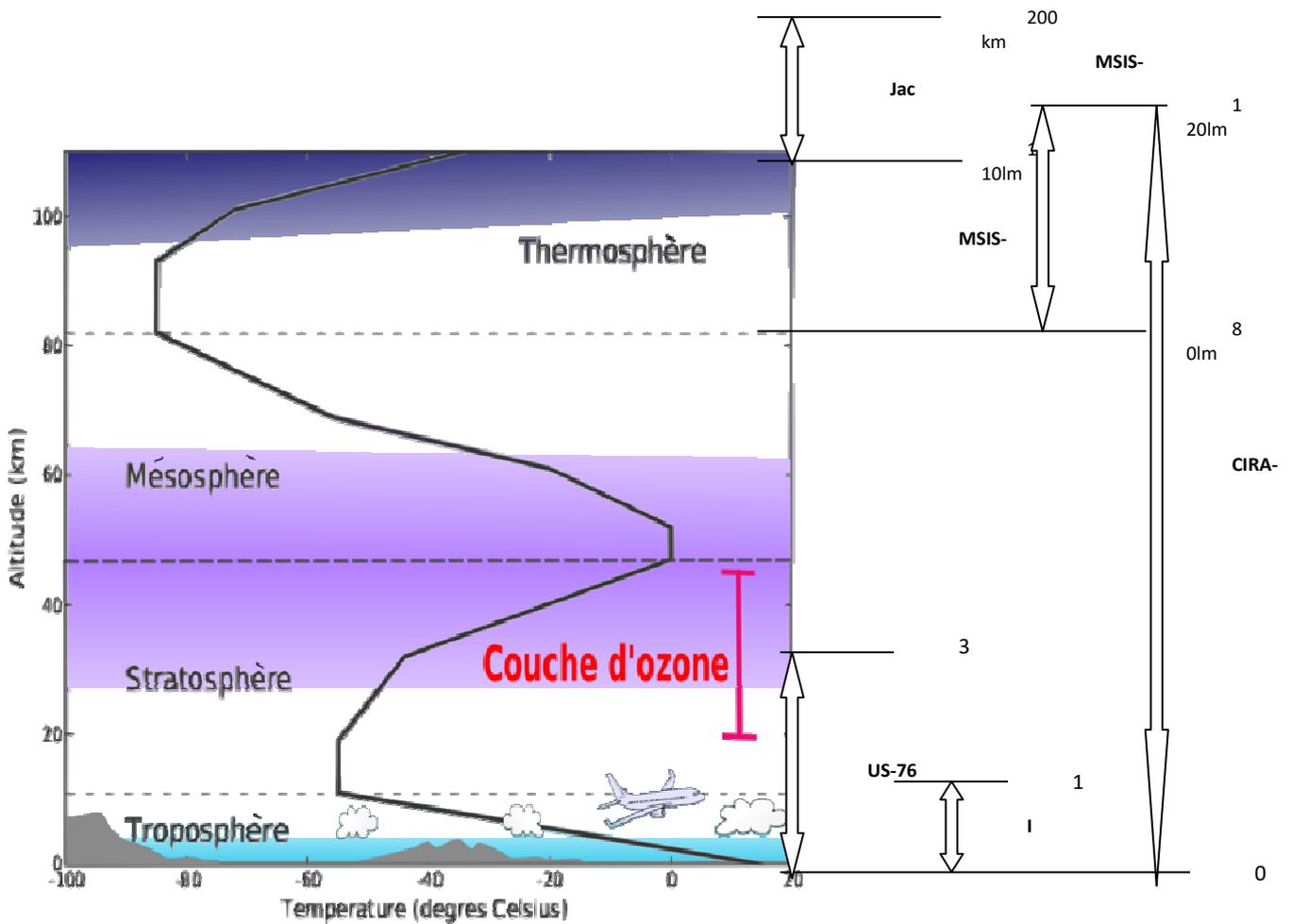
QFU - the precise magnetic heading of a runway, ie, the QFU of runway 24 is 238 degrees.

I.11 Les modèles atmosphériques

A l'heure actuelle, il existe 5 modèles atmosphériques:

- l'Atmosphère standard U.S.
- l'Atmosphère de référence Jacchia
- le CIRA-XX
- le MSIS-XX
- le NRLMSISE-00

Dans l'atmosphère, la densité et la pression décroissent quand l'altitude croît mais la température évolue de façon différente, comme le montre le graphique qui suit :



Evolution de la température suivant les couches atmosphériques

Ainsi depuis 1958, la densité des espèces les plus importantes, la température neutre T_n et la pression de l'atmosphère terrestre ont pu être modélisées.

2.1. L'atmosphère standard U.S.

Le travail américain du comité de l'extension de l'atmosphère standard (COESSA) a mené au premier modèle atmosphérique en 1958. Il a été publié par l'administration atmosphérique et océanographique nationale (NOAA), l'administration aéronautique et spatiale nationale (NASA) et l'« U.S. Air Force ».

Plusieurs versions ont été publiées suite à ces travaux (1962, 1966 et 1976).

Le modèle se base par rapport à des données satellites et de fusées et la loi des gaz parfaits. Il a donné les températures et les densités atmosphériques du niveau de la mer à une altitude de 1000 km. En dessous de 32 km le modèle est identique à celui de l'atmosphère standard de l'organisation de l'aviation civile internationale (ICAO).

Ces atmosphères standard sont des profils simples représentant l'atmosphère idéal et stationnaire pour des activités solaires modérées.

Les paramètres extérieurs sont : la température, la pression, la densité, l'accélération causée par la gravité, ... pour 5 latitudes nord (15, 30, 45, 60, 75) dans des conditions estivales et hivernales. La résolution d'altitude varie de 0.05 km aux altitudes basses à 5 km à de hautes altitudes.

Couche	Nom de la couche	Hauteur Géopotentielle h (m)	Hauteur de la couche z (km)	Taux ($^{\circ}\text{C}/\text{km}$)	Température T ($^{\circ}\text{C}$)	Pression atmosphérique p (Pa)
0	Troposphère	0.0	0.0	-6.5	+15.0	101,325
1	Tropopause	11.000	11.019	+0.0	-56.5	22,632
2	Stratosphère	20.000	20.063	+1.0	-56.5	5,474.9
3	Stratosphère	32.000	32.162	+2.8	-44.5	868.02
4	Stratopause	47.000	47.350	+0.0	-2.5	110.91
5	Mésosphère	51.000	51.413	-2.8	-2.5	66.939
6	Mésosphère	71.000	71.802	-2.0	-58.5	3.9564
7	Mésopause	84.852	86.000	—	-86.2	0.3734

Données de l'atmosphère standard 1976

2.2. L'atmosphère Jacchia

Les rapports sur cette atmosphère ont été publiés en 1970, 1971 et 1977.

Ils incluent le texte explicatif, des formules et des tableaux où la densité, la température, la pression et la composition sont définies pour une altitude de 90 à 2500 km.

Ce modèle prend en compte les variations dues aux saisons, à l'heure locale, à la latitude et les effets solaires et géomagnétiques.

Jacchia a contribué de la partie thermosphérique (110-200 km) jusqu'au modèle CIRA-72, qui sera détaillé dans la partie suivante.

Ces modèles sont surtout basés sur des données de traînée satellite et de navettes spatiales.

Il est principalement utilisé dans la modélisation de navettes spatiales et des champs liés.

Une supposition commune aux autres modèles est que l'atmosphère tourne avec la Terre comme un corps rigide.

2.3. CIRA-XX

L'atmosphère de référence internationale COSPAR est plus couramment appelée l'atmosphère CIRA-XX, XX étant l'année d'élaboration ou de révision du modèle. Ce modèle est le plus utilisé par le Comité de Recherche Spatiale (COSPAR) et fournit des modèles empiriques de température et densité atmosphérique de 0 à 2000 km.

Trois versions existent à ce jour : CIRA-61, CIRA-72, CIRA-86.

Dans la thermosphère, le CIRA-86 est identique au modèle MSIS-86 (cf. le paragraphe suivant).

Pour la partie inférieure (0-120 km), le modèle consiste en des tableaux de valeurs moyennes de température et de vent pour la plage de latitude de 80N à 80S. Deux fichiers sont mis en avant, l'un pour les coordonnées de pression (incluant les hauteurs géopotentielles) et l'autre pour les coordonnées de hauteur (incluant les valeurs de pression).

Ces tableaux ont été élaborés à partir de combinaisons de plusieurs données (données sol et données satellites (Nimbus 5, 6, 7)).

En dessous de 50 km l'atmosphère peut être considéré comme un mélange homogène et être traitée comme un gaz parfait.

Au dessus de 80 km l'équilibre hydrostatique chute progressivement comme la diffusion et le transport vertical devient important.

La température varie du sol jusqu'à l'exosphère (située à 400 km), où elle est constante.

Le modèle reproduit précisément la plupart des caractéristiques de l'atmosphère, comme le vent équatorial et la structure générale des différentes couches.

2.4. MSIS-XX

Ce modèle de spectrométrie de masse et de dispersion incohérente a principalement été développé par A.E Hedin et ses collaborateurs. Ils ont combiné les données du spectromètre de masse provenant des fusées et les données des radars de dispersion incohérente.

Trois versions existent à ce jour : MSIS-77, MSIS-83, MSIS-86.

Un modèle d'extension a été développé vers 1990 : MSISE-90.

En dessous de 72.5 km, le modèle se base principalement sur le manuel atmosphérique (zone de température et pression moyennes) de Barnett et Corney, qui a été utilisé pour le modèle CIRA-86.

Au dessus de 72.5 km, MSISE-90 est essentiellement le modèle MSIS-86 révisé prenant en compte les données provenant de vols de navettes spatiales et plus récemment des résultats sur la dispersion incohérente.

Si on s'intéresse à une atmosphère supérieure à 120 km, le modèle MSIS-86 est recommandé.

Tous les principaux gaz sont inclus: N_2 , O , O_2 , H , He , aussi T et $Texo$.

2.5. NRLMSISE-00

Le modèle révisé MSIS est appelé modèle « Naval Research Laboratory MSIS E » et est apparu à partir de 2000. Il s'agit du modèle atmosphérique le plus récent, qui donne la majeure et la mineure partie des espèces présentes dans l'atmosphère en fonction de l'altitude, la date, le temps, le lieu, le flux solaire et l'index magnétique.

L'utilisation principale de ce modèle est d'aider les prédictions de dégradation orbitale des satellites en raison de la traînée atmosphérique. Ce modèle est basé sur les modèles MSIS-86 et MSIS-90 mais mis à jour avec des données de traînée satellites réelles.

I11..1 **Météorologie** www.meteosat.pessac.free.fr



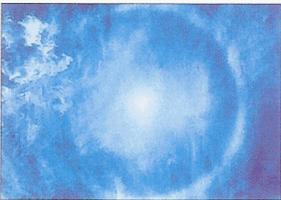
Reconnaitre

les nuages...



Cirrus

Nuages élevés en forme de filaments blancs, de bandes étroites, de virgules ou crochets, composés de cristaux de glace dispersés. Pas de précipitations associées.



Cirrostratus

Voile nuageux élevé, transparent et blanchâtre, couvrant partiellement ou totalement le ciel. Il est constitué de cristaux de glace et donne lieu généralement à des phénomènes de halo. Pas de précipitations associées.



Altostratus

Nappe ou couche nuageuse grisâtre ou bleuâtre couvrant totalement ou partiellement le ciel, laissant voir le soleil comme au travers d'un verre dépoli. Constitué de gouttelettes d'eau (parfois surfondues), de cristaux de glace ou de neige, il est à l'origine de chutes de pluie, de neige ou de granules de glace.



Stratus

Couche nuageuse grise, dense, uniforme' donnant lieu à du brouillard quand sa base atteint le sol. Il est constitué de gouttelettes d'eau (parfois de particules de glace). Précipitations associées : bruine ou neige en grains.



Cumulus humilis

Nuages séparés, contours bien délimités, base horizontale avec faible développement vertical. Nuages de beau temps, apparaissant le matin et disparaissant le soir. Ils sont constitués de gouttelettes d'eau. Pas de précipitations associées.



Cumulonimbus

Nuage dense et puissant au développement vertical considérable. La partie supérieure lisse ou fibreuse s'étale en forme d'enclume ou de vaste panache. La partie inférieure apparaît très sombre du fait de la grande extension verticale du nuage. Précipitations associées : averses de pluie, neige, neige roulée, grêle ou grésil. Les orages sont toujours provoqués par ce genre de nuage.

Cirrocumulus

Banc, nappe ou couche mince de nuages élevés dont la plupart des éléments ont une largeur apparente inférieure à 1 degré*. D'aspect ondulé ou "moutonné", ils sont constitués de cristaux de glace et parfois d'eau fortement surfondues (eau liquide à température négative). Pas de précipitations associées.



Alto cumulus

Banc, nappe ou couche de nuages blancs ou gris composés d'éléments réguliers ayant une largeur apparente comprise entre 1 et 5 degrés*. Ils sont constitués de gouttelettes d'eau parfois accompagnées de cristaux de glace.



stable

Nimbostratus

Couche nuageuse grise et sombre dont l'aspect est rendu flou par des chutes de pluie ou de neige atteignant le sol. L'épaisseur de cette couche est partout suffisante pour masquer complètement le soleil. Ce nuage est constitué de gouttelettes d'eau, de cristaux de glace ou de flocons de neige. Précipitations associées : pluie, neige ou granules de glace.



Stratocumulus

Banc, nappe ou couche de nuages composés de "dalles, galets". La plupart des éléments (soudés ou non) ont une largeur apparente supérieure à 5 degrés*. Ils sont constitués de gouttelettes d'eau (parfois accompagnées de neige roulée ou de flocons de neige). Précipitations associées : pluie ou neige faible ou neige roulée.



Cumulus congestus

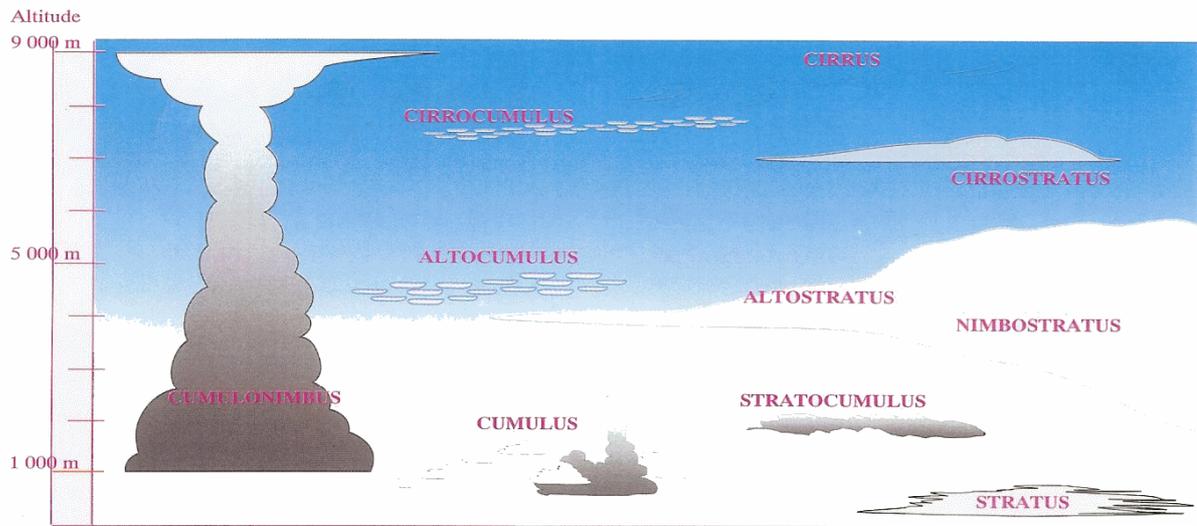
Cumulus avec développement vertical important, dont l'aspect bouillonnant révèle de puissants mouvements verticaux. Ils sont constitués de gouttelettes d'eau ou de cristaux de glace (si la partie supérieure du nuage est très < 0 °C). Précipitations associées : averses de pluie, neige ou neige roulée.



↑
→ Instable

* 1 degré c'est environ la largeur du petit doigt bras tendu.
5 degrés c'est environ la largeur de 3 doigts bras tendu.

Gène et altitude des nuages



Altitude et épaisseur moyenne des nuages en France (valeurs approximatives)

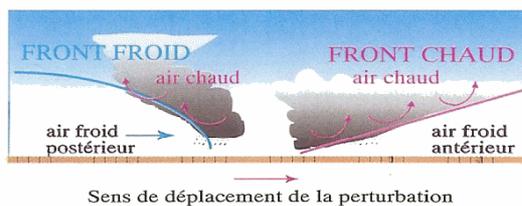
Nom	Cirrus	Cirrocumulus	Cirrostratus	Alto cumulus	Altostratus	Nimbostratus	Stratocumulus	Cumulonimbus	Cumulus	Stratus
Hauteur de la base (mètres)	6 000-12 500	5 000-10 000	5 000-11 000	2 000-6 000	2 000-4 500	400-1 800	600-2 000	400-2 000	150-2 000	000-500
Épaisseur moyenne (mètres)	300	500	500	1 500	2 000	3 000	600	7 000	2 000	300

Mécanismes de formation des nuages

Un nuage est formé d'un ensemble de gouttelettes d'eau (ou de cristaux de glace) en suspension dans l'air. L'aspect du nuage dépend de la lumière qu'il reçoit, de la nature, de la dimension, du nombre et de la répartition des particules qui le constituent. Les gouttelettes d'eau d'un nuage proviennent de la condensation de la vapeur d'eau contenue dans l'air. La quantité maximale de vapeur d'eau (gaz invisible) est fonction de la température de l'air. Plus l'air est chaud, plus il peut contenir de vapeur d'eau. A chaque température correspond un seuil de "saturation" au-delà duquel il y a condensation et apparition de gouttelettes. La formation du nuage sera toujours due à un refroidissement de l'air. Les mécanismes de refroidissement les plus courants sont les suivants :

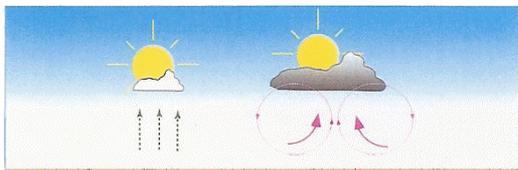
1) Soulèvement frontal

Dans une perturbation en mouvement, l'air chaud est soulevé à l'avant par la masse d'air froid antérieur (front chaud). L'air froid postérieur rejette l'air chaud en altitude (front froid). Le long des fronts se forment les nuages.



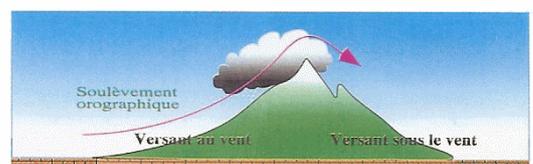
3) Convection

Le réchauffement du sol se communique à l'air qui, dilaté donc plus léger, se met à monter et se refroidit par détente. Les nuages de convection apparaissent d'autant plus facilement qu'il y a de l'air froid en altitude (masse d'air instable). Les bases de tels nuages sont horizontales, leurs sommets évoluent en fonction de la température. Ils sont fréquents l'été sur terre, l'hiver sur mer.



2) Soulèvement orographique

Le relief oblige la masse d'air à s'élever sur sa face au vent. La masse d'air s'élevant, sa température s'abaisse et peut atteindre le seuil de saturation. Un nuage se forme alors sur le versant au vent et se dissipe sur le versant sous le vent.



4) Refroidissement par la base

Ce mécanisme conduit à la formation de nuages bas ou brouillard. Il est fréquent l'hiver à l'approche d'une masse d'air doux et humide venant de l'Atlantique. On l'observe l'été en mer lorsque de l'air relativement doux arrive sur des eaux froides.



I11..2 Anémomètre – Badin Les erreurs instrumentales **La vitesse corrigée (CAS ou RAS)**

<http://www.volez.net/aerodynamique-technique/mesure-vitesse-relative/vitesse-corrigee.html>

L'indication de l'aiguille de l'anémomètre doit être corrigée des erreurs inhérentes à la construction de tout instrument. Un tableau d'erreurs instrumentales devrait normalement accompagner l'anémomètre.
Théoriquement :

La VITESSE INDIQUEE ou IAS (Indicated Airspeed) est l'indication lue sur l'anémomètre, corrigée des erreurs instrumentales.

En pratique, les erreurs instrumentales sont rarement connues, mais généralement faibles, et nous pouvons admettre que :

L'IAS EST LA VITESSE LUE SUR L'ANEMOMETRE

L'IAS est entachée d'une erreur dite "DE POSITION" ou "D'ANTENNE", due essentiellement aux perturbations de la pression statique résultant des mouvements de l'avion. L'erreur de position est fonction de l'IAS et de la configuration de l'avion (flaps et train rentrés ou sortis etc.). L'erreur de position du tube de Pitot peut généralement être considérée comme négligeable pour autant qu'il ne soit pas incliné de plus de 15 à 20° par rapport à la direction du vent relatif.

Le manuel de vol d'un avion donne toujours un tableau ou un diagramme de correction de l'IAS.
 L'IAS ainsi corrigée s'appelle indifféremment, pour les avions légers :

CAS = Calibrated Air Speed, ou **RAS** = Rectified Air Speed

On a donc :

CAS = IAS + correction de l'erreur de position.

NB : Les abréviations KIAS et KCAS signifient que les vitesses IAS ET CAS sont exprimées en Noeuds (Knots)

On notera, dans ces exemples, que la vitesse corrigée (CAS ou KCAS) n'est pas très différente de la vitesse indiquée (IAS ou KIAS) dans la gamme des vitesses de croisière.

Pour le C-150, dont la vitesse indiquée en croisière est de 90 à 100 MPH, la CAS est de 91 MPH pour une IAS de 90 MPH et la CAS est égale à l'IAS pour 100 MPH.

Pour le PA-28, la différence entre la KCAS et la KIAS n'est que de 1 Kt pour une KIAS de 80 et de 2 Kt pour une KIAS de 182.

Ceci explique et justifie la pratique courante qui consiste à d'admettre que la vitesse corrigée est égale à la vitesse indiquée (CAS = IAS), dans la gamme des vitesses de croisière.

On trouve également, chez certains auteurs, l'expression "**Conventional Air Speed**" pour désigner la CAS.

Les pannes de l'anémomètre

L'anémomètre est un instrument capital pour le pilotage, il est donc important d'en connaître les principales anomalies de fonctionnement dues au blocage des prises de pressions qui peut se produire par givrage ou encrassement.

Blocage de la prise de pression statique

On peut se rendre compte du blocage de la prise statique lorsque, par exemple, l'ALTIMETRE et le VARIOMETRE restent invariables alors qu'on se trouve en montée ou en descente, mais la panne est indécélable si l'avion reste en palier.

Si P_{sb} est la pression statique dans le boîtier et P_{se} la pression statique extérieure, la pression totale dans la capsule vaut $P_t = P_d + P_{se}$ et l'IAS correspond à une pression dynamique mesurée $P_m = (P_d + P_{se}) - P_{sb}$.

En fonctionnement normal, on a $P_{se} = P_{sb}$ et $P_m = P_d$.

Supposons que le blocage se produise à une altitude où règne une pression statique $P_{se} = P_{sb} = 800$ hPa, et descendons à une altitude où la pression extérieure serait, par exemple 1000 hPa. L'anémomètre mesurera alors une pression dynamique $P_m = P_d + 1000 - 800 = P_d + 200$ hPa et l'IAS sera surestimée.

Ce sera évidemment l'inverse à une altitude supérieure à celle où s'est produit le blocage.

Conclusion : IL Y A DANGER A LA DESCENTE CAR L'IAS SERA DE PLUS EN PLUS SURESTIMEE

Remède : En l'absence d'une source alternative à l'intérieur du cockpit, on peut casser la vitre du variomètre, ce qui rétablira une pression statique égale à celle qui règne dans le cockpit. Si l'avion n'est pas pressurisé, la pression statique dans le cockpit est légèrement inférieure à la pression statique extérieure, en raison de l'effet Venturi de l'écoulement de l'air sur le fuselage, et l'IAS sera légèrement surestimée.

Blocage de la prise de pression totale (Pitot)

On peut se rendre compte d'un tel blocage quand les variations du régime du moteur n'ont plus aucune influence sur l'IAS.

Il n'est pas rare que le tube de Pitot soit visité par des insectes lorsque l'avion est au sol, d'où la nécessité de le protéger par un "cache-Pitot", qui doit évidemment être enlevé avant le décollage. Si le cache-Pitot est en place au moment du décollage, l'anémomètre indiquera constamment IAS = 0 !

Si l'entrée du Pitot est obstruée mais que le trou d'évacuation d'eau est libre l'IAS devient 0 !

Si le blocage est total (entrée et évacuation d'eau) et s'il se produit à une altitude x , la pression totale dans la capsule restera égale à celle qui existait avant la panne et l'IAS ne sera plus fonction que de la pression statique, donc de l'altitude. A une altitude $y > x$, la P_s diminue et l'IAS augmente ce qui incitera le pilote à la réduire ; à l'inverse l'IAS diminue en descente ce qui incitera le pilote à l'augmenter.

IL Y A DONC IMPOSSIBILITE DE DETERMINER UNE VITESSE CORRECTE.

Remède :

- vérifier le fonctionnement du réchauffage du Pitot ;
- si ceci est sans effet, prendre les précautions nécessaires pour éviter le décrochage en montée ou la survitesse en approche. Ces précautions consistent à adopter le régime et l'attitude correspondant à la vitesse souhaitée, car celle-ci n'est fonction que de la puissance appliquée et de l'angle d'incidence...

Blocage des 2 prises de pressions

Il s'agit d'un cas rarissime où l'IAS indiquée restera inchangée par rapport à celle existant au moment du blocage.