

République Algérienne Démocratique et Populaire 06/01

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE DE BLIDA

INSTITUT D'AERONAUTIQUE

PROJET DE FIN D'ETUDE

POUR L'OBTENTION DU DIPLOME
D'INGENIEUR D'ETAT EN AERONAUTIQUE

OPTION : INSTALLATION

Thème

ETUDE ET SIMULATION DU
SYSTEME DE NAVIGATION PAR
SATELLITE TNL7900

Dirigé par :

Mr : A.BENOUARED

Présenté par :

Mr : ABIDI BRAHIM

Mr : DJOUAHABDELKARIM

ANNEE UNIVERSITAIRE 2000/2001

REMERCIEMENT

On tient à exprimer mes sincères remerciements, particulièrement à notre promoteur monsieur BENOURED ABDEL-HALIM de nous avoir encadré durant notre travail.

On remercie aussi les responsables et ingénieurs de KHALIFĀ AIR WAYS surtout monsieur le directeur technique DIB MOHAMED pour son précieux aides.

Sans oublier tous ceux qui m'ont aider, et je commencer par mes chers amis « SALIM », Nasser, aissa, Rabie, Guezani, Yatto...; et ceux de la « cité 520 log », et tous les membres du bloc II surtout BEKHADDA M'TIAMED, DJAHEL MOHAMED.

Et tous les enseignants de l'institut d'aéronautique qui ont assuré notre formation.

Mr : BRAHIM ABIDI

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE.

CHAPITRE I :.....Introduction aux instruments de radionavigation

| | |
|---|----|
| I Introduction..... | 1 |
| I-1 Le VOR (Very High Frequency Omni Range)..... | 1 |
| I-1-1 Définition..... | 1 |
| I-1-2 Principe du VOR..... | 2 |
| I-1-3 Equipements de bord..... | 6 |
| I-2 Le DME (Distance Measuring Equipment)..... | 7 |
| I-2-1 Définition..... | 7 |
| I-2-2 Principe de mesure de la distance..... | 8 |
| I-2-3 Fonctionnement de DME | 9 |
| I-2-4 Interrogateur de bord..... | 10 |
| I-2-5 Transpondeur au sol..... | 11 |
| I-3 L'ILS (Instrument Landing System)..... | 11 |
| I-3-1 Définition..... | 11 |
| I-3-2 Principe de fonctionnement..... | 12 |
| I-3-3 Fonctionnement de LOCALISER..... | 13 |
| I-3-4 Principe de fonctionnement du Glide path..... | 15 |
| I-3-5 Utilisation en vol..... | 16 |
| I-3-6 Les radiobornes (Markers)..... | 18 |
| I-3-6-1 Définition..... | 18 |
| I-3-6-2 Caractéristiques générales..... | 18 |
| I-3-6-2-a Outer Marker..... | 19 |
| I-3-6-2-b Middle Marker..... | 19 |
| I-3-6-2-c Inner Marker..... | 19 |
| I-3-6-3 Equipement de bord..... | 20 |
| I-4 Le système ONS « OMEGA Navigation System »..... | 20 |
| I-4-1 Définition..... | 20 |
| I-4-2 Principe de fonctionnement..... | 21 |
| I-4-3 Equipement de bord aéronautique..... | 22 |
| I-4-4 caractéristique du système OMEGA..... | 25 |
| I-5 Conclusion..... | 26 |

CHAPITRE II :.....Description du système de navigation TNL7900

| | |
|------------------------|----|
| II-1 Introduction..... | 27 |
|------------------------|----|

| | |
|---|----|
| II-2 Historique..... | 27 |
| II-3 Orbite et contrôle des satellite NAVSTAR..... | 28 |
| II-3-1 Orbite des satellites..... | 28 |
| II-3-1-1 Orbite géostationnaires..... | 28 |
| II-3-1-2 Orbite fortement excentriques..... | 28 |
| II-3-1-3 Orbite circulaire inclinées..... | 29 |
| II-4 Principe de fonctionnement du GPS..... | 29 |
| II-4-1 La détermination de la position | 31 |
| II-4-2 La détermination de la vitesse..... | 32 |
| II-4-3 La synchronisation d'horloges..... | 33 |
| II-4-4 Les signaux émis par les satellites GPS..... | 33 |
| II-4-4-1 Modulation..... | 33 |
| II-4-4-2 Message de navigation..... | 33 |
| II-4-5 Acquisition du signal..... | 34 |
| II-4-6 La précision du système..... | 34 |
| II-4-6-1 Les causes involontaires de dégradation..... | 34 |
| II-4-6-2 La dégradation volontaire de la précision..... | 36 |
| II-4-7 Protection et intégrité du système..... | 37 |
| II-4-7-1 Protection contre la destruction..... | 37 |
| II-4-7-2 Protection des télécommunications..... | 37 |
| II-4-7-3 Intégrité du système..... | 37 |
| II-5 Description du système de navigation TNL7900..... | 38 |
| II-5-1 Fonctionnement du système..... | 38 |
| II-5-2 Composition de l'unité de réception..... | 39 |
| II-5-2-1 Carte microprocesseur..... | 41 |
| II-5-2-2 Carte interface du récepteur GPS..... | 42 |
| II-5-2-3 Carte synchronisation double..... | 43 |
| II-5-2-4 Carte interface pour l'HSI et le pilote automatique..... | 44 |
| II-5-2-5 Carte interface synchronisation | 44 |
| II-5-2-6 Carte digitale (Entrés – Sorties)..... | 44 |
| II-5-2-7 Carte mémoire (points de route plan de vol)..... | 45 |
| II-5-2-8 Carte d'alimentation principale..... | 45 |
| II-6 Composition de l'unité de commande..... | 45 |
| II-6-1 Carte d'alimentation..... | 45 |
| II-6-2 Carte d'altitude cut off..... | 45 |
| II-6-3 Carte vidéo..... | 45 |
| II-6-4 Carte de gestion des entrées – sorties..... | 45 |
| II-7 Elaboration de commande de maintien de route..... | 46 |
| II-7-1 Détermination de la route entre deux points..... | 47 |

| | |
|--|----|
| II-7-2 Détermination de l'écart latéral par rapport à une route..... | 48 |
| II-8 Installation de TNL7900 | 49 |
| II-8-1 Installation des deux antennes..... | 49 |
| II-8-2 Installation des deux RPU..... | 50 |
| II-8-3 Installation des deux CDU..... | 52 |
| II-9 Conclusion..... | 53 |

CHAPITRE III :La commande automatique de vol

| | |
|---|----|
| III-1 Introduction..... | 54 |
| III-2 Définitions..... | 54 |
| III-2-1 Le pilotage..... | 55 |
| III-2-2 Le guidage..... | 55 |
| III-2-3 Les trièdres de l'avion..... | 55 |
| III-2-3-1 Le trièdre avion $GX_1Y_1Z_1$ | 55 |
| III-2-3-2 Le trièdre terrestre local $GX_0Y_0Z_0$ | 55 |
| III-2-3-3 Le trièdre aérodynamique $GX_aY_aZ_a$ | 55 |
| III-2-4 Les gouvernes principales de l'avion..... | 56 |
| III-2-4-1 La gouverne de profondeur..... | 56 |
| III-2-4-2 La gouverne de gauchissement..... | 56 |
| III-2-4-3 La gouverne de direction..... | 57 |
| III-3 Les commandes de vol..... | 57 |
| III-3-1 La commande automatique du vol (CADV)..... | 57 |
| III-3-2 Intégration des CADV dans les commandes de vol..... | 58 |
| III-4 Rappelle sur les systèmes asservis..... | 58 |
| III-4-1 Définition..... | 58 |
| III-4-2 Schéma fonctionnel d'un système asservi..... | 58 |
| III-4-3 Fonction de transfert des systèmes asservis..... | 59 |
| III-4-3-1 Système asservi de premier ordre..... | 59 |
| III-4-3-2 Système asservis de seconde ordre..... | 59 |
| III-4-4 Propriétés des systèmes asservis..... | 60 |
| III-4-5 Correction des systèmes asservis..... | 60 |
| III-4-5-1 Correction par dérivation..... | 61 |
| III-4-5-2 Correction par intégration..... | 61 |
| III-5 Le pilote automatique..... | 62 |
| III-5-1 La stabilité de l'avion..... | 62 |
| III-5-2 La commande en fonction de l'évolution..... | 62 |
| III-5-3 Le guidage d'un avion..... | 62 |
| III-6 Fonctionnement du pilote automatique..... | 62 |

| | | |
|-------------------------------------|---|----|
| III-7 | Composition du pilote automatique..... | 63 |
| III-7-1 | La chaîne de profondeur..... | 63 |
| III-7-2 | Amortisseur de Lacet (Yaw Damper) | 64 |
| III-7-3 | La chaîne de roulis..... | 65 |
| III-8 | Les modes de base en pilote automatique latérale..... | 66 |
| III-8-1 | Le mode maintien d'assiette latérale..... | 66 |
| III-8-2 | Le mode maintien de cap..... | 67 |
| III-8-3 | Prise et tenue de cap affiché..... | 69 |
| III-9 | Modes supérieurs..... | 72 |
| III-9-1 | Mode VOR..... | 72 |
| III-9-2 | Mode de navigation GPS..... | 75 |
| III-10 | Conclusion..... | 78 |
| CHAPITRE IV :.....Simulation | | |
| IV-1 | Introduction..... | 79 |
| IV-2 | Technique de matlab..... | 79 |
| IV-3 | Présentation de la simulation..... | 79 |
| IV-4 | Simulation de prise de cap sélectionné..... | 79 |
| IV-4-1 | Fonctionnement..... | 80 |
| IV-4-1-1 | Sélecteur de cap..... | 80 |
| IV-4-1-2 | Indicateur de roulis..... | 80 |
| IV-4-1-3 | Indicateur HSI..... | 80 |
| IV-4-2 | Calculateur de la chaîne de roulis | 82 |
| IV-4-3 | Exemple de simulation..... | 83 |
| IV-5 | Simulation de prise de route GPS..... | 85 |
| IV-5-1 | Interface graphique..... | 85 |
| IV-5-2 | Utilisation de Simulink..... | 86 |
| IV-5-3 | Fonctionnement..... | 87 |
| IV-6 | Exemple de Simulation..... | 89 |
| IV-7 | Conclusion... .. | 93 |

CONCLUSION GENERALE

ANNEX.

Introduction générale

Le domaine de l'aviation civil a subit au cours de ce dernier centenaire, un grand développement dans tous les domaines de structure, propulsion et surtout dans le domaine de l'avionique, car il a pu passer du pilotage manuel au pilotage automatique tout en libérant le pilote de réaliser des tâches qui ont été très difficiles à réaliser. Ainsi l'introduction de nouveaux instruments de navigation ont permis de faciliter le guidage d'un avion même dans les conditions les plus délicates.

Pour cela on a choisi ce thème comme étude de notre projet de fin d'étude, afin de présenter l'application de guidage par satellites.

Et pour bien comprendre on a décomposé notre travail comme suite :

- *Le premier chapitre qui donne une introduction aux instruments de navigation*
- *Le deuxième chapitre est une étude descriptive de système de navigation par satellite TNL7900*
- *Dans le troisième chapitre nous avons étudiés les différentes commandes automatiques de vol.*
- *Enfin nous terminerons par une simulation de TNL7900 dans la tenue de route en utilisant le SIMULINK de MATLAB5.3.*

chapitre I

Le premier chapitre de ce livre est consacré à l'étude de la géométrie euclidienne. On y trouve les notions fondamentales de la géométrie plane et de la géométrie solide. Les propositions sont énoncées et démontrées avec rigueur. Les figures géométriques sont soigneusement dessinées et accompagnées de légendes explicatives. Ce chapitre constitue la base de la géométrie classique et est essentiel pour la compréhension des concepts géométriques plus avancés.

I INTRODUCTION :

La navigation est une science et une technique qui consiste à relever la position d'un mobile pour déterminer son itinéraire d'un point à un autre. La pratique de la navigation demande à la fois, une connaissance des théories qui la régissent. Une solide expérience fortement souhaitée.

Aujourd'hui de nombreux instruments sont employés pour faciliter la navigation. Certains sont relativement simples à utiliser, alors que d'autres nécessitent un apprentissage sérieux. Parmi ces derniers figurent divers systèmes électroniques et mécaniques tel que les VOR, les DME, les ILS et l'OMEGA. Les instruments de navigations sont conçus pour établir la position, mesurer le cap et la distance, déterminer la vitesse, aider à tracer la route sur les cartes, et observer les conditions météorologiques et parfois, on utilise une combinaison de plusieurs instruments pour obtenir l'information souhaitée.

I-1 Le VOR (Very High Frequency Omni Range):

I-1-1 Définition :

Le VOR est un radiophare omnidirectionnel de radionavigation à courte et moyenne distance qui fonctionne dans la gamme de fréquence VHF, et qui a été standardisé par l'OACI en 1950.

Il émet une fréquence comprise entre 108 et 118 MHz, modulée de manière à transmettre simultanément et indépendamment deux signaux à 30Hz, dont la différence de phase dans un azimut donné caractérise cet azimut.

L'émetteur VOR au sol est matérialise dans l'espace autant d'axe que de degré 360. Chaque'un de ces axes est un rayon ou « **radial** » partant de la station est destiné par un nombre indiquant la direction magnétique de ce radial. A bord de l'avion le « QDM » est calculé par « $QDR \pm 180^{\circ}$ » et le gisement calculé par « $QDM - Cap$ ».

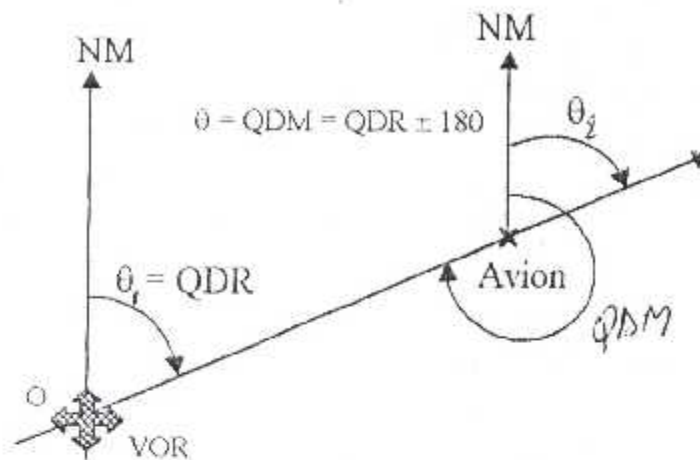


fig. I-1 : Différents angles de navigation d'une station VOR.

Avec :

NM : Nord magnétique.

QDR : Le relèvement magnétique de l'avion par rapport à une station.

QDM : Le relèvement magnétique d'une station par rapport à l'avion.

I-1-2 Principe du VOR :

Le radiophare émet une porteuse VHF modulée de façon à transmettre simultanément et indépendamment, deux signaux de navigation à 30 Hz dont la différence de phase dans un azimuth donné soit précisément égale à cet azimuth. L'information angulaire θ est transmise sous forme de différence de phase entre deux sinusoïdaux à basse fréquence (BF) :

- Un signal sinusoïdal de 30 Hz appelé « 30 REF » dont la phase est identique quelle que soit la direction d'émission.
- Un signal sinusoïdal de phase **variable** « signal de position » appelé « 30 VAR » dont le déphasage par rapport au précédent est égal à QDR de la direction d'émission.

Ces deux signaux sont réglés de telle façon que le maximum positif de modulation du signal de référence coïncide avec le maximum positif du signal de position au Nord magnétique de la station.

Examinons tout d'abord le signal variable dont la phase de modulation doit varier avec l'azimut. L'émetteur VOR rayonne dans son antenne (O) un champ électromagnétique dont le diagramme est sous la forme d'une cardioïde tournant à une vitesse uniforme de 30 tours/seconde « voir fig I-2 ».

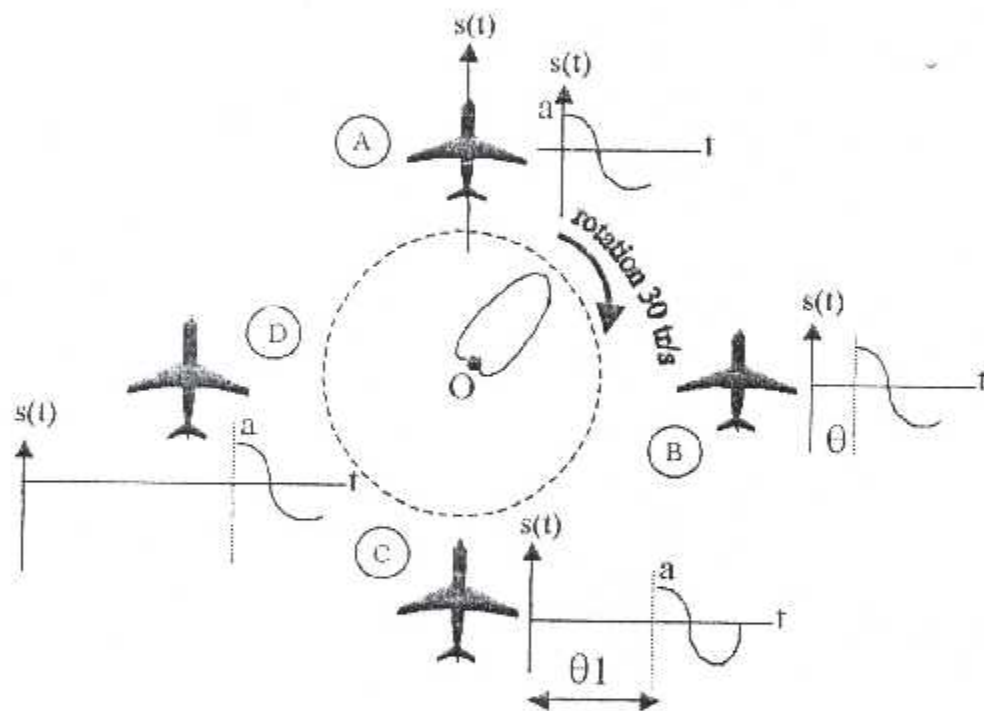


fig. I-2 : Diagramme de rayonnement d'une cardioïde

- Si l'avion est en A, le signal de modulé a une phase déterminée et on suppose que ce signal est maximum à l'instant t_0 (maximum a).
- Si l'avion est en B, le récepteur de bord recevra la tension de modulation à 30 Hz mais le maximum de cette tension de modulation (a) ne sera plus reçu au temps t_0 puisque l'émission aura mis un certain temps pour tourner de A en B, mais avec un certain décalage ou bien le déphasage θ .

- Si l'avion est en C, le récepteur de bord recevra le maximum de tension de la modulation à 30 Hz avec un décalage encore plus grand par rapport au temps t (déphasage θ_1).
- En D, se sera de même pour un avion situé en C.

Pour mettre en évidence le moment où l'émission de position passe par un maximum au Nord de la station on sert du second signal, c'est le signal référence (émission non directionnelle). Ce signal est obtenu en modulant l'onde porteuse et on aura donc un rayonnement circulaire, identique sur tout l'horizon. La phase de la modulation à un instant donné t , sera la même sur tous les points de cet horizon « fig I-3 ».

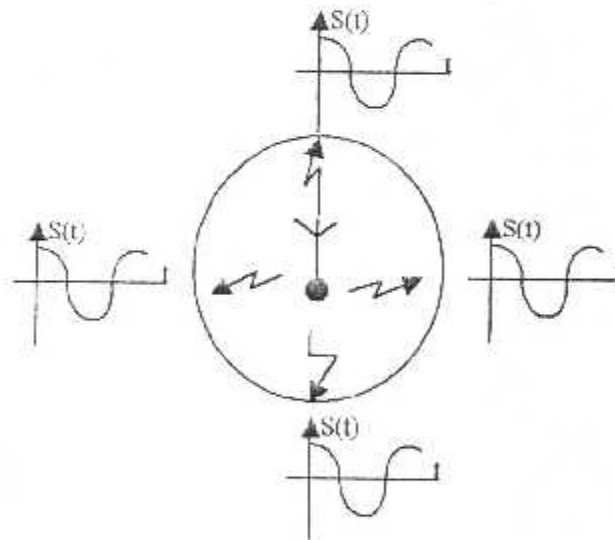


fig. I-3 : Diagramme de rayonnement circulaire du signal REF

Au Nord magnétique de la station les deux signaux sont en phase, et pour tout les autres points, le maximum positif du signal VAR (position) sera toujours reçu après le maximum positif du signal REF, donc il aura un déphasage. La fraction de période écoulée entre les deux maxima permettra de déterminer l'angle d'azimut de chaque point où se trouvera le récepteur par rapport au Nord magnétique « voir fig I-4 ».

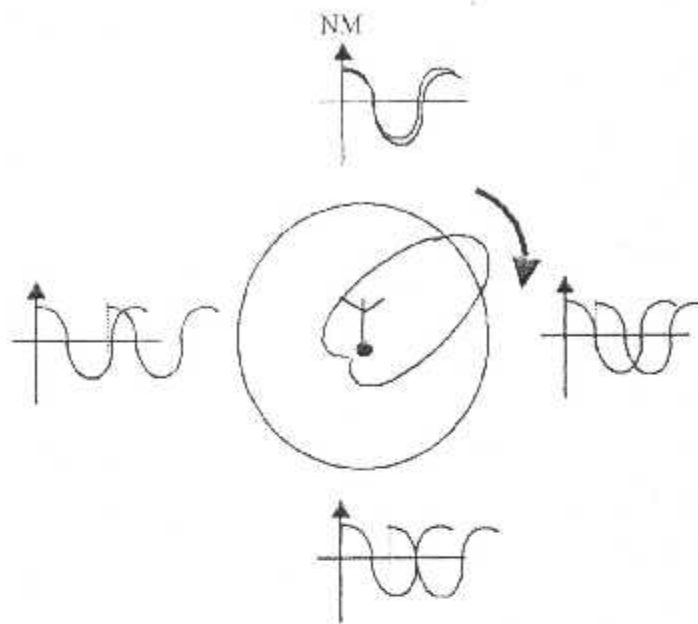


fig. I-4 : Diagramme de rayonnement des deux signaux VAR et REF

Remarque :

Il est nécessaire de distinguer les deux signaux REF et VAR l'un de l'autre pour pouvoir mesurer le déphasage. Pour cela, on module la porteuse en amplitude à $9960 \text{ Hz} \pm 480 \text{ Hz}$ et ce nouveau signal sera modulé à 30 Hz en **modulation de fréquence** qui donnera le signal de référence. D'une manière générale, on peut schématiser ses deux signaux par un autre dessin plus clair comme suit « fig.I-5. » : ✓

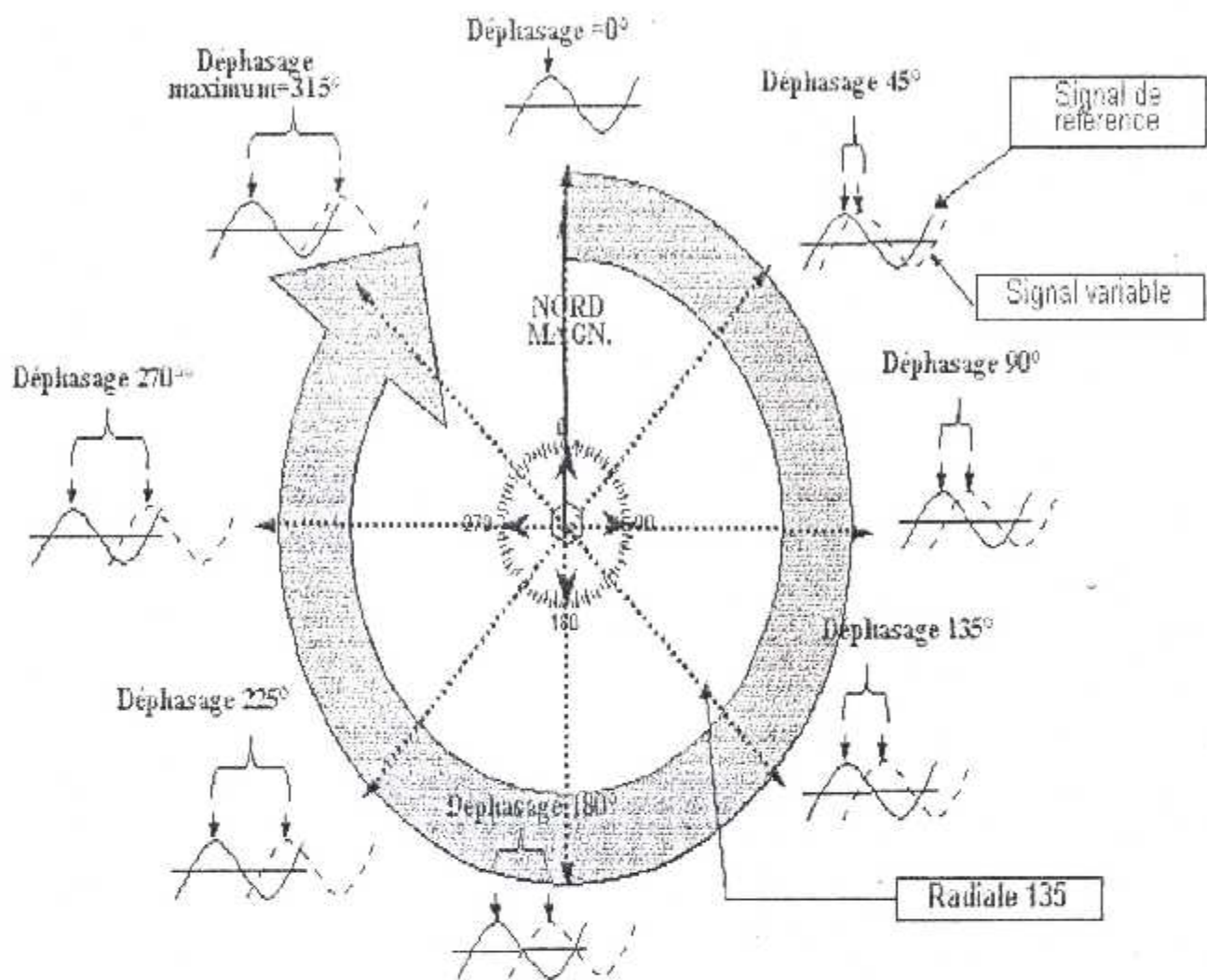


fig. I-5 : Diagramme de rayonnement du signaux REF et VAR

I-1-3 Equipements de bord :

L'appareillage de bord est destiné à recevoir les indications fournies par le radiophare, pour accomplir les fonctions suivantes :

- Recevoir les signaux émis par l'émetteur VOR.
- Mettre en évidence le signal modulé en amplitude à 30 Hz.
- Mettre en évidence le signal modulé à 9960 Hz en amplitude.
- Comparer les deux signaux à 30 Hz par un phasemètre dont l'aiguille donnera le relèvement de la station (QDM).
- Permettre au pilote de choisir et afficher manuellement sur un indicateur un radial.

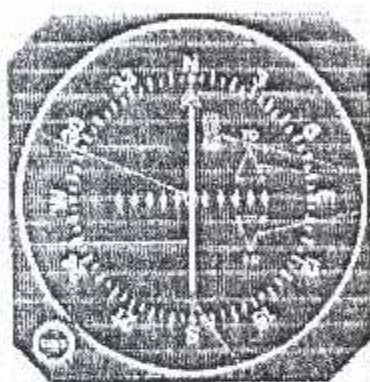
- Connaître d'après ce radial choisi où se trouve la station VOR et la position de l'avion par rapport au radial (gauche, droite ou sur le radial).

En prend l'exemple d'un indicateur HSI (Horizontal Situation Indicator) Comme il indique la figure ci-dessous :

Le rond central représente l'avion et de chaque côté cinq points de 2° de déviation. La précision de l'information est de 10° de chaque côté

Une aiguille mobile qui représente la route sélectionnée

Le bouton OBS (Omni Bearing Selector) qui fait tourner la couronne (4)



Index d'affichage de route

Deux flèches TO et FROM d'orientation de la route « To=QDM et From=QDR », et un drapeau (Flag) rouge ou Off est le signal de non réception du VOR

Une couronne de routes magnétiques en dizaine de degrés

CDI

fig. I-6 : Indicateur HSI

I-2 Le DME (Distance Measuring Equipment):

I-2-1 Définition:

Le DME est un moyen de radionavigation permettant de calculer la distance entre un avion équipé d'un **interrogateur** et une station au sol équipée d'un **transpondeur**, cette distance pouvant être calculée par mesure du temps aller et retour des signaux radio, avec un retard systématique de 50 microsecondes. Le but de l'équipement est de fournir au pilote d'une façon permanente au bord, la distance **oblique** entre l'avion et la station. Le DME est le complément naturel du VOR et l'association des deux aides radioélectriques donnent la position en coordonnées polaires.

I-2-2 Principe de mesure de la distance :

L'équipement DME fonctionne suivant le système: interrogation-réponse et le schéma ci-dessous montre ce fonctionnement :

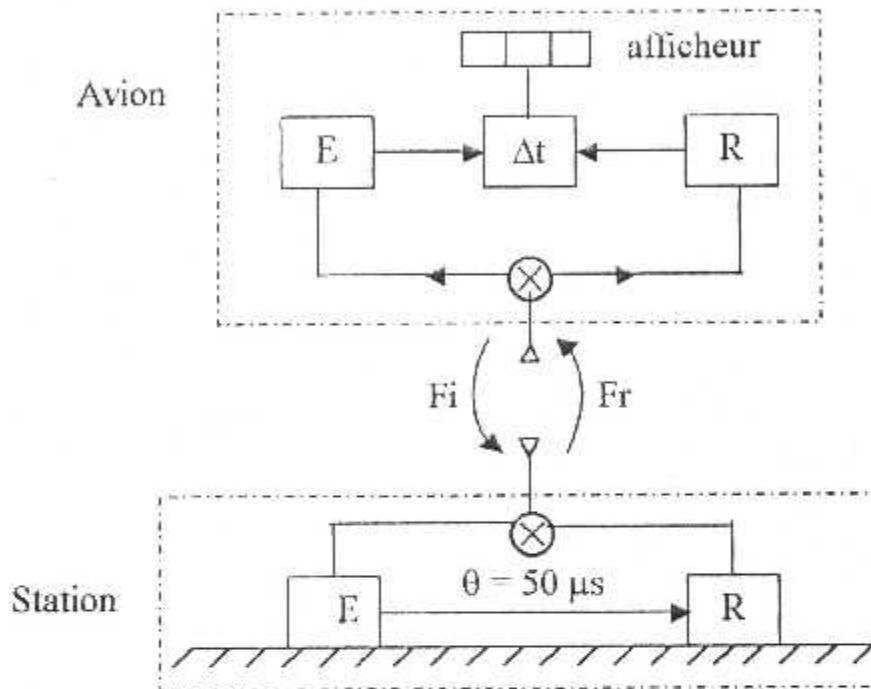


fig. I-7 : Principe de mesure de la distance

L'émetteur situé à bord de l'avion envoie des signaux d'interrogations, ces signaux sont reçus par le récepteur de la balise au sol puis déclenchant dans l'émetteur de la balise des signaux de réponse. Le récepteur de bord mesure le temps qui s'est écoulé entre le départ de l'interrogation et la réception de la réponse et transforme ce temps en indication de la distance en NM entre l'avion et la balise au sol selon la relation suivante :

$$\Delta t_{\mu s} = 2d/c + 50_{\mu s} \Rightarrow d_m = 150(\Delta t_{\mu s} - 50)$$

telque : d: Distance(mètres).

c: Vitesse des ondes électromagnétiques.

Δt: L'écoulé aller et retour.

Une station DME capable de répondre à 100 avions qui l'interrogeraient en même temps. La portée est déterminée par les besoins opérationnels dans les limites de la visibilité radioélectrique en fonction de l'altitude de l'avion selon la formule suivante :

$$D_{NM} = 1.2 \sqrt{h_{\text{pied}}}$$

Où D est la distance en NM et h est altitude d'avion en pied et on peut indiquer une valeur de 200 NM (370Km) comme portée maximum.

I-2-3 Fonctionnement de DME:

Le DME travaille dans la gamme de fréquence UHF de 962 à 1213 MHz, dans cette gamme on remarque que:

- Les fréquences comprises entre 1025 et 1150 MHz sont réservées aux signaux d'interrogation (f_i).
- Les fréquences comprises entre 962 et 1024 MHz, 1151 et 1213 MHz sont réservés aux signaux de réponse (f_r).
- Les deux fréquences f_i et f_r forment le canal.
- La fréquence f_i est toujours différente de f_r de ± 63 MHz.

Les signaux f_i et f_r sont constitués par des paires d'impulsions pour éviter la confusion avec les autres impulsions. Ces deux signaux sont espacés soient simultanément variés et codés en mode X ou mode Y comme suit:

- * Codage X : 12 μ s pour l'interrogateur et la réponse.
- * Codage Y : 36 μ s pour l'interrogateur et 30 μ s pour la réponse.

L'ensemble E/R de bord et E/R au sol dispose donc de 126 canaux espacés de 1 MHz et répartis en mode X ou Y « voir la figure ci-dessous »:

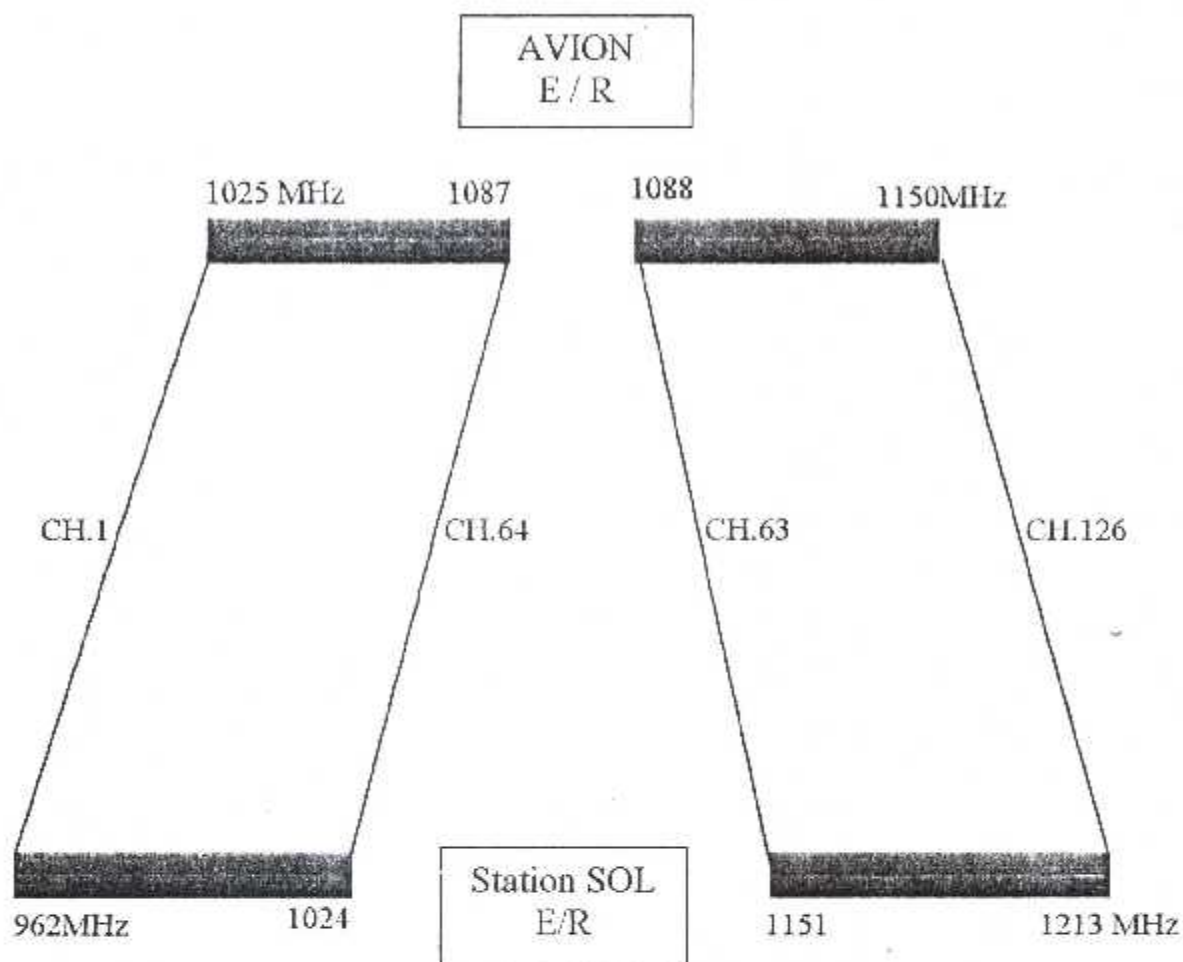


fig. I-8 : Répartition des fréquences D.M.E

La figure montre par exemple que, la station DME au sol fonctionne sur le canal 1 « ch.1 », recevra les interrogations sur la fréquences 1025 MHz et répondra sur la fréquences 962 MHz, et la même chose pour les autres canaux.

I-2-4 Interrogateur de bord :

Il assure le retour des impulsions de réponse aux interrogateurs de bord, poursuivre ces impulsions (réponse) qui se déplacent dans le temps en fonction du déplacement de l'avion, mesure et traduire la distance en affichant l'intervalle de temps émission-réception. Il comprend:

- Emetteur UHF à impulsion déclenchée (puissance 0.1-1 KW).
- Récepteur UHF.

- Circuit de recherche et de poursuite.
- Indicateur.

I-2-5 Transpondeur au sol :

Il comprend :

- Antenne E/R omnidirectionnelle en azimut.
- Récepteur UHF (fréquence intermédiaire de 63 MHz).
- Décodeur et codeur.
- Générateur d'impulsions d'indicatif.
- Emetteur UHF de grande puissance (quelque KW crête).

Remarque:

Les indications de distance par rapport à l'émetteur DME ne sont pas suffisantes pour déterminer la position de l'avion, donc il faut connaître le relèvement de la station, c'est pour cette raison en associé généralement l'émetteur DME à une station VOR qui, par une mesure de déphasage fournit au pilote l'indication de ce relèvement.

Les fréquences VOR (200 voies) et les canaux DME (17 à 59 et 70 à 126) sont appariés d'après un tableau OACI (annexe 10) et les indicatifs sont identiques (1 indicatif DME et 3 pour le VOR).

I-3 L'ILS (Instrument Landing System):

I-3-1 Définition:

L'ILS est un système d'aide à l'atterrissage destiné, en cas de mauvaises conditions météorologiques, à baliser radioélectriquement un axe d'approche qui est l'intersection d'un plan vertical passant par l'axe de piste (plan donné par le Localiser ou Radioalignement de Piste (RAP), dont la fréquence est de (108 à 112 MHz) et d'un plan oblique orienté à 3 degrés par rapport à l'horizontale (plan donné par le Glide ou Radioalignement de Descente (RAD), dont la fréquence est de 329 à 335 MHz, pour amener l'avion jusqu'au point de toucher des roues.

Des radiobornes ou un DME coimplanté avec le Glide, sont en outre associés à l'ILS pour fournir au pilote une distance oblique entre l'avion et le seuil de piste.

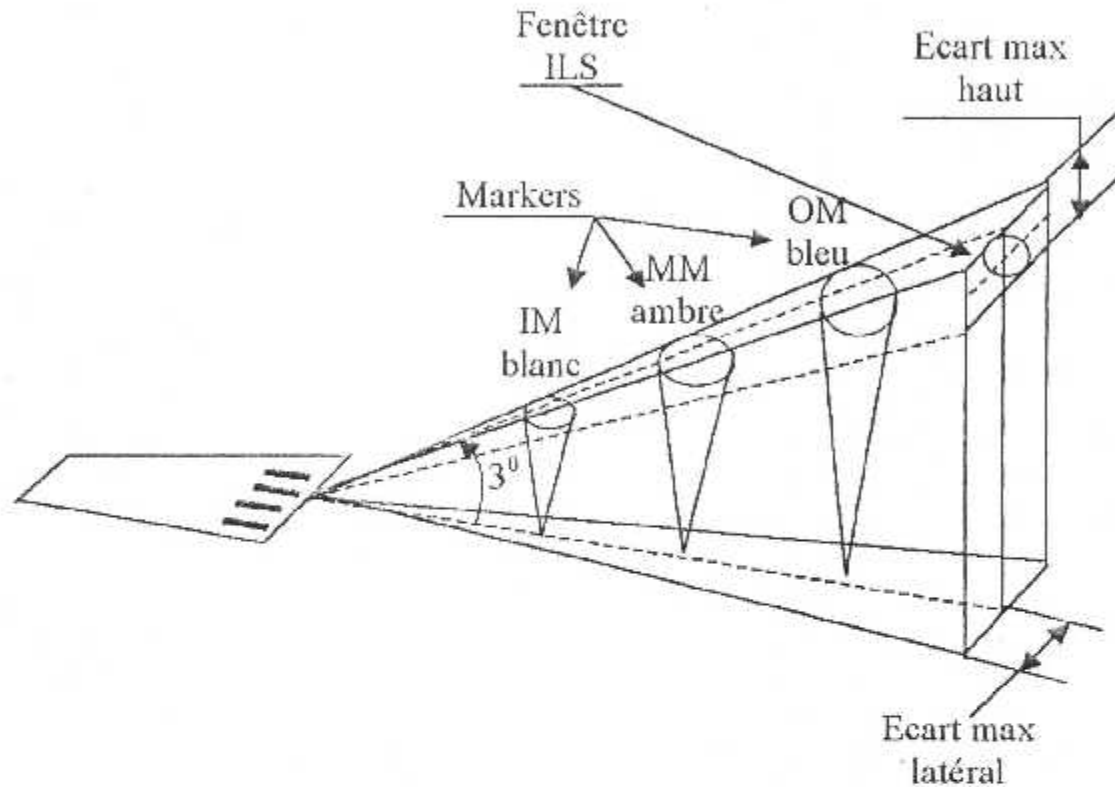


fig. 1-9 : Présentation de l'ILS

I-3-2 Principe de fonctionnement :

L'ILS fonctionne dans la gamme de fréquence VHF compris entre 108 à 112 Mhz par 1/10 MHz impaires, il est noté que le Glide Path fonctionne dans la gamme UHF de 329 à 335 MHz. Mais les fréquences associés au Glide sont appariés au fréquences du LOC, lors de l'utilisation en affiche donc seulement la fréquence LOC. L'équipement de bord mesure et visualise:

- La différence des modulation de 90/150 Hz, c'est-à-dire le ddm soit Proportionnelle à l'écart angulaire par rapport au plan de symétrie passant par l'axe de piste.

- La somme des modulations, c'est-à-dire que le sdm non nulle sur l'axe de et dont la valeur minimale valide les signaux d'écarts.

On remarque que les mesures se font sur des taux de modulation indépendants de la valeur absolue des amplitudes des signaux reçus, donc en particulier de la distance se qui implique que l'ILS est un véritable système angulaire à sensibilité angulaire indépendante de la distance.

I-3-3 Fonctionnement du LOCALISER:

Les antennes qui est implantés au sol, rayonnent une onde porteuse VHF, porteuse VHF, cette porteuse est modulée en amplitude par deux fréquences 90 et 150 Hz de telle façon qu'à l'intérieur d'un secteur angulaire de 4° à 6° d'ouverture centré sur la direction d'approche et la différence des taux de modulation (ddm) soit proportionnelle à l'écart angulaire en azimut par rapport à cette direction, c'est-à-dire qu'il donne la position de l'avion par rapport à l'axe de piste (QFU).

- L'avion est à droite de l'axe de piste, signifie que le taux de modulation du 150 Hz est plus grand que celui de 90 Hz.
- si l'avion se trouve à gauche de l'axe de piste cela signifie que le ddm du 90 Hz est plus grand.
- L'avion est aligné sur l'axe, cela signifie que la différence de taux de modulation est nulle.

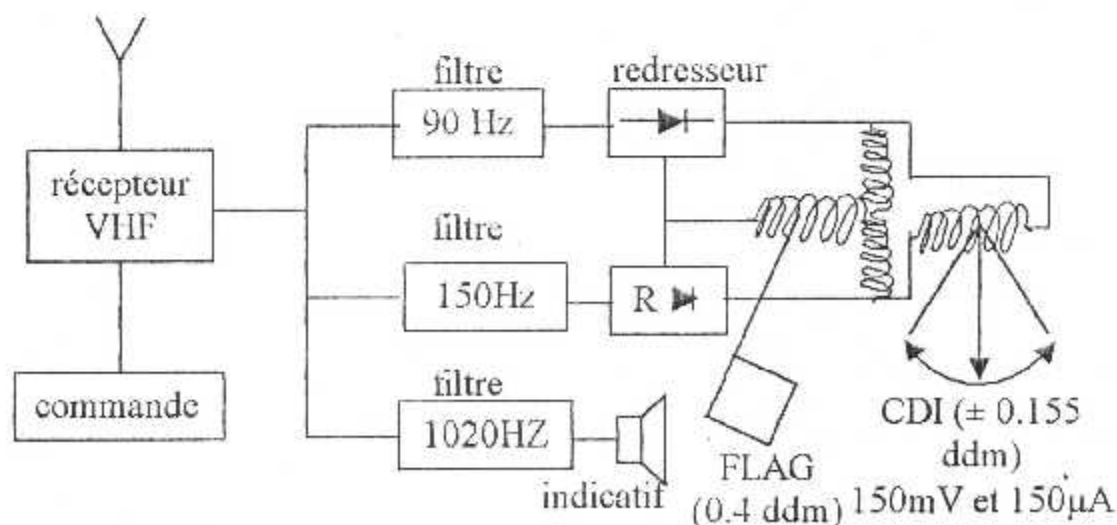


fig. I-10 : Schéma synoptique d'un équipement de bord LOC

Cet équipement est composé :

- Une antenne VHF à polarisation horizontale et diagramme omnidirectionnel.
- Un récepteur VHF à modulation d'amplitude.
- Circuits d'alignement de piste.
- Indicateur de type CDI (aiguilles croisées LOC/GLI) ou bien HSI.

Il s'agit de mesurer et de comparer les amplitudes des basses BF 90 et 150 Hz. Le CDI est constitué d'un galvanomètre monté en opposition. Le drapeau est commandé par un autre galvanomètre monté en série. Le récepteur est muni d'une commande automatique de gain telle que les amplitudes des BF soient proportionnelles aux taux de modulation et indépendantes des niveaux de champs, donc les ddm et sdm sont bien mesurés par le CDI et le drapeau qui, signifie que le système est bien angulaire.

- La portée :

Elle est située aux environs de 25 NM à plus au moins 10^0 de l'axe.

- La précision :

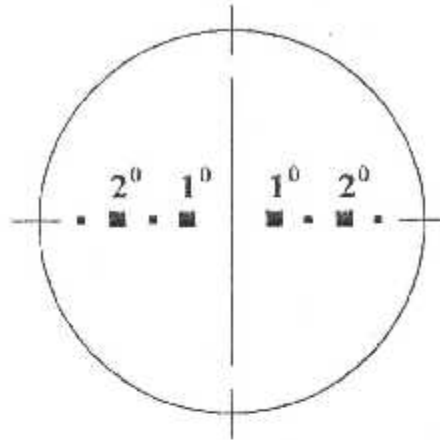
La précision est dépend de la catégorie du Localiser. Par exemple en prend la catégorie II, on a $\epsilon = \pm 0.1^0$ et outre il est sensible à la présence d'une obstacle (c'est-à-dire la réflexion des signaux utilisées sur les obstacles) et l'information reçue à bord de l'avion est la résultante du champs directe et réfléchi, on y'est remédier à ce problème en mettant des écrans supprimant ce phénomène de réflexion qui un phénomène parasite.

- La puissance :

Celle de l'émetteur au sol est de 100 watts.

- Déviation de l'aiguille :

L'aiguille d'un Localiser qui fonctionne bien en ILS est de $\pm 2.5^0$.

fig. I-11 : Déviation max du Localiser = 2.5°

I-3-4 Principe de fonctionnement du Glide path :

Son principe est analogue à celle du Localiser, mais les raisonnements doivent être appliqués dans le plan vertical où les angles de site remplacent les angle d'azimut.

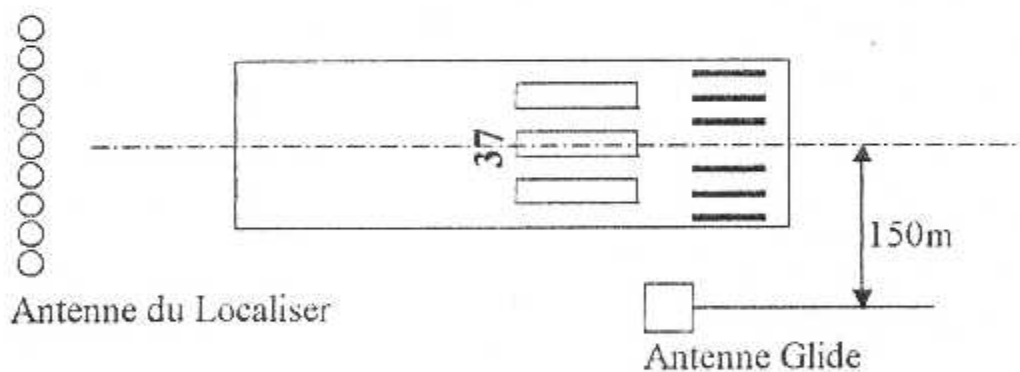


fig. I-12 : Position des antennes au sol

- Portée :

Elle est aux environs de 10 NM à $\pm 8^{\circ}$ de l'axe Localiser.

- Précision :

Pour le Glide path la précision est de 0.02° à 0.05° , donc il est assez précis pour la procédure d'atterrissage qui va effectuer l'avion.

- Puissance :

Celle de l'émetteur au sol est de 30 watts.

- Déviation de l'aiguille :

L'aiguille du Glide dévié d'environ de $\pm 0.5^\circ$.

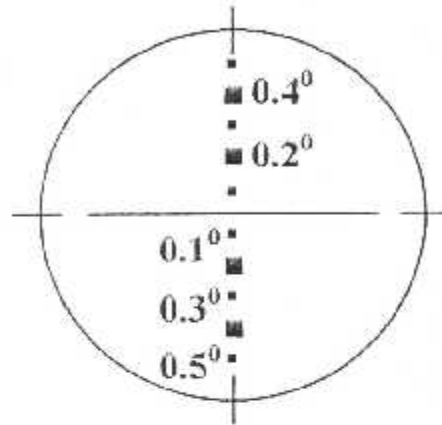


fig. I-13 : Déviation max du Glide = 0.5°

I-3-5 Utilisation en vol :

L'ILS est un système de radionavigation utilisable seulement en phase d'approche. le sens de déviation de l'aiguille sur le cadran de lecture désigne le sens de la manœuvre à rattraper:

- L'axe de la piste (Localiser).
- Le plan de descente (Glide path).

Pour clarifier les idées on illustre les schéma suivants :

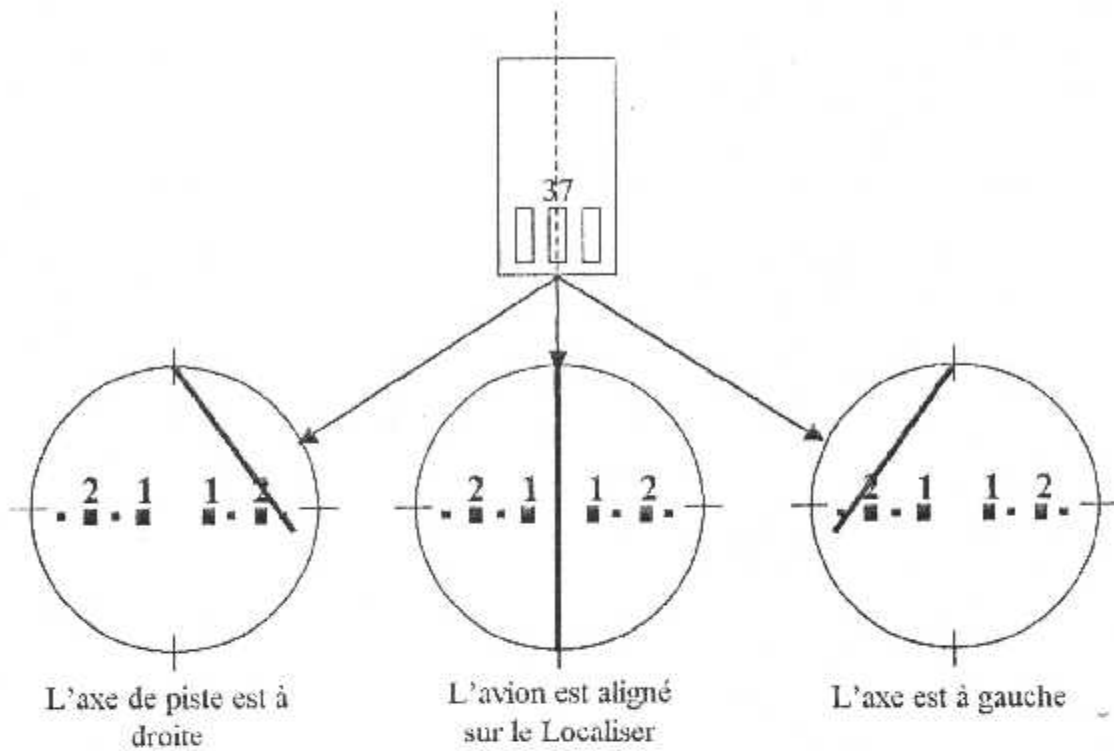


fig.I-14 : Indication du Localiser

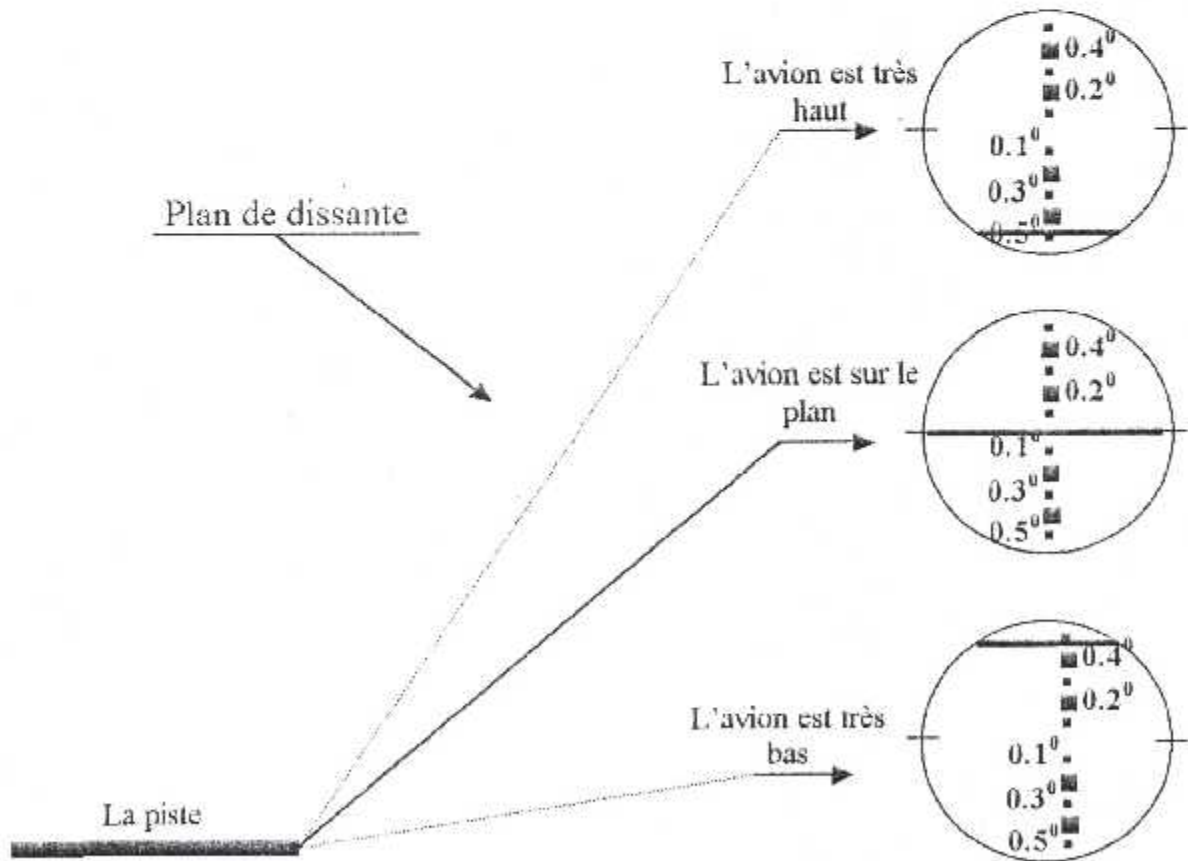


fig. I-15 : Indicateur du Glide path

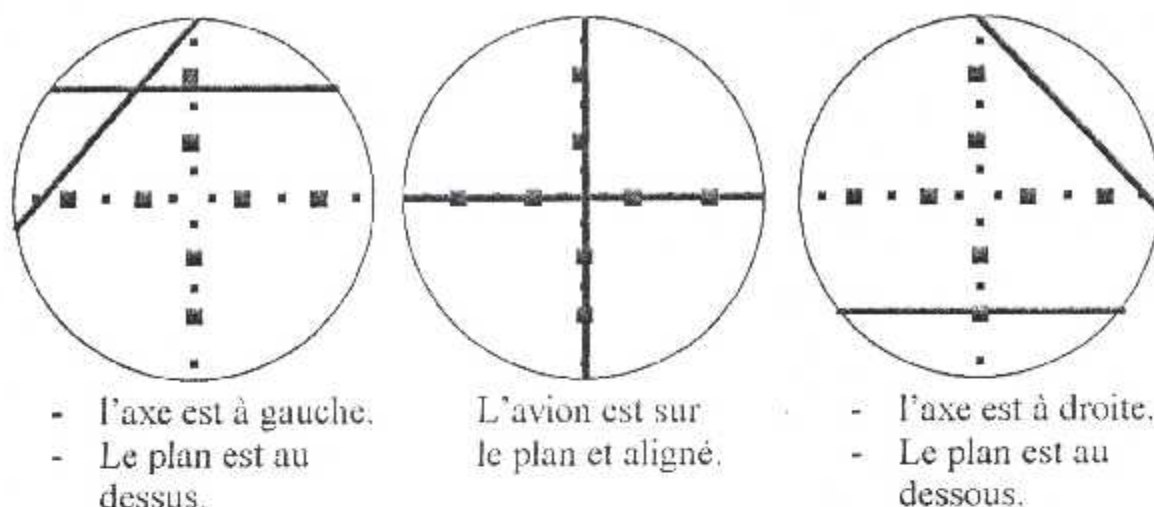


fig. 1-16 : Indication du cadran ILS

I-3-6 Les radiobornes (Markers) :

I-3-6-1 Définition :

Les Markers sont des radiobalises à rayonnement directif à la verticale, émettent une fréquence porteuse VHF unique de 75 MHz à polarisation horizontale, ils constituent une aide à la navigation et généralement placés sur l'axe d'approche finale. Leur but est de donner à bord des repères de distance au seuil, le long de l'axe ILS, par des signaux auditifs et visuels.

I-3-6-2 Caractéristiques générales :

Sur l'axe de l'ILS on distingue :

- Outer Marker (balise extérieur).
- Middle Marker (balise médiane).
- Inner Marker (balise intérieur).

Ces balise fournissent une information discontinue de distance par rapport au seuil de la piste, elles jalonnent l'axe d'approche. Au passage de la verticale de la balise, la lampe du Marker concerné s'allume à bord ou

bien sonnerie. Pour le OM flache bleue, MM flache ambre et l'IM flache blanc (voir fig I-3-5).

I-3-6-2-a Outer Marker:

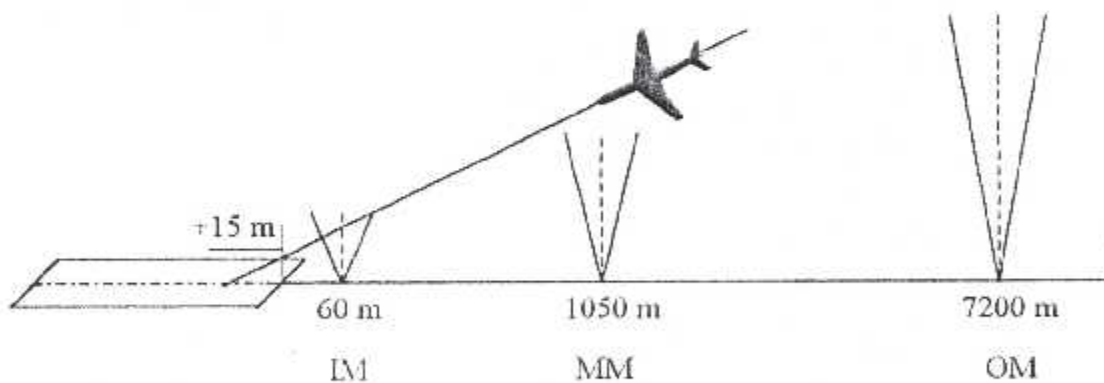
- Radioborne externe située à 3.9 NM (~ 7200 m) de la piste.
- Sa couverture sur l'axe est de 600 ± 200 mètres.
- Modulation A2 par un signal de 400 Hz.
- L'indicatif morse : deux traits par seconde (--/sec).

I-3-6-2-b Middle Marker:

- Radioborne médiane située à 1050 ± 150 mètres de la piste.
- Sa couverture sur l'axe est de 300 ± 100 mètres.
- Modulation A2 par un signal de 1300 Hz.
- L'indicatif morse : un trait, un point par seconde (-./sec).

I-3-6-2-c Inner Marker:

- Radioborne intérieure 76 ± 7 mètres.
- Sa couverture est de 150 ± 50 mètres.
- Modulation A2 par un signal de 3000 Hz.
- L'indicatif morse : six points par seconde (...../sec).



| Code | ----- | ----- | ----- |
|----------------------|----------------|-----------------|-----------------|
| Cadence | 6 pts/sec | 1traï, 1pt/sec | 2 traits/sec |
| Fréquence BF | 3000 Hz | 1300 Hz | 400 Hz |
| Couverture (voyants) | 150 ± 50 m | 300 ± 100 m | 600 ± 200 m |
| Voyants | Blanc | Ambre | Bleu |

fig. I-17 : Radioborne ILS

I-3-6-3 Equipement de bord :

Il comprend :

- Antenne filaire horizontale ou encastrée.
- Récepteur VHF.
- Circuits de sortie BF :
 1. vers le haut-parleur de bord.
 2. vers les filtres commandant les voyants colorés.

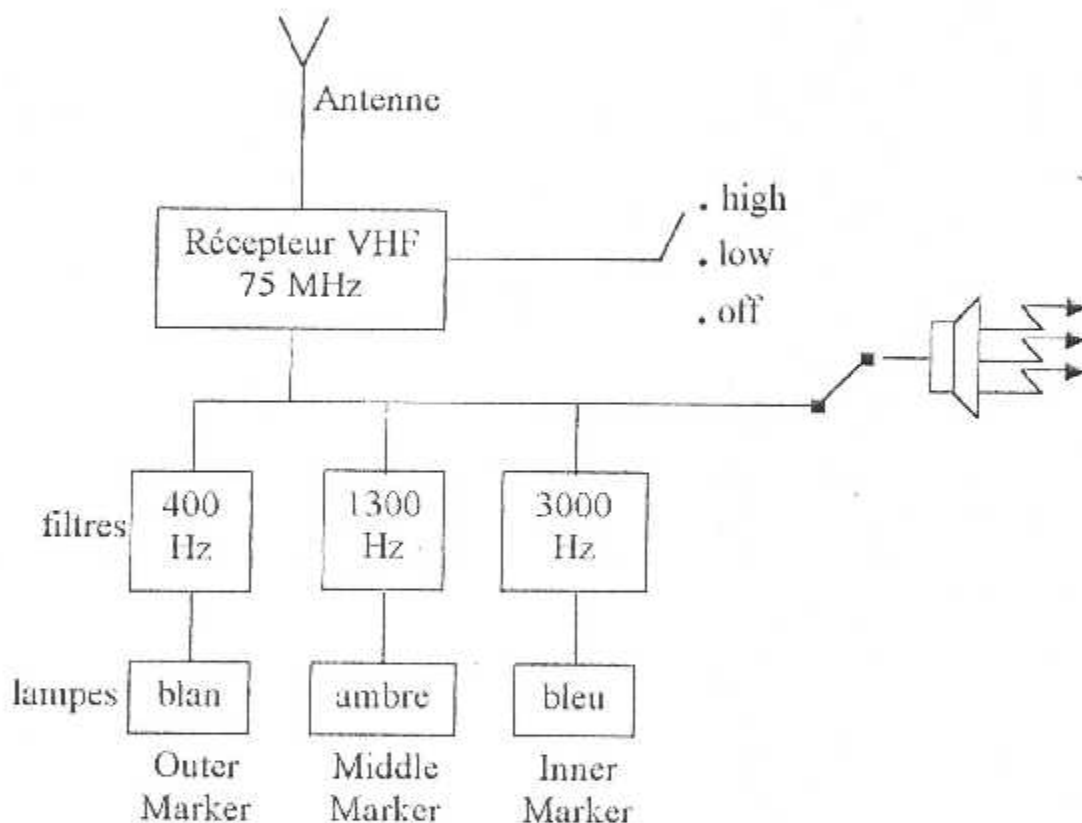


fig. I-18 : Schéma synoptique du Marker à bord de l'aéronef

I-4 Le système ONS « OMEGA Navigation System » :

I-4-1 Définition :

Le système OMEGA est un système de localisation à grande distance, il est conçu et mis en oeuvre par les Américains pour des besoins essentiellement militaires. Sa couverture mondiale et sa précision présentent

un intérêt pour la navigation aérienne à long courrier à partir d'un réseau contenant huit stations réparties dans le monde (A :Norway, B :Liberia, C :Hawaii, D :N.Dakota (USA), E :Reunion, F :Argentina, G :Australia, H :Japan).

I-4-2 Principe de fonctionnement :

Le système OMEGA travail dans la gamme de fréquence VLF (Very Low Frequency) de 10 à 15 KHz dont les ondes se propagent dans un guide d'onde formé entre deux parois conductrices constituées par le sol et la première couche ionisée située entre 70 et 90 Km d'altitude. Le mécanisme d'émission est le suivant :

Les huit stations émettent successivement, toujours dans le même ordre et pendant une durée propre à chaque station, de l'ordre de un second. Les émissions sont constituées par des ondes entretenues pures, successivement sur trois fréquences VLF (10.2, 11.33, 13.6 KHz), l'ordre d'émission de ces trois fréquences étant également propre à chaque station. La durée totale du cycle pour l'ensemble de huit stations est de dix secondes, comme il indique le schéma ci-dessous (fig I-19). Le récepteur mesure les différences de phase à l'arrivée des signaux en provenance d'au moins trois stations, pour obtenir un recoupement entre deux réseaux hyperboles et les résultats s'affichent sur des récepteurs digitaux. Des corrections systématiques de propagation doivent être appliquées en fonction de la date, de l'heure et de la position estimée. Le système OMEGA n'a pu en effet être mis au point que grâce à la possibilité de prévoir les durées de propagation des fréquences VLF utilisées sur un parcours donné. Donc, la précision espérée est dans tous les cas meilleurs que 5 milles.

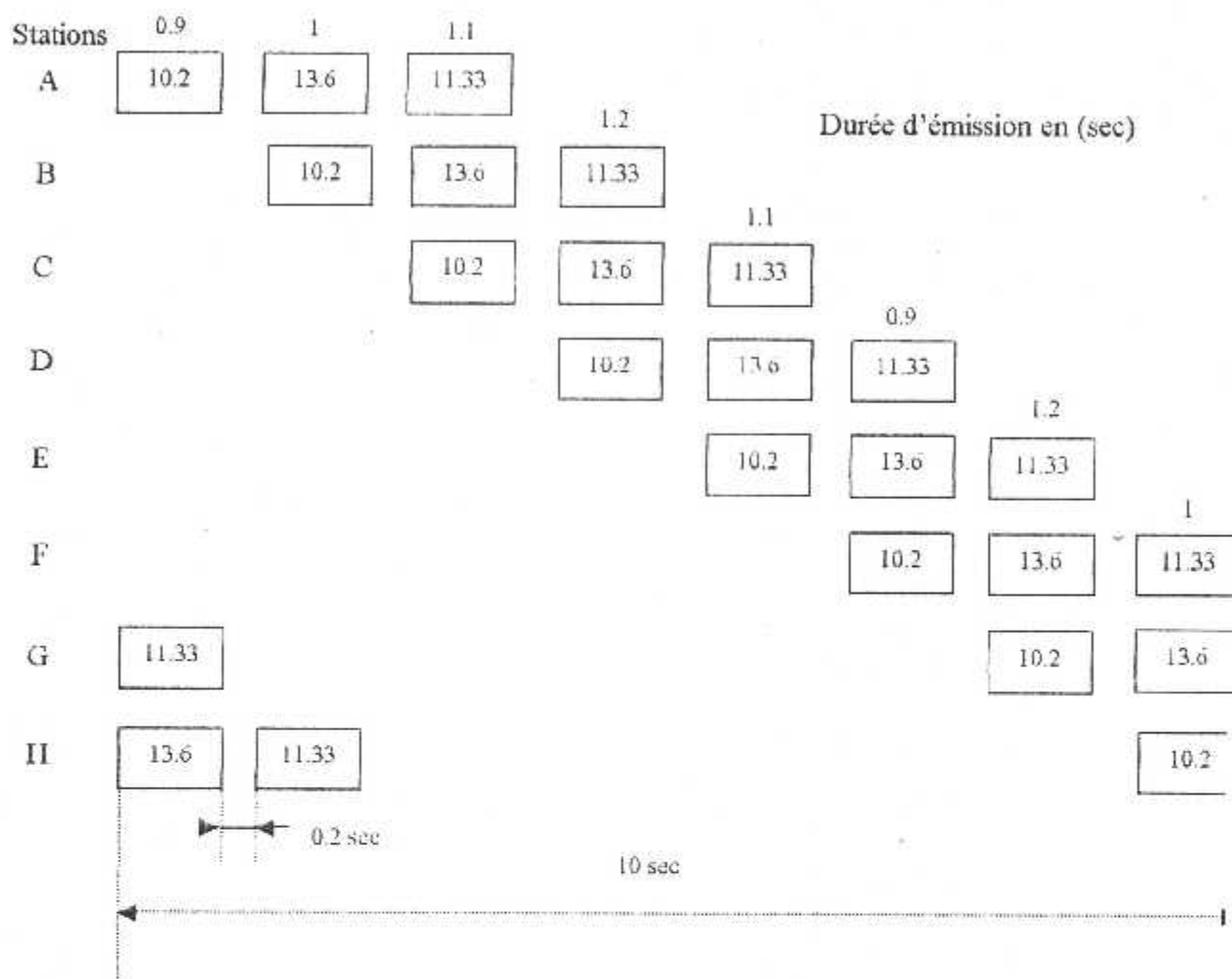


fig. I-19 : Programme d'émission Oméga

I-4-3 Equipement de bord aéronautique :

Cet équipement de bord est entièrement automatique, capable de recevoir les trois fréquences et de choisir les meilleures stations, d'effectuer les calculs de correction de propagation et de fournir toutes les données de navigation de surface sur un itinéraire jalonné de point tournant « way point ». Le récepteur-calculateur effectue la poursuite des signaux reçus dans les meilleures conditions si on lui communique le cap et la

vitesse «fig. I-20. ». En cas de perte de signal il peut continuer à l'estime en attendant un signal exploitable.

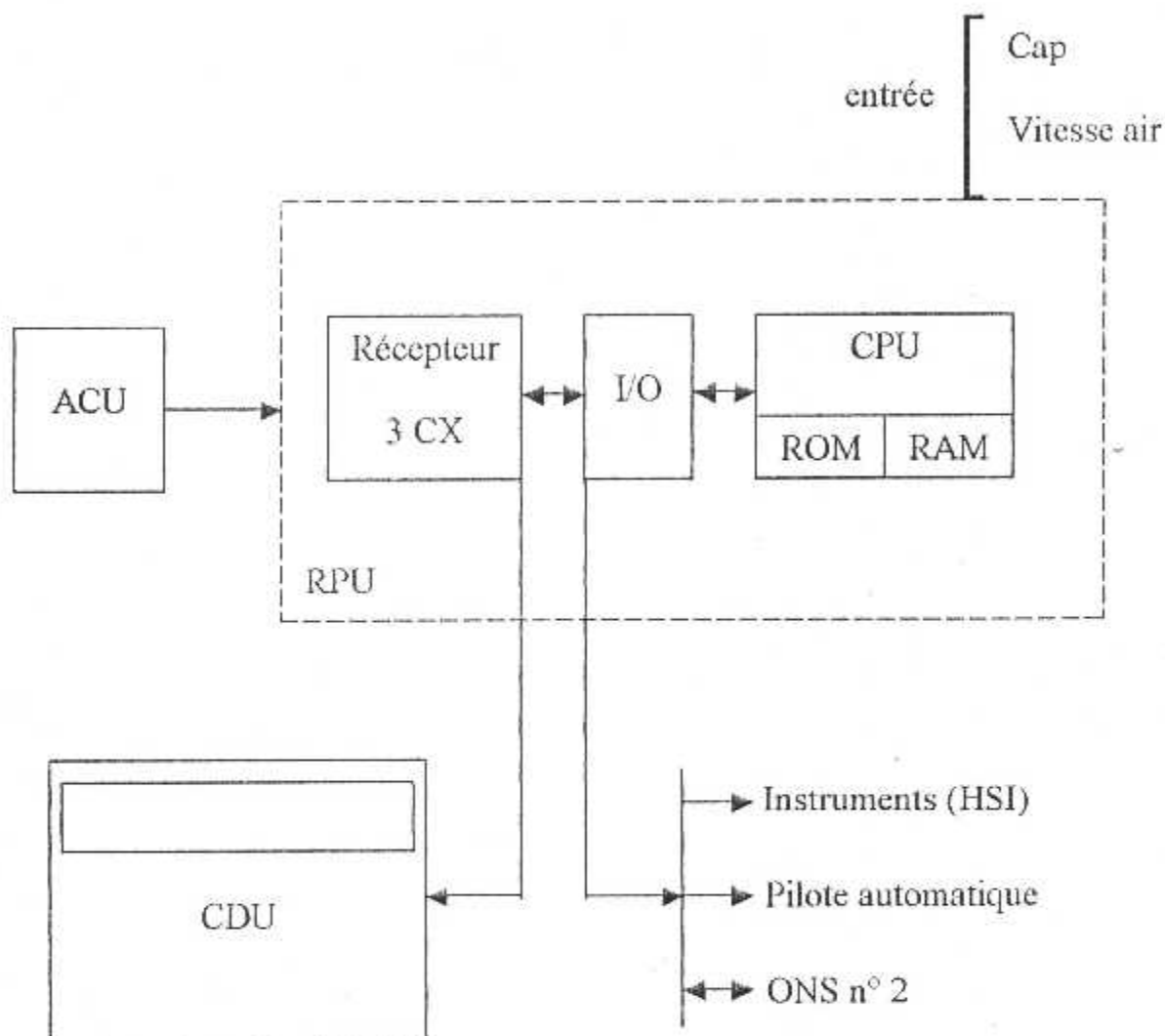


fig. I-20 : ONS aéronautique

ACU: Antenna Coupler Unit = antenne + préampli.

RPU: Receiver Processor Unit = récepteur + traitement signaux.

CPU: Computer Processor Unit.

CDU: Control Display Unit.

I/O: interface.

Le CDU de présentation semblable à celui d'un INS (Inertiel Navigation System), est l'organe d'échange avec l'utilisateur qui peut :

- Afficher la date, l'heure et la position initiale.
- Entrer les coordonnées des points de route « way-points ».
- Demander la sortie des éléments de navigations en particulier la position (latitude, longitude) distance travers et distance restante, comme il indique le schéma ci-dessous :

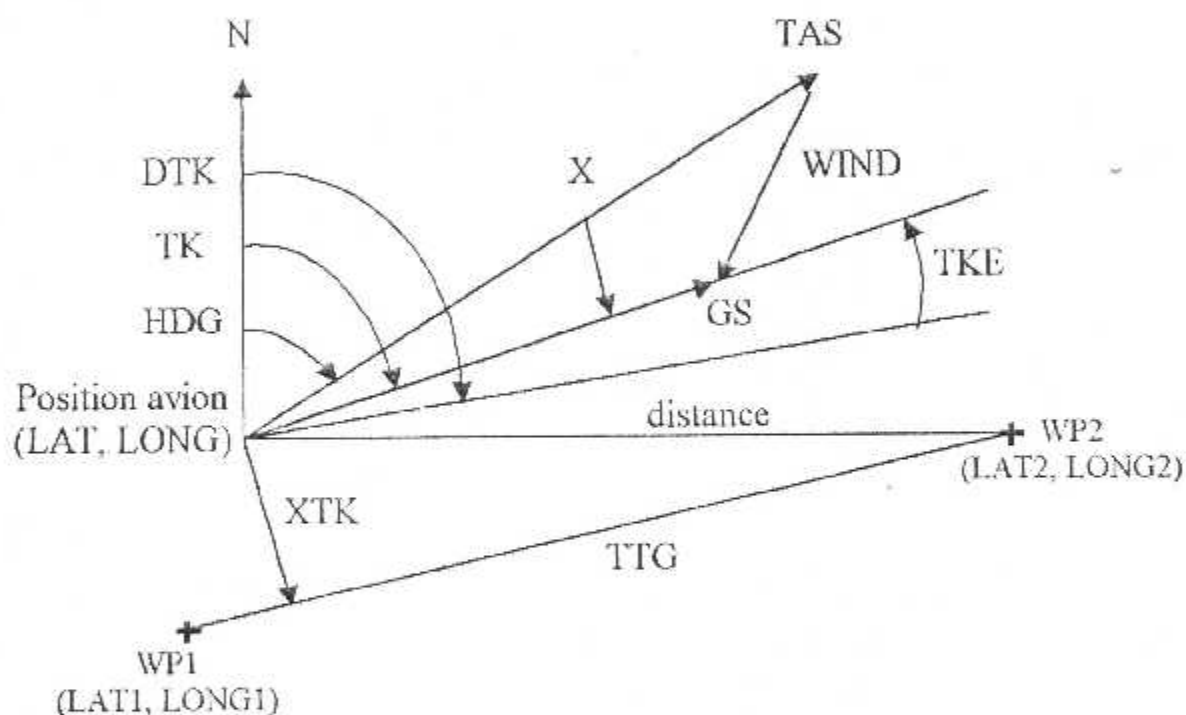


fig. I-21 : Informations de navigation élaborées en vol par l'ONS.

tel que :

- XTK : Distance travers (écart latéral de route).
- TTG : Temps restant jusqu'à WP2.
- TAS : Vitesse de l'air.
- TK : Route suivie.
- TKE : Erreur d'angle de route.
- DTK : Route à suivre (route désirée).
- DTK : Route à suivre (route désirée).

- GS : Vitesse sol.
- HDG : Cap de l'avion.
- X : Dérive.
- WIND : direction du vent (kt).

I-4-4 Caractéristique du système OMEGA :

- Portée : 10000 à 15000Km.
- Emission : l'émission des huit stations est séquentielle selon le principe du multiplexage par répartition dans le temps.
- Précision : 3 à 5 NM.
- Les erreurs sont dues :
 - ✦ A la conductibilité de la terre.
 - ✦ Au champ magnétique de la terre.
 - ✦ Aux interférence.
- Instable à courte terme.
- Avenir limitée (remplacé par GPS).

I-5 Conclusion :

La navigation pour l'aéronautique repose traditionnellement sur l'utilisation des moyens radioélectriques au sol qui permettent d'effectuer un positionnement en coordonnées polaires (azimut, distance, altitude).

Les systèmes de positionnement classiques vont du NDB (Non Directionnel Beacon) aux systèmes d'aide à l'atterrissage ILS (Instrument Landing System), permettant d'obtenir une erreur inférieure au mètre avec une excellente fiabilité.

Les VOR (VHF Omni Range) servent actuellement à construire la majorité des routes aériennes existant, mais il présente plusieurs inconvénients tel que l'imprécision au dessous de la station émettrice.

L'ILS (Instrument Landing System), aide à l'approche et à l'atterrissage. Il définit une trajectoire rectiligne de descente de faible pente par l'intersection de deux surfaces, et comporte dans ce but deux radiophares: le radioalignement de piste (*localiser*) et le radioalignement de descente (*glide-path*). Le système est complété par deux ou trois radio bornes (ou *markers*), qui rayonnent verticalement et constituent des repères de distances avant l'entrée de la piste.

L'information de distance est fournie dans la plupart des cas par le système DME (Distance Measuring Equipment) qui peut être complété avec des VOR, des ILS, ou des MLS.

Le système OMEGA est un système à grande distance, sa couverture mondiale est assurée par l'intermédiaire de huit stations terrestres. Les informations fournis sont la distance, la vitesse, les écarts de route et le vent,... mais il est instable à court terme et son erreur bornée est indépendante du temps à 5 NM. Donc, la création d'un autre système de radionavigation très précis qui assure toutes les informations de navigation et qui regroupe les systèmes précédemment reste toujours souhaitable.

chapitre II

REVISIONS
SOME
CASES
AND
THE
MATTER

II-1 INTRODUCTION :

Afin de comprendre le principe de positionnement et de guidage par satellite nous allons étudier dans ce chapitre le fonctionnement de système de navigation TNL7900 qui est un récepteur de navigation par satellite, alors nous allons donner une description de système de positionnement (GPS), et une étude descriptive de récepteur de TNL7900.

II-2 HISTORIQUE :

La radionavigation est en cours de transformation radicale avec l'arrivée des systèmes de navigation par satellites G.N.S.S (Global Navigation Satellite System). Il existe actuellement deux systèmes candidats pour remplir les fonctions du GNSS : le système militaire américain NAV.S.TAR-G.P.S (navigation system time and ranging - Global Positioning System) et le système soviétique G.L.O.N.A.S.S (GLObale NAVigation Satellite System).

Ces systèmes ont un potentiel très important car ils allient pour la première fois des qualités exceptionnelles : couverture quasi mondiale et quasi permanente, précision de localisation, nombre d'utilisateur illimité et coût très faible du service.

Le système GPS est à l'origine un système de navigation par satellites imaginé par les militaires américains du DoD (Department of Defense), qui contrôle et finance entièrement le projet. Il a vu le jour dans le but de remplacer le système TRANSIT.

Les spécifications de l'époque imposèrent au système GPS de fournir à un utilisateur autorisé une information précise de position, de vitesse et de temps, à tout instant et en tout point sur le globe.

Le succès scientifique et opérationnel du GPS est universel, mais la tutelle du gouvernement des Etats-Unis rend le monde entier dépendant d'un seul état. Or la nécessité d'utiliser les satellite pour les opérations de positionnement et de navigation est un phénomène désormais irréversible.

Pour échapper à cette dépendance les instances internationales ainsi que certains états évoquent l'idée d'un ou plusieurs GNSS.

II-3 Orbites et contrôle des satellites NAVSTAR :

II-3-1 Orbites des satellites :

Il existe essentiellement trois type d'orbites qui peuvent être employées dans les concepts ou configuration de système de navigation par satellites :

II-3-1-1 Orbites géostationnaires :

La vitesse et la direction du satellite correspondent a peu près à la rotation de la terre de telle sorte que le satellite semble stationnaire au dessus d'un point fixe sur l'équateur. Ces orbites ne peuvent être réalisées que pour les satellites qui évoluent dans le plan de l'équateur terrestre.

Les systèmes de satellites basés sur des configuration orbitales géostationnaire peuvent assurer une fonction régionale de navigation et de localisation avec une petit nombre de satellites (deux au minimum). Les satellites se trouvent à une altitude d'environ 37000 Km.

Mais étant donnée la position du satellite il n'est pas possible d'obtenir une couverture aux latitudes supérieur à 70°. En raison de leur position apparemment fixe par rapport à la terre, les satellites de ce type conviennent pour les communications. La plupart des satellites de communication et de radiodiffusion sont géostationnaires ; Par contre c'est une très mauvaise solution pour la navigation à couverture mondiale, sauf si l'on cherche à desservir une zone limitée de latitude moyenne.

II-3-1-2 Orbites fortement excentriques :

Etant connus les inconvénients de l'orbite géostationnaire pour la navigation, on a étudié d'autres types d'orbites susceptibles de fournir une meilleure réception tout en assurant la couverture des latitudes élevées et des régions polaire.

Lorsque les satellites évoluent en orbite inclinée fortement elliptique, leur vitesse apparente semble, pour l'utilisateur, relativement faible à proximité de l'apogée et, compte tenu de la vitesse de rotation de la terre les satellites sembleront presque stationnaires au dessus d'une zone géographique donnée pendant une partie de leur période orbitale.

II-3-1-3 Orbites circulaires inclinées :

Le satellite est en orbite autour de la terre en maintenant un rayon à peu près constant par rapport au centre de la terre, et une vitesse à peu près constante. La trajectoire suivie par chaque satellite autour de la terre, sur une orbite quelconque, ressemble de très près à la trajectoire suivie sur l'orbite précédente, avec un décalage en longitude qui dépend du rayon de l'orbite. Ces satellites défilent par rapport à la terre dans des plans qui font des angles plus ou moins grands avec le plan équatorial terrestre. Le nombre d'altitude des satellites et l'inclinaison des plans des orbites sont choisis de telle sorte qu'à tout instant et en tout point de la terre, on puisse voir le nombre de satellites minimal pour l'utilisation envisagée.

II-4 Principe de fonctionnement du GPS :

Les satellites de la constellation émettent sur deux fréquences millimétriques désignées L1(1575.42MHz) et L2(1227.6MHz). La modulation de ces deux porteuses offre deux niveaux de précision du positionnement :

- Le niveau SPS (Standard Positioning Service).
- Le niveau PPS (Precise Positioning Service).

Le niveau SPS (Standard) permet aux usagers du monde entier de connaître leur position et l'heure, en permanence, partout dans le monde.

Le niveau PPS (Précis) est un service réservé à certains utilisateurs agréés par le gouvernement américain. Il fournit une position très précise, l'heure, et la vitesse. Les principaux usagers agréés sont les membres des

forces américains et alliées, et certains utilisateurs civils américains et étrangers.

Le niveau SPS utilise la porteuse L1 et le niveau PPS utilise les deux porteuses L1 et L2. La porteuse L1 est modulée en phase par le code d'acquisition C/A (Coarse Acquisition = Dégrossissage); un bruit pseudo-aléatoire de 1.023MHz qui étale la porteuse L1 dans une bande de 1 MHz. Chaque satellite possède son propre code bruit qui se répète tous les 1023bits.

Un second code appelé «code précis»(P) est modulé sur les deux porteuses L1 et L2. Il s'agit dans ce cas d'un code pseudo-aléatoire de 10.23MHz qui se répète tous les sept jours. Sur la porteuse L1, les deux codes (P) et (C/A) sont modulés avec des amplitudes différentes, le code C/A étant le plus puissant. La fréquence L1 transmet également un message de navigation, un signal de 50Hz avec des bits de données qui décrivent les orbites du satellite, ainsi que les corrections d'heure et les autres paramètres du système.

Lorsque le GPS fonctionne sur le mode «Anti-Spoofing »(AS), le code (P) est crypté et prend alors le nom de code (Y).

Pour qu'un récepteur GPS puisse exploiter le code (Y), il faut que chaque canal récepteur soit équipé d'un module AS (classifié) et possède une clé de déchiffrement qui change périodiquement.

Pour dégrader délibérément la précision du service SPS (Standard) les Etats-Unis ont mis sur pied un système d'Accès Sélectif (Selective Availability = SA). Le procédé consiste à introduire une erreur artificielle ou signal de tremblement environ 0.2 microsecondes au niveau actuel d'Accès Sélectif dans l'horloge interne des satellites, et à fausser les données orbitales du message de navigation. Au niveau de l'utilisateur, il en résulte que le récepteur semble se déplacer à la vitesse d'environ 46cm par seconde; mais ces manipulations n'affectent pas la précision du mode P(Y). Sur le mode

C/A artificiellement dégradé, la précision d'un point est d'une centaine de mètres seulement alors qu'un système non dégradé pourrait donner une précision de 10-30 mètres par contre sur le mode P(Y) la précision du point est de l'ordre de 18 mètres.

La composition du système GPS est composé de trois segments distincts :

- Le segment SPACE (spatiale) est composé de 26 satellites évoluant sur six plans d'orbite différents décalés de 60 degrés. Les satellites évoluant sur une orbite circulaire de 20200 Km avec une inclinaison de 55 degrés et une période de 12 heures. Leur position reste constante au même instant sidéral chaque jour, c'est-à-dire les satellites apparaissent 4 minutes plutôt chaque jour.
- Le segment CONTROL (contrôle) est composé de cinq stations de poursuite (Hawaï - Kwajalein - Ascension Island - Diego Garcia - Colorado Springs), trois antennes au sol (Ascension Island - Diego Garcia - Kwajalein), et une station principale de contrôle, Master Control Station (MCS) située à Falcon dans le Colorado. Les stations suivies pistent les satellites visibles et collectent des données qui sont ensuite transmises à la station principale(MCS) pour déterminer leurs orbites et actualisées sont ensuite transmises aux satellites via les antennes au sol.
- Le segment USER (utilisateur)est composé des récepteurs GPS, ainsi que des antennes, fournissant positionnement, vitesse et échelle de temps précise à leurs utilisateurs.

II-4-1 La détermination de la position :

Le principe du positionnement GPS est très proche du principe de triangularisation, On mesure la distance entre l'utilisateur et un certain nombre de satellites de positions connues. On définit ainsi des sphères centrées sur des satellites et dont l'intersection donne la position. Le récepteur

GPS est capable d'identifier le satellite qu'il utilise à l'aide du signal pseudo aléatoire émis par chaque satellite. Il charge, à l'aide de ce signal, les informations sur l'orbite et la position du satellite. Pour mesurer la distance qui sépare le satellite du GPS, on mesure le temps T mis par le signal pour aller de l'un vers l'autre. Le signal voyageant à la vitesse de la lumière, la distance recherchée est donnée par : $R=c*T$.

La mesure de T nécessite la manipulation suivante :

Le satellite et le récepteur émettent tous deux au même instant (instant réglé sur l'horloge générale du système GPS) le code pseudo aléatoire (le récepteur en génère une réplique). Le récepteur retarde ensuite le début de cette émission jusqu'à ce que son signal se superpose avec celui provenant du satellite. La valeur de ce retard est ainsi le temps mis par le signal pour se propager du satellite jusqu'à l'utilisateur.

T correspond à la durée du trajet reliant le satellite au récepteur.

L'utilisation de cette méthode avec trois satellites permet alors à l'utilisateur de déterminer ses distances R_1 , R_2 et R_3 par rapport à trois satellites de positions connues. Ainsi, si (x, y, z) sont les coordonnées de l'utilisateur et (x_i, y_i, z_i) celles des satellites, on obtient le système de trois équations à trois inconnues ci-dessous dont la résolution aboutit aux coordonnées de l'utilisateur.

$$R_1^2 = (x-x_1)^2 + (y-y_1)^2 + (z-z_1)^2 .$$

$$R_2^2 = (x-x_2)^2 + (y-y_2)^2 + (z-z_2)^2 .$$

$$R_3^2 = (x-x_3)^2 + (y-y_3)^2 + (z-z_3)^2 .$$

II-4-2 La détermination de la vitesse :

Le système GPS permet également de mesurer la vitesse à laquelle se déplace l'utilisateur. Cette évaluation se fait par mesure de Doppler sur le signal provenant d'un satellite GPS. En effet, le signal perçu par le récepteur GPS n'a pas exactement la même fréquence que lorsqu'il est généré par le

satellite. Suivant le principe Doppler, le rapport des fréquences est fonction des positions et des vitesses relatives du satellite et de l'utilisateur.

Si N est la fréquence du signal généré dans le satellite et N' la fréquence à laquelle il est perçu par le récepteur, on a : $N' = N \cdot \frac{1}{1 - \frac{v}{c}}$ où $\frac{v}{c}$ est le vecteur unitaire de l'axe satellite-utilisateur, et c la vitesse de la lumière.

La vitesse du satellite est calculée à partir de l'éphéméride transmis par celui-ci et les coordonnées sont calculées lors de la détermination de la position.

II-4-3 La synchronisation d'horloges :

Les satellites de la constellation Navstar comportent des horloges atomiques qui sont quotidiennement remises à l'heure par les stations de contrôle de l'armée américaine. Il est donc possible à l'utilisateur de régler également son horloge sur cette heure précise. Le calcul de positionnement fournit la valeur de l'imprécision DT de l'horloge utilisateur par rapport à l'heure du système GPS donnant le moyen de corriger cette première.

II-4-4 Les signaux émis par les satellites GPS :

II-4-4-1 Modulation :

Chaque satellite émet simultanément sur deux fréquences porteuses, l'une à 1575.42 Mhz, l'autre à 1227.6 Mhz. Le signal est modulé en modulation de phase.

II-4-4-2 Message de navigation :

Chaque satellite GPS émet un message de navigation, qui contient toutes les données nécessaires au récepteur pour effectuer tous les calculs de navigation.

Ces données comprennent :

- une information de l'état de santé du satellite
- les informations nécessaires à l'acquisition du code du message
- les informations de précision du satellite

- une information concernant le retard de propagation dû à la ionosphère
- les éphémérides du satellite

II-4-5 Acquisition du signal :

Le signal reçu diffère du signal émis pour plusieurs raisons :

- le bruit du canal de transmission.
- le décalage temporel dû au temps de propagation et aux décalages des horloges de l'émetteur et du récepteur.
- le décalage fréquentiel dû à l'effet Doppler et aux instabilités des horloges d'émission et de réception.

La conception du récepteur doit tenir compte des incertitudes du signaux et de leurs variations. Des principes de détection et d'atténuation de décalage temporel et fréquentiel sont à l'étude.

Le signal GPS présente de nombreux avantages essentiellement liés à sa non détérioration lors de l'émission et de la propagation, mais il est également facile à acquérir, à décomposer et est riche en informations.

II-4-6 La précision du système :

II-4-6-1 Les causes involontaires de dégradation :

Le principe de positionnement Navstar étant une triangulation, deux facteurs interviennent directement dans l'erreur sur la position finale :

- La géométrie des satellites par rapport à l'utilisateur. Le facteur représentatif de cette géométrie est le G.D.O.P (Geometric Dilution Of Precision).
- La précision de la mesure de distance entre l'utilisateur et chaque satellite : c'est l'erreur de distance équivalente utilisateur U.E.R.E (User Equivalent Ranging Error).

La précision finale de localisation peut s'exprimer comme le produit de l'erreur de distance équivalente et du facteur représentatif de

La qualité de la géométrie satellites-utilisateur :

$$\text{Erreur de position} = (\text{U.E.R.E}) * (\text{G.D.O.P}).$$

| Source d'erreur | erreur sur la mesure du temps (nanosecondes) | erreur sur la distance (mètres) |
|---|---|------------------------------------|
| synchro. sur l'horloge GPS | 3 | 1 |
| connaissance position du satellite | 4.5 | 1.5 |
| traversée de l'ionosphère | 9 | 3 |
| stabilité horloge utilisateur | 3 | 1 |
| précision de la résolution équations | 3 | 1 |
| contributions dynamique utilisateur | 4.5 | 1.5 |
| Total (compensé) | 12.6 | 4.2 |

Cette erreur totale de 4.2 m associée à une valeur pessimiste du P.D.O.P de 6 donne une erreur approximative sur la position finale de 25 m. Compte tenu de toutes ces incertitudes, la précision du système Navstar utilisé en Precise Positioning System (P.P.S), c'est à dire en l'absence de perturbations volontaires est :

- 22 mètres d'incertitude horizontale.
- 23 mètres d'incertitude verticale.
- 100 nanosecondes d'incertitude sur le temps.
- une fraction de mètre par seconde d'incertitude sur la vitesse.

II-4-6-2 La dégradation volontaire de la précision :

Suivant les recommandations du Département of Defense américain (DoD) la précision est ainsi dégradé pour le Standarding Positioning System (S.P.S), c'est à dire pour les civils, aux valeurs suivantes :

- 100 mètres d'incertitude horizontale.
- 156 mètres d'incertitude verticale.
- 340 nanosecondes d'incertitude sur le temps.
- 0.3 mètres par seconde d'incertitude sur la vitesse.

L'armée américaine dispose de plusieurs moyens de dégradation de la précision du positionnement :

➤ Manipulation de l'horloge :

On génère des variations de la fréquence fondamentale de l'horloge du satellite, ce qui a un impact direct sur la distance mesurée par le récepteur.

- #### ➤ Suppression d'une partie de l'éphéméride envoyé par le satellite à l'utilisateur. La position du satellite ne peut alors pas être calculée avec précision. La position de l'utilisateur ne peut donc pas non plus être calculée avec précision.

➤ Anti-spoofing :

Le GPS inclut la possibilité de coder ou d'annuler une certaine partie du code envoyé par chaque satellite pour en interdire l'accès aux utilisateurs non autorisés. Le but de cette précaution est d'empêcher l'adversaire d'envoyer de faux signaux GPS qui fausseraient le positionnement. Ce dispositif a été mis en service pour la première fois durant le week-end du 1er Août 1992 et le fut plusieurs fois depuis. Il est désormais actif en permanence depuis le 31 Janvier 1994.

II-4-7 Protection et intégrité du système :

II-4-7-1 Protection contre la destruction :

L'altitude des satellites de 20200 km est une distance qui demande des ressources considérables pour une destruction physique unitaire. De plus l'espacement entre les satellites est optimisé pour éviter une destruction multiple. A titre de comparaison, les satellites du système russe Glonass ont une altitude d'orbite équivalente mais leur position coïncide avec celle d'un de leur homologues toutes les trois heures, les exposant ainsi au risque d'une destruction double.

II-4-7-2 Protection des télécommunications :

Le signal de recalage et d'entretien des satellites Navstar émis par la station de contrôle est chiffré. Le signal de navigation est normalement protégé du brouillage par un très fort étalement du spectre et toute émission à haut niveau d'énergie supérieure au bruit est discriminé comme un brouilleur.

II-4-7-3 Intégrité du système :

On définit l'intégrité d'un système comme sa capacité à prévenir l'utilisateur en temps opportun lorsque le système ne doit pas être utilisé parce que ses performances sont trop dégradées.

Un satellite Navstar peut émettre de fausses informations pendant deux heures avant d'être réparé ou neutralisé. Dans ce cas, les très nombreux utilisateurs simultanés de ce satellite non intègre se positionnent mal à leur insu.

Le segment de contrôle qui analyse l'ensemble des signaux destinés aux utilisateurs détecte un dysfonctionnement avec un délai de 15 à 20 minutes. Une heure supplémentaire est nécessaire pour charger un nouveau message de navigation vers le satellite incriminé.

II-5 Description du système de navigation TNL 7900 :

Le système de navigation TNL 7900 est un récepteur GPS de marque TRIMBLE nommé parfois NMS (Navigation Management System) ou système de gestion de la navigation, il est composé de trois éléments :

- Un RPU (Receiver Processor Unit) ou unité de réception qui élabore tout les calculs de navigation elle fonctionne en tant que détecteur de signal GPS, calculateur et distributeur de l'alimentation.
- Un CDU (Control Display Unit) ou unité de boite de commande qui sert d'interface NMS-opérateur et affiche les données de navigations en réponse aux commandes de l'RPU.
- Une antenne GPS qui reçoit les signaux des satellites.

II-5-1 Fonctionnement du système :

Le RPU (l'ensemble de calcul), reçoit les signaux de l'antenne GPS ainsi que les données de navigations cap et vitesse de l'avion, le cap est fourni par le système compas avion et la vitesse par la DADC.

Le CDU fournit au calculateur des informations introduit par le pilote tels que l'heure GMT, la date, les points de route et le plan de vol. Les points de route sont des points de report géographiques ou des stations de radionavigation tel que les stations V.O.R, les stations N.D.B.

Le RPU fournit des informations à afficher pour la HSI qui sont la déviation par rapport à la route sélectionnée et l'erreur de l'angle de route ainsi que le signal de commande pour le pilote automatique.

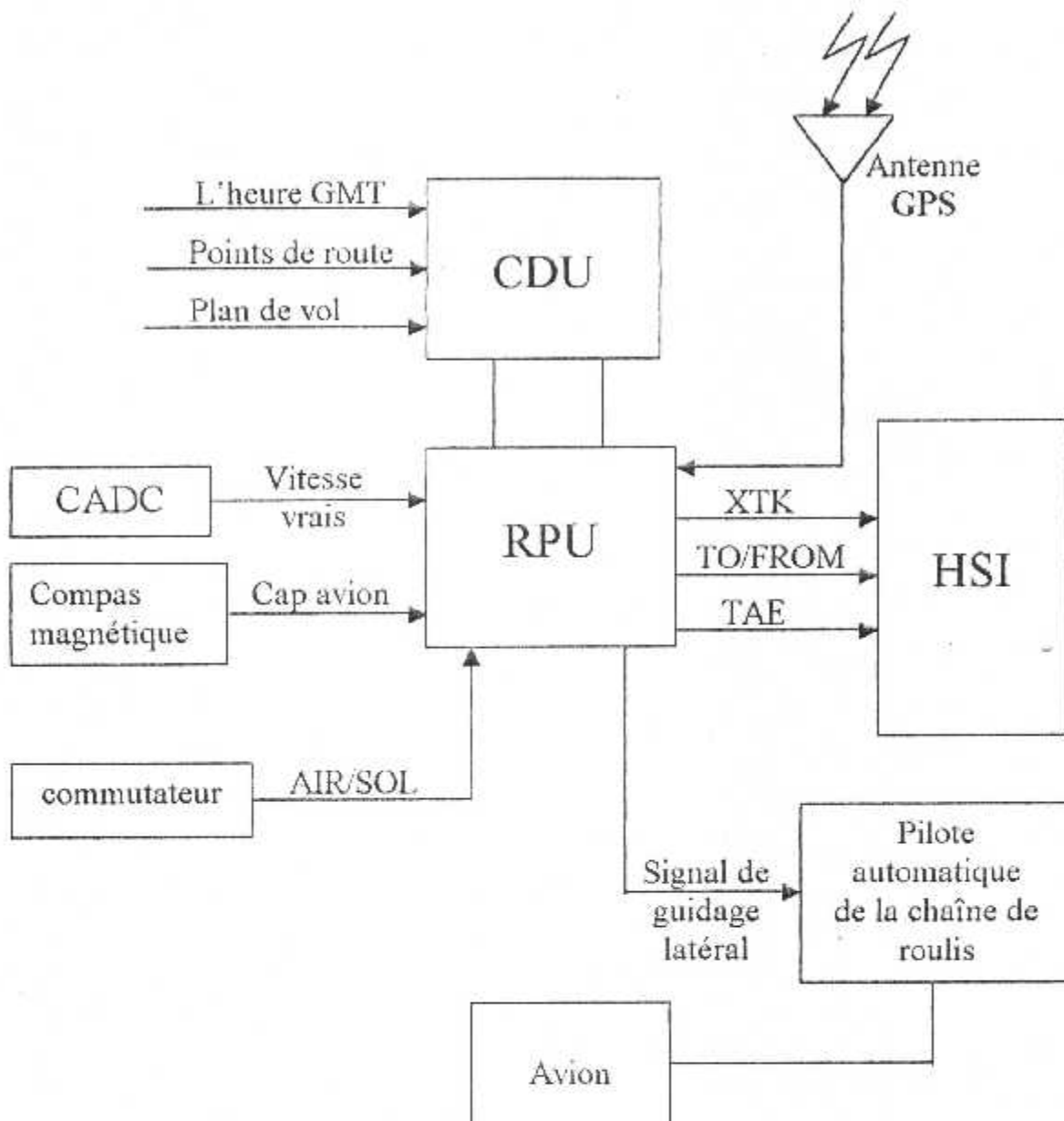


fig. II-1 : Schéma synoptique du système TNL7900

Tel que :

XTK : Eloignement de l'avion par rapport à la route sélectionnée.

TAE : L'erreur de l'angle de route.

II-5-2 Composition de l'unité de réception :

L'RPU est l'élément principal du système, il fonctionne en tant que récepteur GPS, calculateur et distributeur de l'alimentation, voir figure II-2, il est composé de :

- Une carte microprocesseur.

- Carte d'interface de réception GPS.
- Carte synchronisation double.
- Carte interface pour l'HSI et le pilote automatique.
- Carte interface synchronisation.
- Carte digital (entrées - sorties).
- Carte mémoire (points de route, plan de vol).
- carte d'alimentation principale.

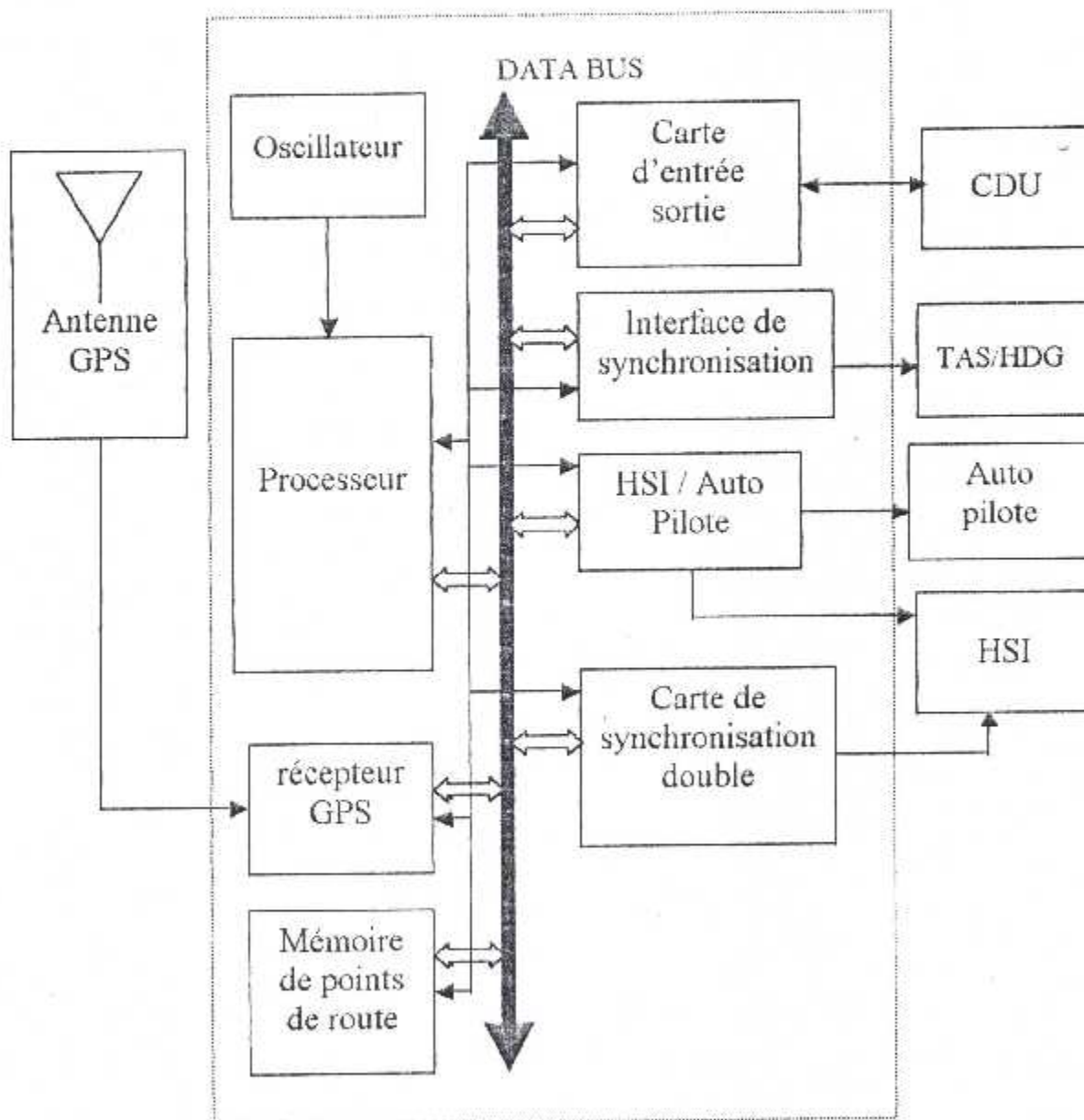


fig. II-2 : Schéma synoptique de l'RPU

II-5-2-1 Carte microprocesseur :

La carte microprocesseur est composée de :

- Un microprocesseur maître appelé « SIMP ».
- Une mémoire de processeur.
- Une horloge (RTC : real time clock)

Le processeur SIMP sert de centre de calcul de toutes les fonctions de navigation et un comparateur de programme installé à bord de SIMP adresse la ROM de 128*8Kb pour qu'elle réponde par des instructions exécutés par le SIMP, voir la figure II-3.

La RAM est utilisé pour le stockage temporaire des données.

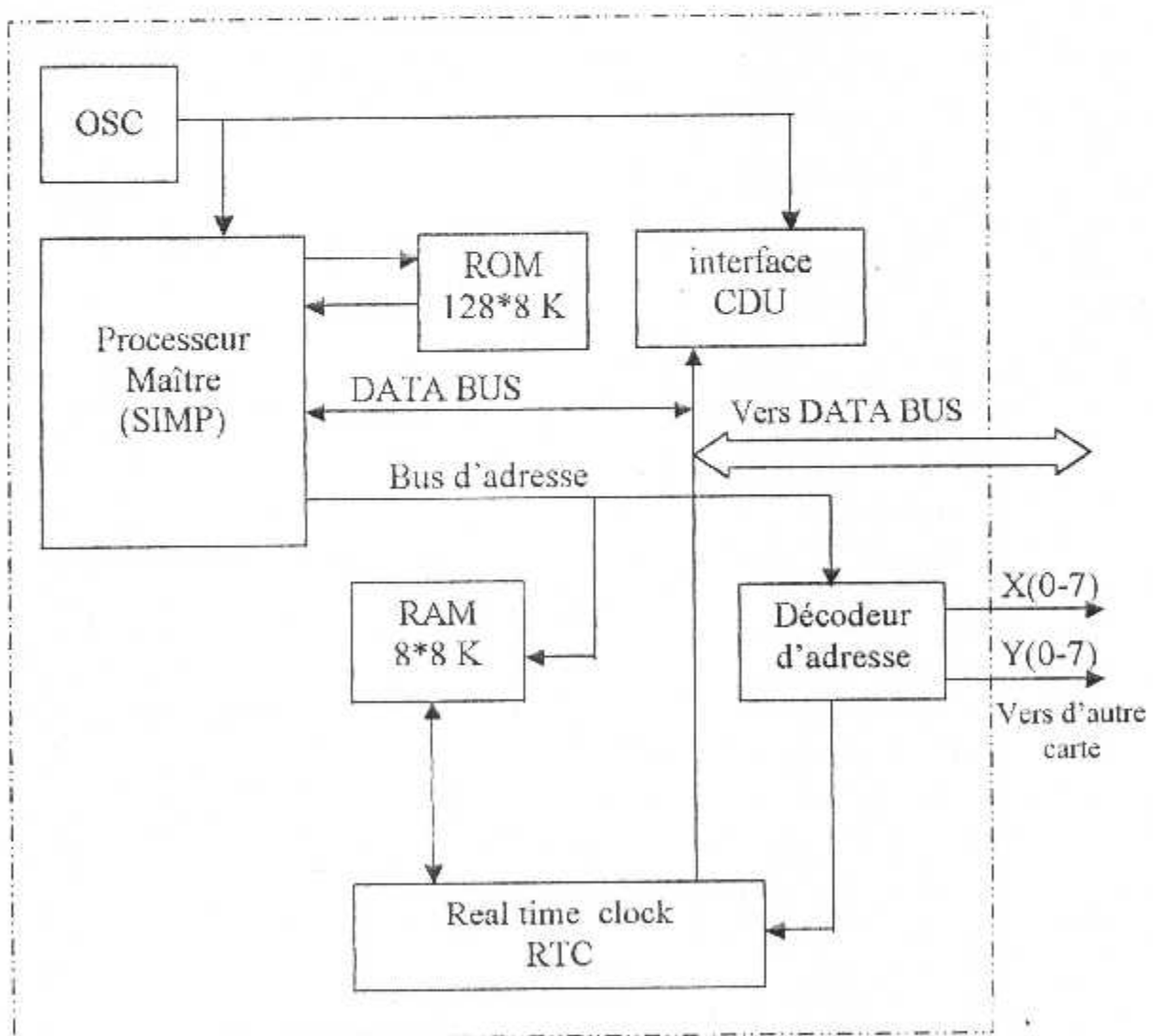


fig. II-3 : Schéma synoptique de la carte processeur SIMP

Le bloque décodeur d'adresse est utilisé pour communiquer avec les autres cartes de l'RPU.

II-5-2-2 Carte interface du récepteur GPS :

Cette carte convertit les signaux analogiques GPS en des données Latitude - Longitude, ces données sont fournies au calculateur pour élaborer ses calculs de navigation.

Tous les transferts de données entre cette carte et le calculateur sont contrôlés par le calculateur lui-même, voir figure II-4.

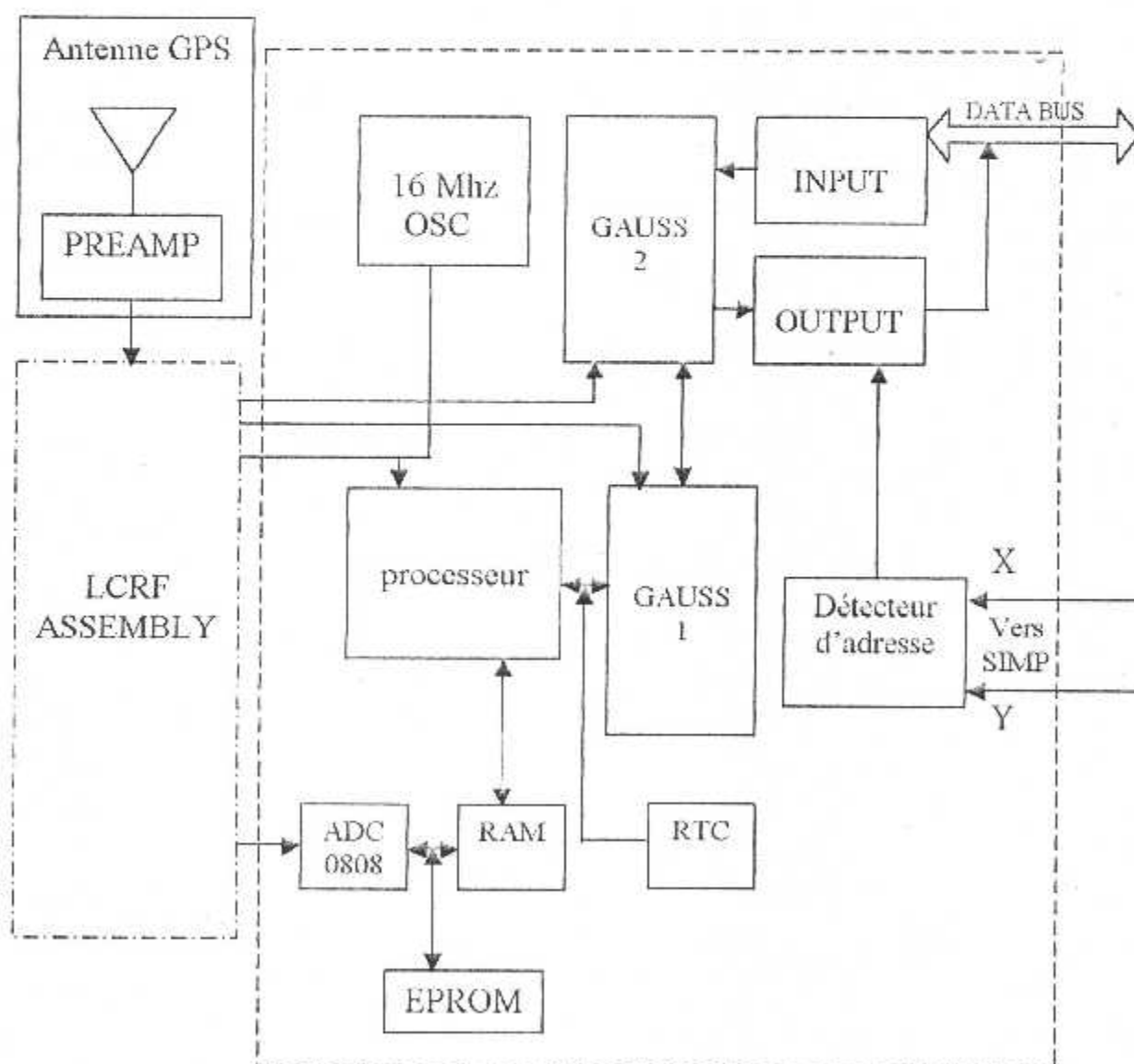


fig. II-4 : Schéma synoptique d'une carte récepteur GPS

L'antenne GPS reçoit un signal à partir du satellite à une fréquence 1.575 Ghz, le signal est envoyé à l'ensemble LCRF (mélangeur) où il est converti en un signal IF (fréquence intermédiaire), ce signal est envoyé au GAUSS (Amplificateur et Décodeur de Signal) pour le décodage des données, ces données sont envoyées à travers un DATA BUS (bus de données) au calculateur de navigation (microprocesseur SIMP).

Le processeur de la carte GPS contrôle le fonctionnement de cette carte et le convertisseur ADC 0808 (Analogique /digital) est utilisé pour la surveillance de la tension et l'ampérage de l'antenne.

II-5-2-3 Carte synchronisation double :

Cette interface fournit les sorties N1 et N2 des trois sorties de l'RPU pour l'utilisation sur un HSI, les sorties N1 et N2 sont prévues respectivement à entraîner l'azimut et l'index de cap.

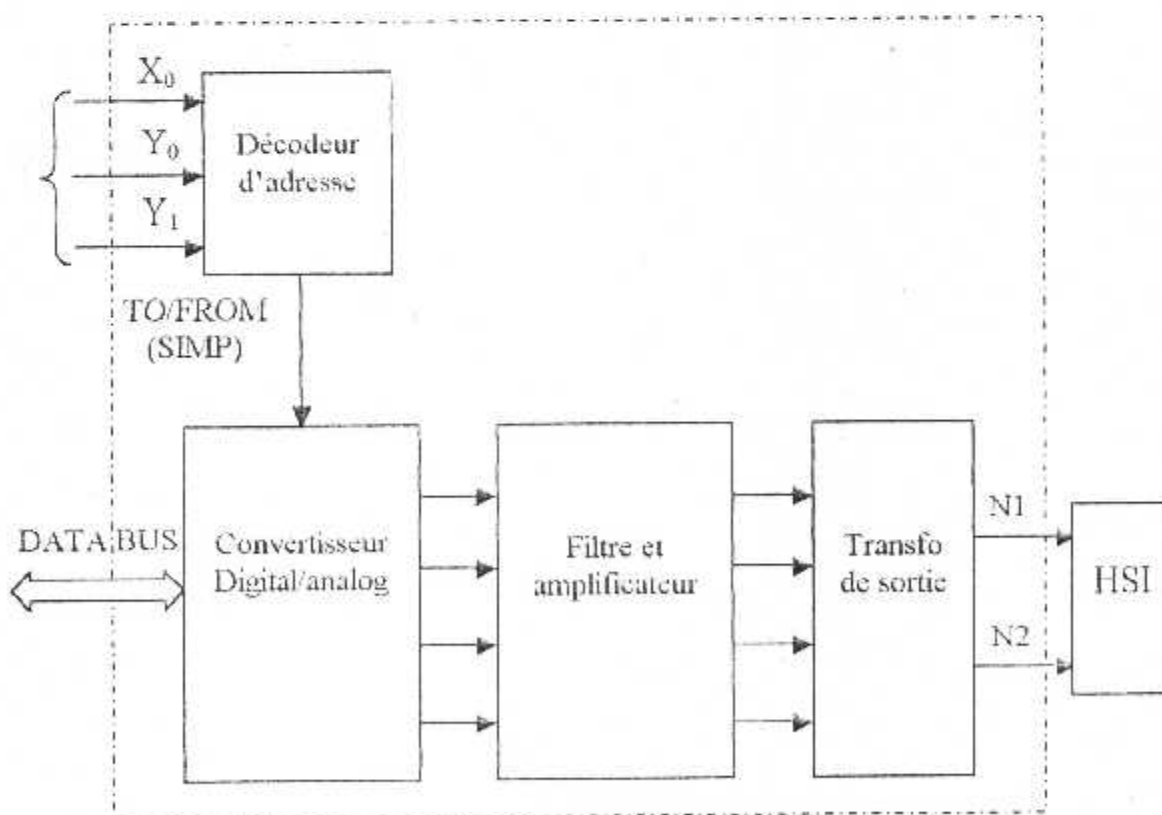


fig. II-5: Schéma synoptique d'une carte synchronisation double

II-5-2-4 Carte interface pour l'HSI et le pilote automatique:

Cette interface procure la sortie N3 destinée à entraîner la barre de course du HSI, voir figure II-6.

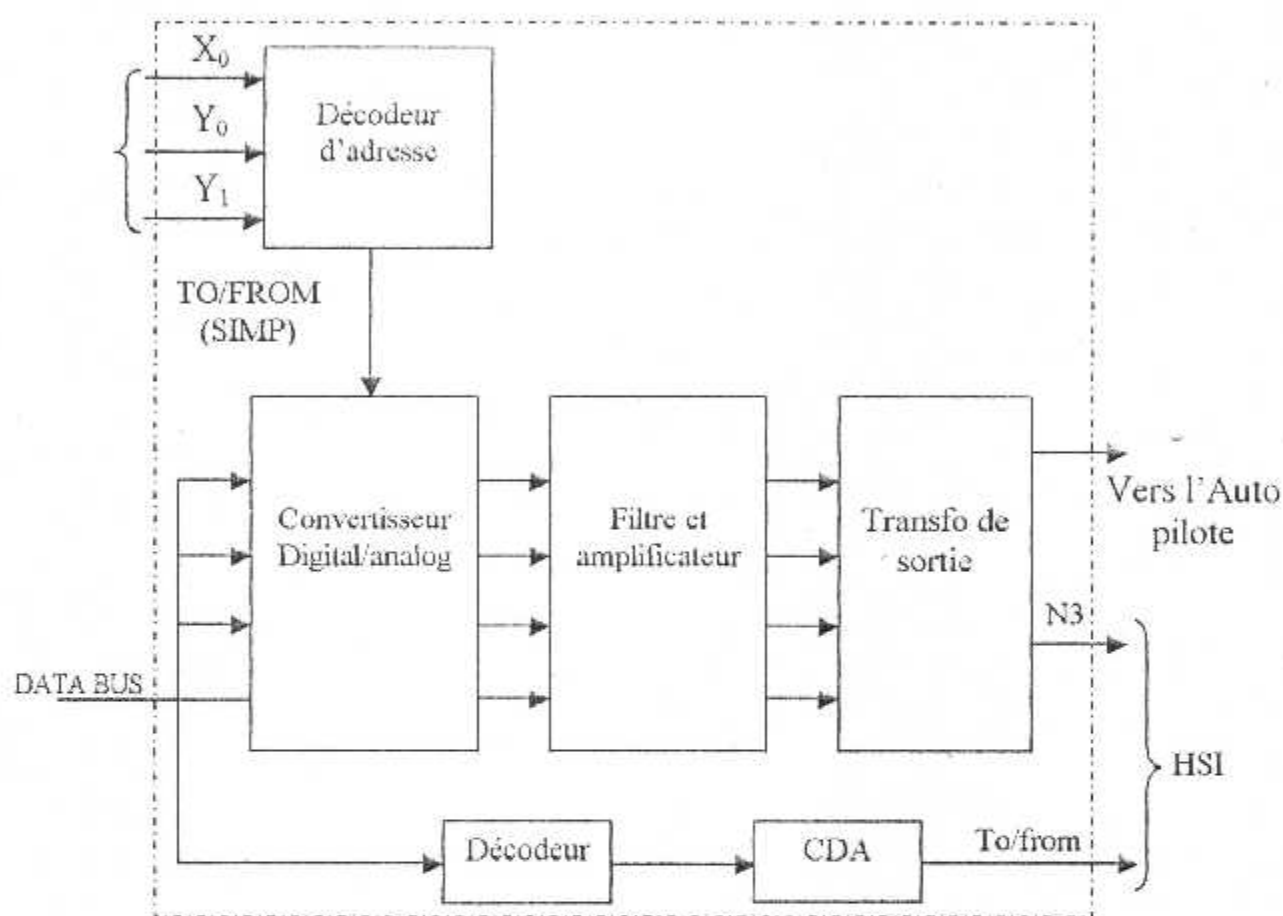


fig. II-6 : Schéma synoptique entre l'interface HSI et l'Auto pilote

II-5-2-5 Carte interface synchronisation :

Cette interface convertit les signaux analogiques de cap et vitesse de l'avion en des signaux digitaux, ces signaux sont utilisés pour les calculs de navigation.

II-5-2-6 Carte digitale (Entrées - Sorties) :

Cette carte gère totalement tous les lignes de d'entrées - sorties entre le RPU et l'unité de commande (CDU).

II-5-2-7 Carte mémoire (points de route, plan de vol) :

Elle permet de charger une base de données de points de routes qui sont utilisés pour le calcul de navigation.

II-5-2-8 Carte d'alimentation principale :

Cette carte est responsable de l'alimentation du système.

II-6 Composition de l'unité de commande :

Le CDU sert d'interface entre NMS (système de gestion de la navigation) et le pilote et affiche les données de navigation en réponse de commande de l'RPU, pour réaliser ces fonctions le CDU utilise cinq circuits qui sont :

II-6-1 Carte d'alimentation :

Cette carte convertit le 28V en de différentes tensions requis par le CDU pour alimenter les autres cartes.

II-6-2 Carte d'altitude cut off :

Cette carte est utilisée pour débrancher la haute tension du CRT (tube cathodique) en cas de dépressurisation de la cabine en haute altitude détérioration par arc électrique.

II-6-3 Carte vidéo :

C'est un amplificateur vidéo horizontal vertical pour l'écran d'affichage.

II-6-4 Carte de gestion des entrées – sorties :

Cette carte contrôle le transfert de données entre l'unité de commande et l'RPU.

II-7 Laboration de commande de maintien de route :

Dans le cas de navigation par GPS il s'agit de suivre une route décrite par le plan de vol et constituée par une succession de tronçons délimités par des points de routes selon la figure II-7.

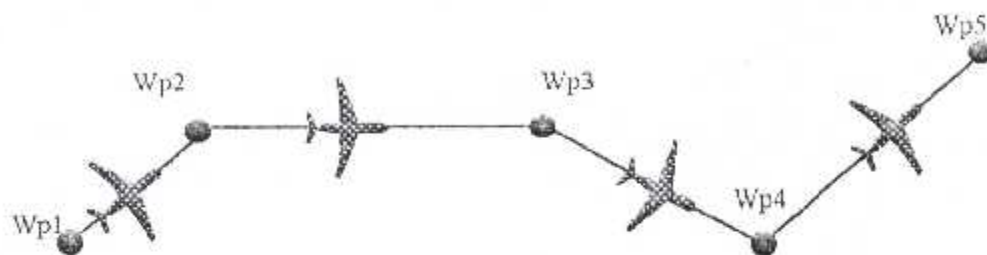


fig. II-7 : Les points de routes

La route est introduite par l'équipage dans le calculateur de navigation, le récepteur GPS détermine la position actuelle de l'avion, le calculateur de navigation détermine alors l'écart latéral XTK par rapport à la route choisie, la vitesse sol et l'écart d'angle de route TEA. Tous ces variables sont représentées sur la figure II-8.

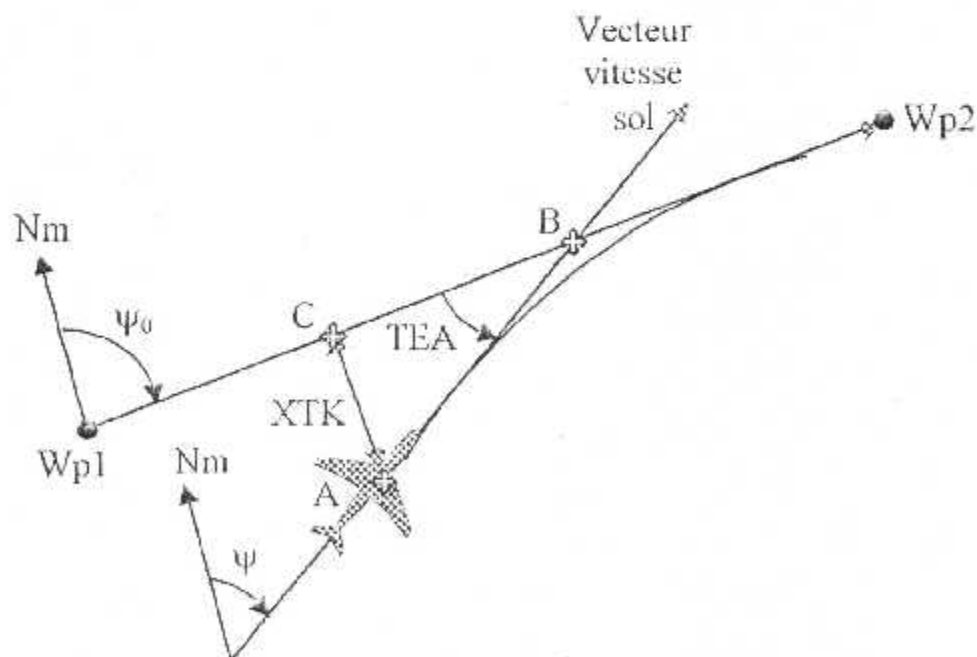


fig. II-8 : Le maintien de route

$$\text{TEA} = \psi - \psi_0.$$

XTK : écart de la route.

ψ : cap de l'avion.

ψ_0 : l'angle de route.

Remarque :

Un point de route est représenté par son nom et sa position sur la terre (Latitude et Longitude).

II-7-1 Détermination de la route entre deux points :

Soit A et B deux points de route, et AB la route joignant A à B, R est l'angle sous lequel cette route coupe les méridiens.

Considérons 2 méridiens (1) et (2) infiniment voisins et faisant entre eux un angle dg, cette route coupe ces deux méridiens en M et N considérons maintenant le parallèle passant par N et soit N' le point où ce parallèle coupe le méridien (1).

Les méridiens(1) et (2) étant très voisins, le triangle MNN' peut être considéré comme plan.

Soit (de) la distance infiniment petite entre (M) et (N), et (L) la latitude du point (N), la latitude de point (M) \cong (L) car (M) et (N) sont très voisins.

Alors nous avons :

$$\text{tg}(R) = \frac{de}{dL} = \frac{dg \cdot \cos L}{dL}$$

Alors

$$dg = \text{tg}(R) \cdot \frac{dL}{\cos L}$$

L'intégration de dg sur la route AB nous donne :

$$\Delta g = \text{tg}(R) * (L_{CB} - L_{CA})$$

$$L_c = \log\left(\text{tg}\left(\frac{L}{2} + \frac{\pi}{4}\right)\right)$$

alors :

$$\operatorname{tg}(R) = \frac{\Delta g}{\Delta L_c}$$

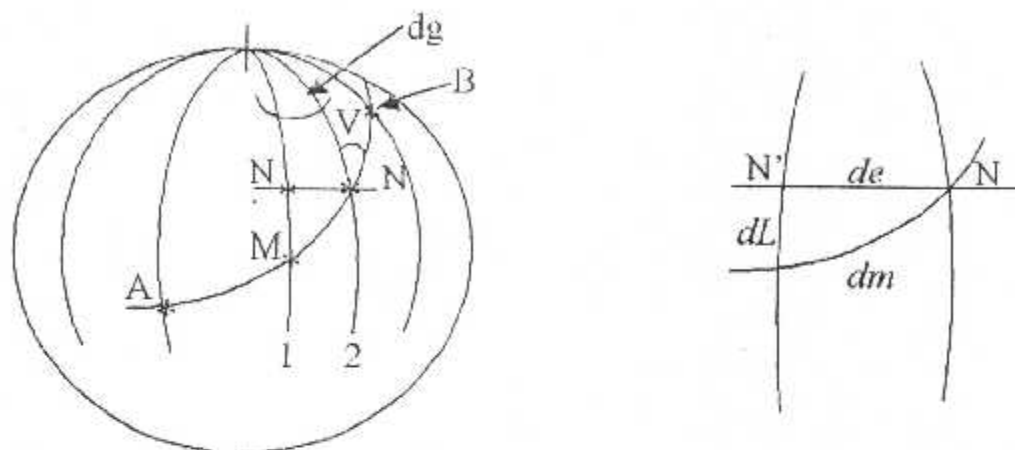


fig. II-9 : Détermination de la route

Remarque :

La distance entre *A* et *B* est l'intégrale de (*dm*).

$$dm = \frac{dL}{\cos R} \quad \text{alors :} \quad \Delta m = \frac{\Delta L_c}{\cos R}$$

II-7-2 Détermination de l'écart latéral par rapport à une route :

L'écart latéral par rapport à une route est la distance minimale entre l'avion et la route sélectionnée, alors le point le plus proche de l'avion comme le point C est l'intersection entre la route et le radial perpendiculaire à la route passant par l'avion. Donc, la distance minimale est la distance entre l'avion et le point (C).

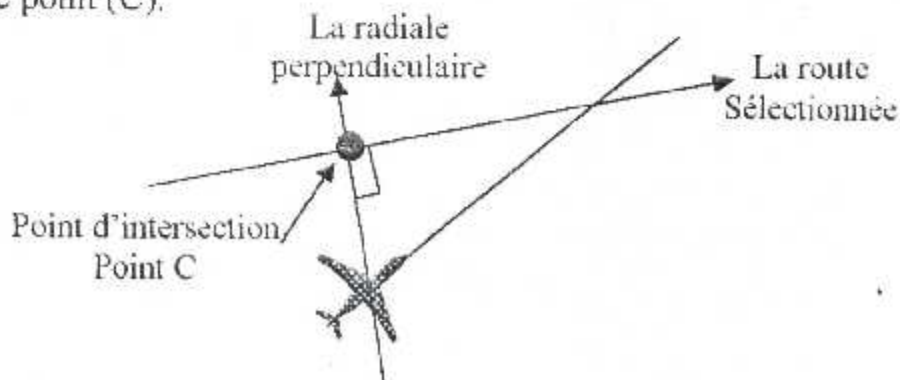


fig. II-10 : Détermination du point le plus proche

II-8 Installation de TNL7900 :

L'intégration de système consiste à installer dans un aéronef de type Boeing 727 deux récepteurs TNL7900 indépendants l'un de l'autre, composés comme suite :

- Deux RPU.
- Deux CDU.
- Deux antennes GPS.
- Une boîte d'accessoire de commutation.

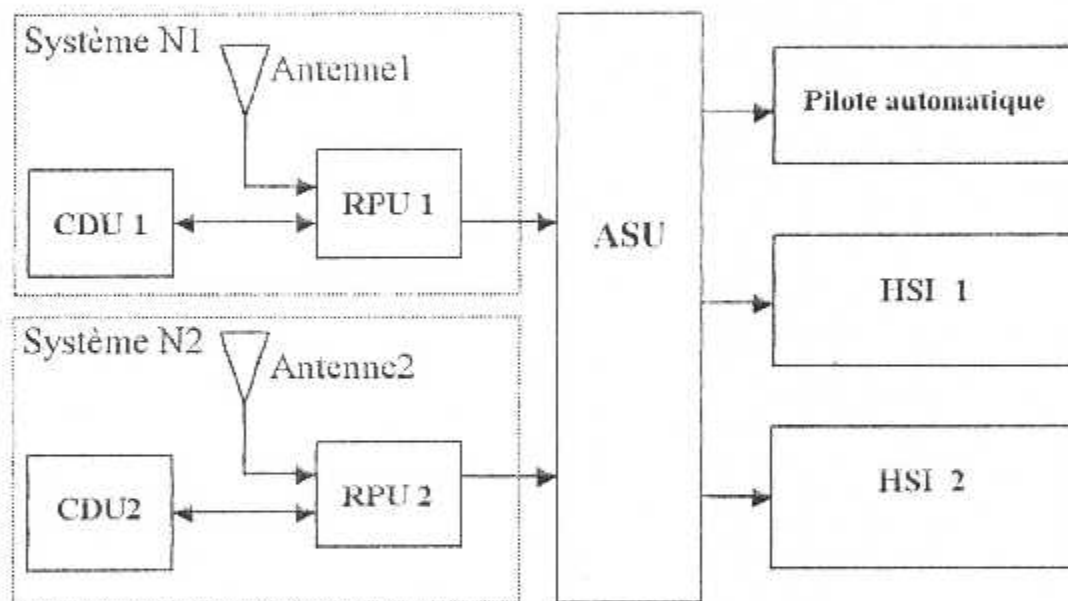


fig. II-11 : L'installation du système TNL7900

La boîte d'accessoire de commutation est un module supplémentaire utilisé pour permettre la commutation entre les deux systèmes (système N1 et système N2).

II-8-1 Installation des deux antennes :

Les deux antennes GPS sont installées sur le fuselage avant de l'avion, ils sont relayés aux RPU par un câble coaxial de 50 Ω .

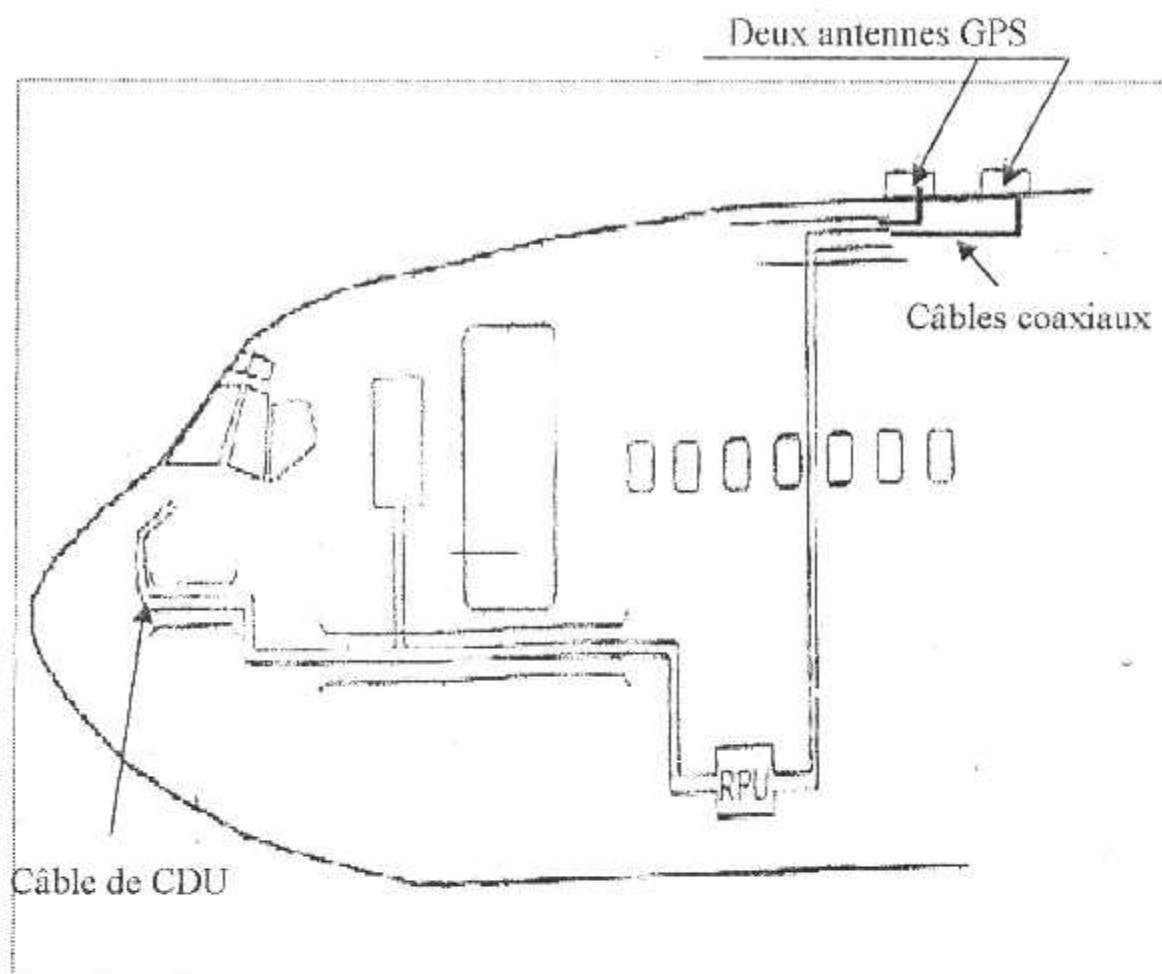


fig. II-12 : Installation des antennes à bord de BOEING 727

Le câble coaxial transmet le signal reçu par l'antenne vers l'RPU et transite l'alimentation électrique de l'RPU vers l'antenne.

II-8-2 Installation des deux RPU :

L'installation des deux RPU et la boîte d'accessoire exige la fabrication et l'installation d'une étagère supplémentaire dans le compartiment électronique.

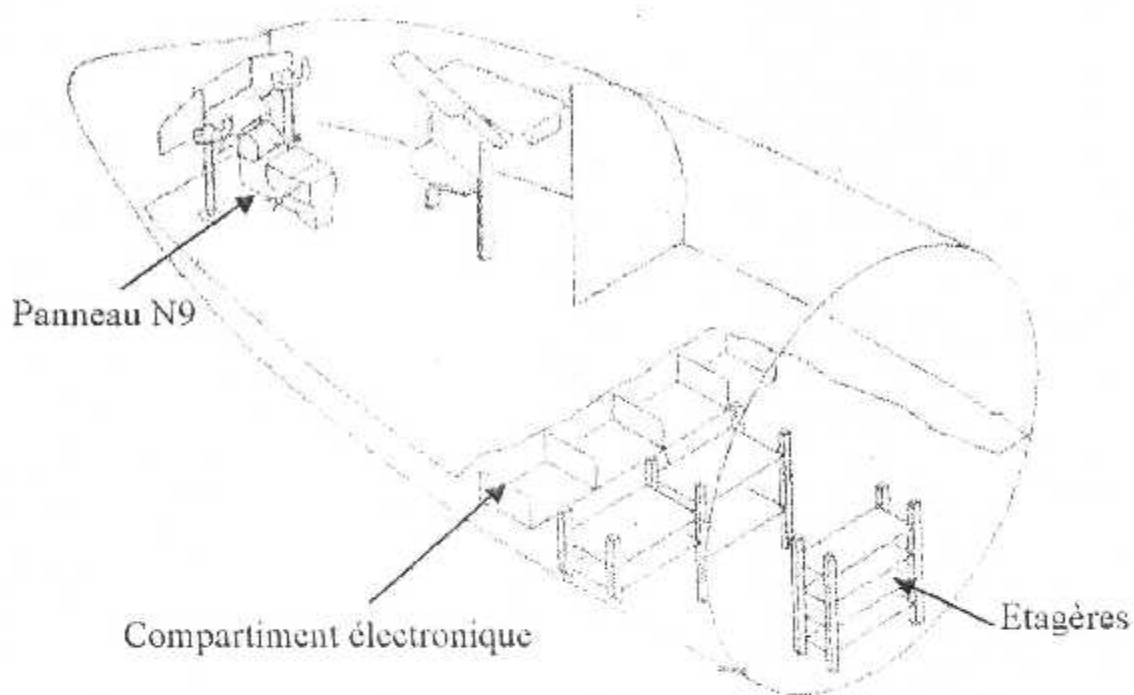


fig. II-13 : Le compartiment électrique de Boeing 727

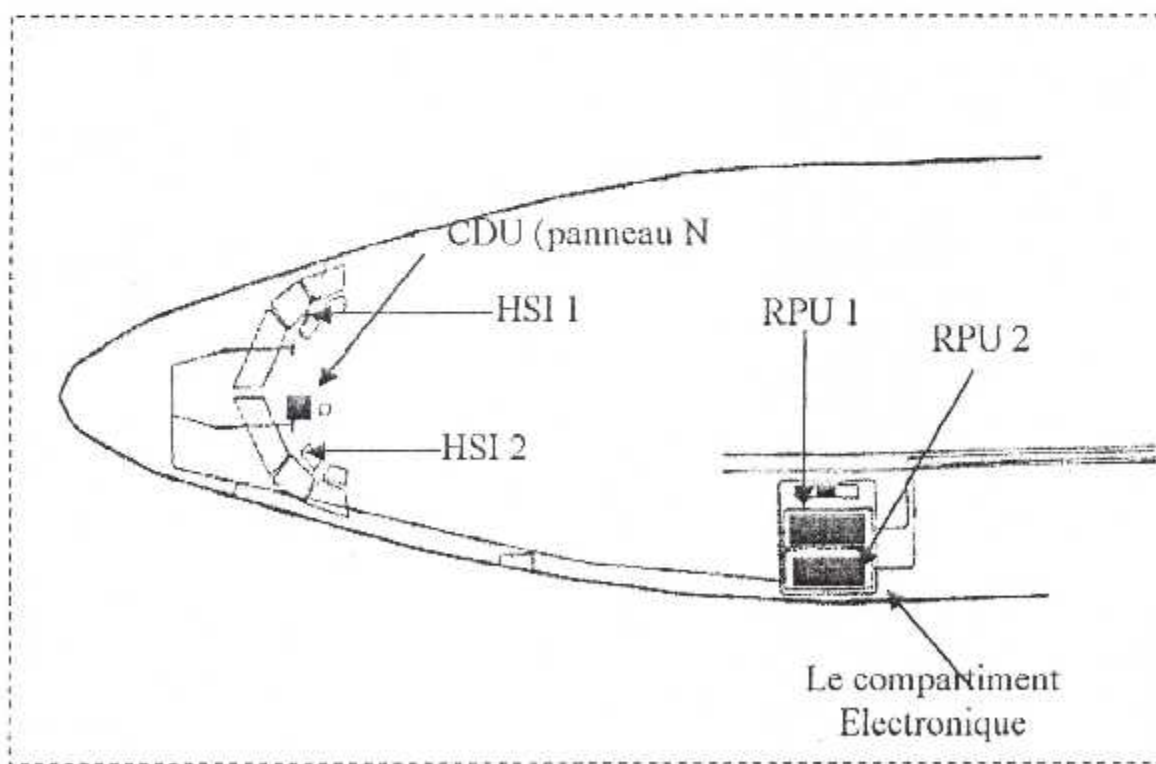


fig. II-14 : Positionnement des deux RPU

II-8-3 Installation des deux CDU :

Le positionnement des deux CDU, à un endroit favorable nécessite le déplacement de deux boîtes de sélection d'écoute (audio) de leur position initiale en panneau N9.

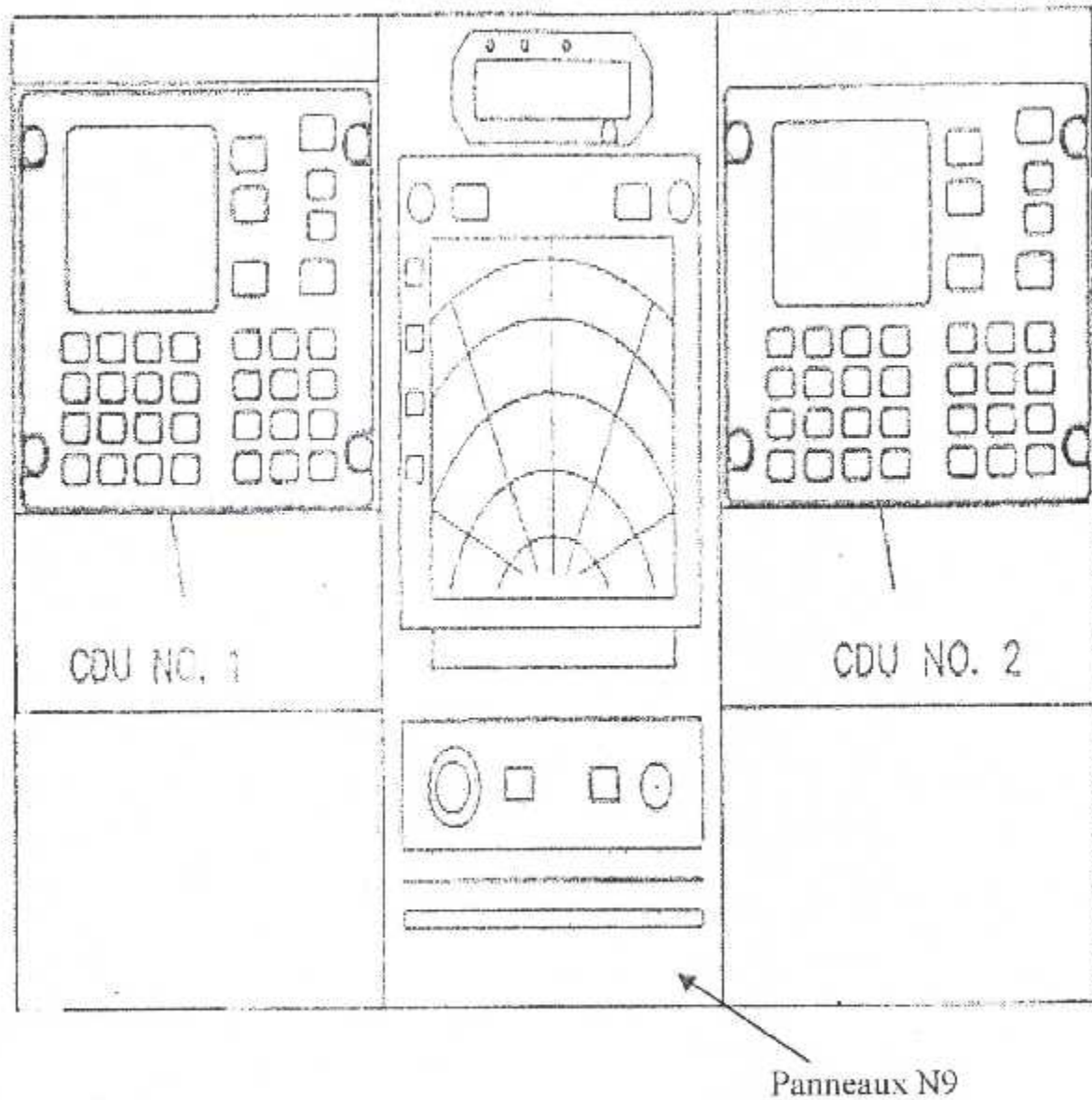


fig. II-15 : Position des deux CDU au niveau du cockpit

L'utilisation du VOR pour la navigation aérienne présente des limitations importantes :

- Le faisceau radio est bruité, ce qui oblige à utiliser des filtres pour ignorer ses signaux aux alentours de la verticale du balise.
- L'information reçue par le VOR est un écart angulaire que l'on ne peut transformer en écart de route métrique si l'on ne connaît pas précisément la distance à la balise.
- La présence de vent de travers impose dans la loi de commande la présence d'un effaceur d'écart de route ce qui est mauvais pour la stabilité de l'asservissement et dégrade donc les performances en capture.

III-9-2 Mode de navigation GPS:

Dans ce mode, s'agit de suivre une route décrite par le plan de vol et constituée d'une succession de tronçons délimités par des « way points » (point de report géographique, navais, aéroport, piste...).

Elle est introduite par l'équipage dans le **calculateur de navigation** ou sélectionnée à l'aide du **calculateur de gestion de vol** (flight management computer –FMC) si l'avion en est équipé, comme c'est le cas avec l'A310, le B727, B747 le MD11. Le système GPS fournit l'information de position actuelle de l'avion. Le calculateur de navigation détermine alors l'écart latéral XTK (X-track) par rapport à la route choisie, la vitesse sol GS et l'écart d'angle de route TAE (track angle error). Ces variables sont représentées sur la figure suivante :

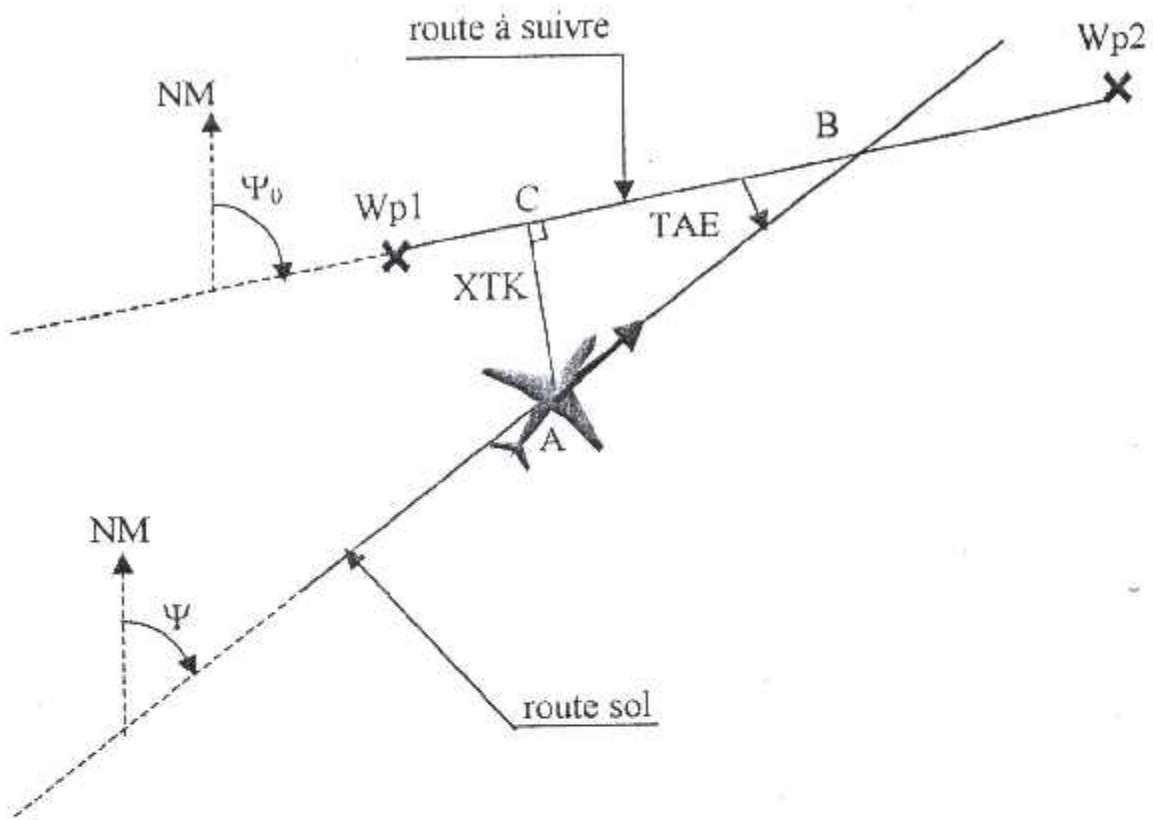


fig. III-17: maintien de route GPS

$$TAE = \Psi - \Psi_0$$

XTK = écart de route

On a la relation :

$$XTK = AC = AB \cdot \text{tg}(\Psi - \Psi_0)$$

D'où le schéma fonctionnel simplifié :

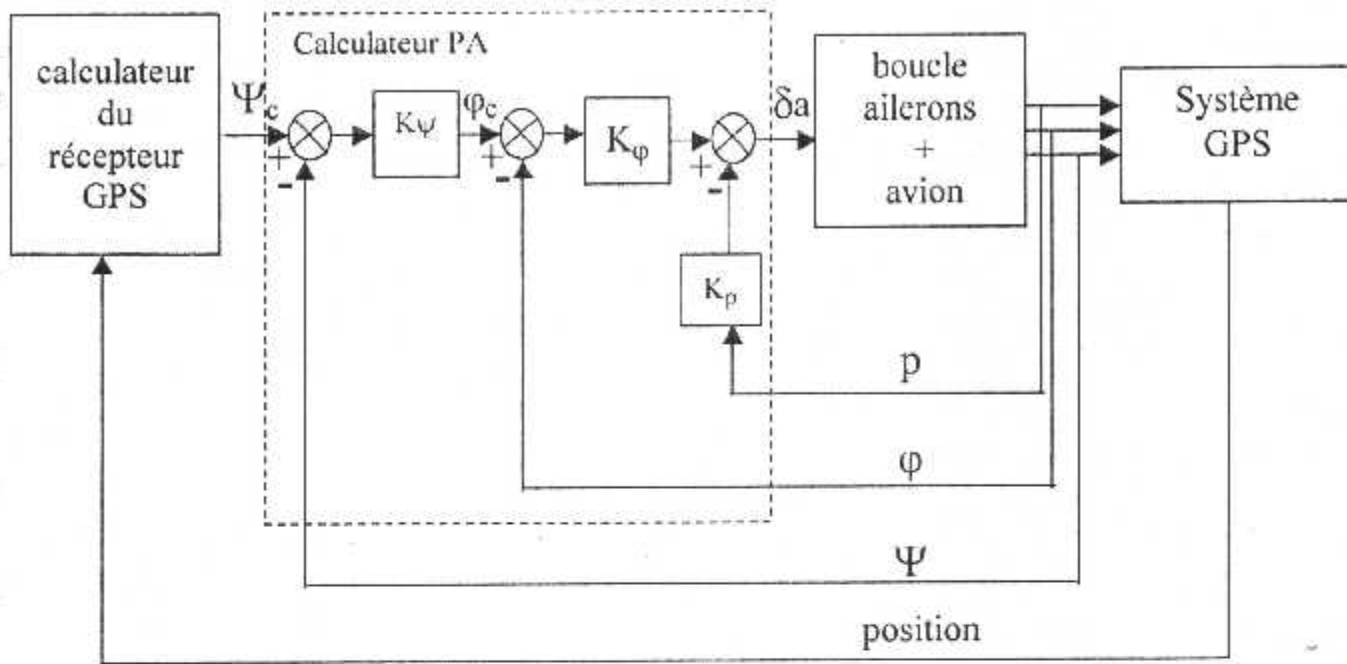


fig. III-18 chaîne de commande et maintien de route GPS

On a donc la loi de commande en phase de rejoindre de la sélectionnée :

$$\delta a = K_{\phi} * (\phi_c - \phi) - K_p * p$$

avec

$$\phi_c = K_{\psi} (\psi_c - \psi) \quad \text{où} \quad \psi_c = \psi_0 + K_x \cdot XTK$$

ψ_0 l'angle de route.

XTK l'éloignement par rapport à la route.

En général, pour que le mode navigation armé au boîtier du pilote automatique devienne effectif, il faut que l'écart latéral soit inférieur à un certain seuil (7NM pour l'A300B ; 10NM pour l'A310).

La loi de commande inclut aussi des limitations telle que :

$$|\psi_c - \psi_0| \leq 60^{\circ} \quad , \quad \psi_c \leq \phi_{\max} \quad (20^{\circ} \text{ pour le B747 si TAS} > 296\text{Kt}).$$

III-10 Conclusion :

Le pilotage automatique a offert un grand changement pour l'aviation civil , il a pu libérer le pilote humain d'effectuer des tâches de commandes ou de navigation très difficile à réaliser et qui demande une grande précision. Le pilote automatique est principalement conçu pour guider l'avion sur ces deux plans, le plan latéral et le plan longitudinal.

Le mode latérale permet de maintenir l'avion dans une direction fixe dans le plan latéral ou de maintenir une trajectoire donnée par le pilote humain, cette trajectoire peut être déterminée par les instruments de bords.

Le mode longitudinal consiste à maintenir l'avion dans une situation donnée dans le plan vertical ou d'amener l'avion dans une situation désirée par le pilote.

Le pilote automatique peut réaliser plusieurs tâches de guidage si on l'utilise pour réaliser des chaînes de commande contenant des capteurs et des calculateurs.

Le pilote automatique de Boeing 727 est équipé d'une entrée auxiliaire que l'on peut utiliser pour l'intégration d'un autre système de navigation, à condition que la nouvelle chaîne soit bien étudiée afin d'adapter et intégrer le nouveau système dans la chaîne.

chapitre IV

simulation

IV-1 Introduction :

Dans ce chapitre nous vous invitons à savoir la base de toute l'étude que nous avons faite pour réaliser ce projet, qui consiste à simuler le fonctionnement de TNL7900. qui nous a été possible grâce au logiciel de programmation matlab.

IV-2 Choix de matlab :

Pour réaliser cette simulation nous avons utilisé le logiciel de programmation MATLAB 5.3, le choix de cet outil n'est pas fortuit mais repose sur les avantages que présente matlab, en ce qui concerne sa richesse en terme d'élément de bibliothèque, et sa boîte d'outil qui contient le Mapping, le simulink, et aussi sa simplicité en terme de langage de programmation.

IV-3 Présentation de la simulation :

Notre travail consiste à simuler l'évolution de Cap, et de l'éloignement de l'avion par rapport à une route GPS.

Afin de bien comprendre ce travail, il sera utile de le décomposer en deux parties qui sont :

1. Simulation de l'évolution de Cap et l'angle de roulis d'un avion lors de prise de Cap sélectionné sans l'aide du système GPS.
2. Simulation de la procédure prise de route GPS.

IV-4 Simulation de prise de cap sélectionné

La simulation de prise de cap sélectionné est représentée par la figure suivante :

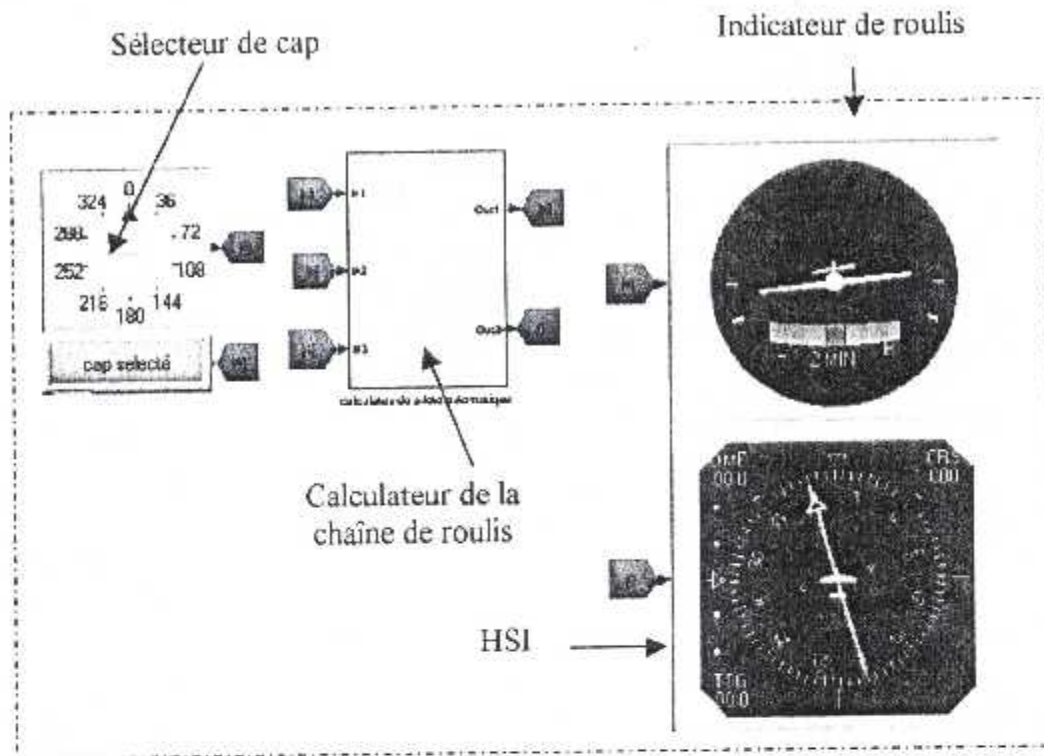


Fig.IV-1 simulation de prise de Cap

IV-4-1 Fonctionnement

IV-4-1-1 Sélecteur de cap :

Le sélecteur de cap est utilisé pour le choix d'un Cap désiré par l'utilisateur, il donne en sortie une valeur de cap varie entre 0° et 360° .

IV-4-1-2 Indicateur de roulis :

Il existe dans la boîte à outil simulink de matlab sous forme d'un bloc afficheur similaire à celui de l'avion, ce dernier est exploitable grâce à son entrée, et chaque valeur introduite dans cette entrée se traduit par une inclinaison de l'avion sur l'afficheur.

IV-4-1-3 Indicateur HSI :

Comme l'indicateur de roulis, l'HSI existe aussi dans la boîte à outil simulink à la différence qu'il possède une entrée qui accepte plusieurs variables.

Dans notre cas on a utilisé trois variables qui sont :

- HSIheading: variable pour l'indication de Cap.
- HSIcourseheading: variable pour l'indication de l'angle de route.
- HSIcoursedéviatiion : variable pour indication de l'éloignement par rapport à la route.

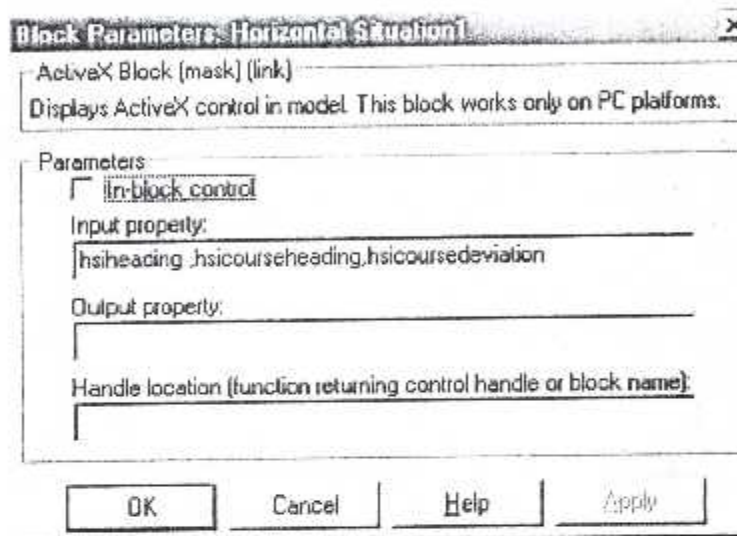


fig. IV-2 : Boite de dialogue des variables d'entrées

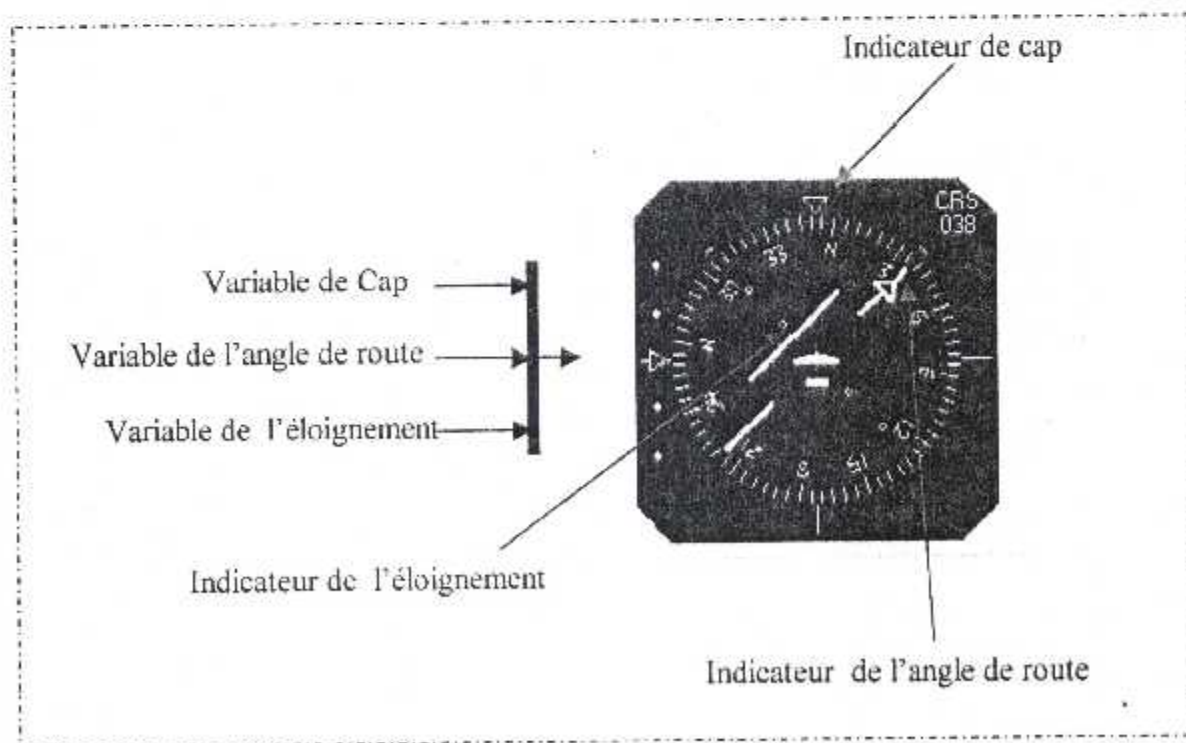


fig. IV-3 : Indicateur HSI

IV-4-2 Calculateur de la chaîne de roulis :

Il est représenté par la figure suivante

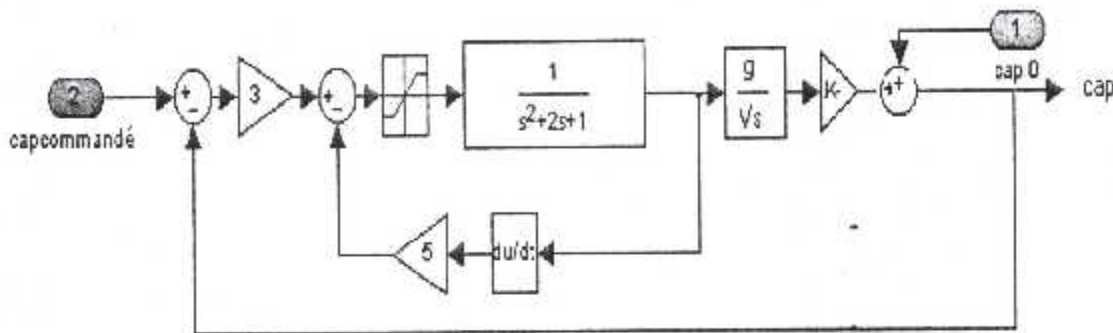


Fig.IV-4 calculateur de la chaîne de roulis

Le principe de fonctionnement de ce calculateur est similaire à celui décrit dans chapitre III paragraphes 8-1,8-2 (chaîne de commande de cap), à l'exception de la fonction de transfert qui commande l'assiette latérale, cette fonction est donnée comme suit :

$$\frac{\phi}{\phi_c} = \frac{1}{s^2 + 2s + 1}$$

La réponse de cette fonction à une valeur d'entrée, est donnée par le graphe suivant :

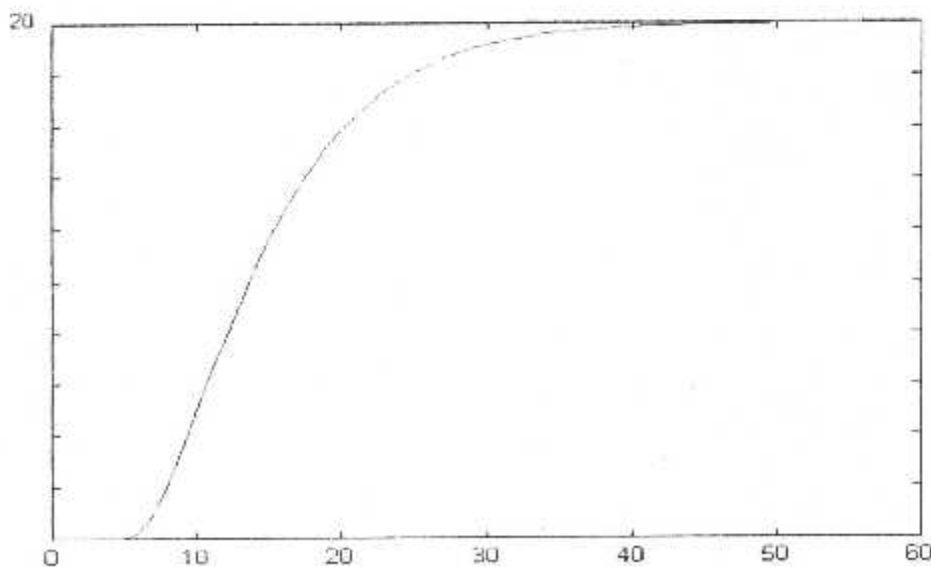


fig. IV-5 : Réponse de la fonction de transfert

L'introduction d'une valeur d'entrée (Cap sélectionné) au calculateur se traduit par une commande de roulis, si la différence entre le cap sélectionné et le cap de l'avion n'est pas nul. la valeur de l'angle de roulis nous donne une variation de Cap selon l'équation suivante

$$\dot{\Psi} = \frac{g}{V_S} \Phi$$

telle que :

g : la pesanteur.

ϕ : angle de roulis

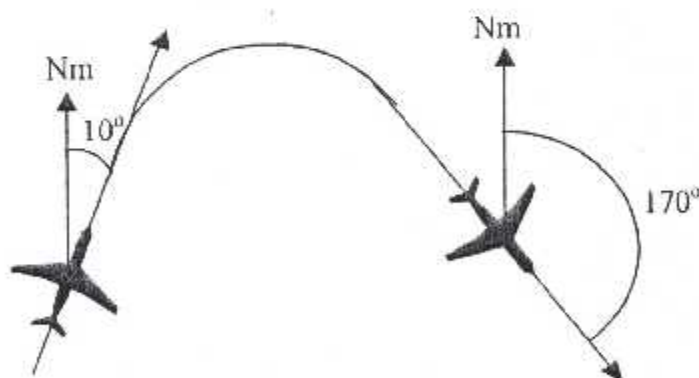
ψ : cap de l'avion

V : vitesse de l'avion

S : opérateur de Laplace.

IV-4-3 Exemple de simulation :

Supposant que l'avion vol sur un cap constant de 10° et on veut rejoindre le cap 170° , comme il est montré dans la figure suivante :



Les résultats de la manœuvre seront représentés par les graphes suivants :

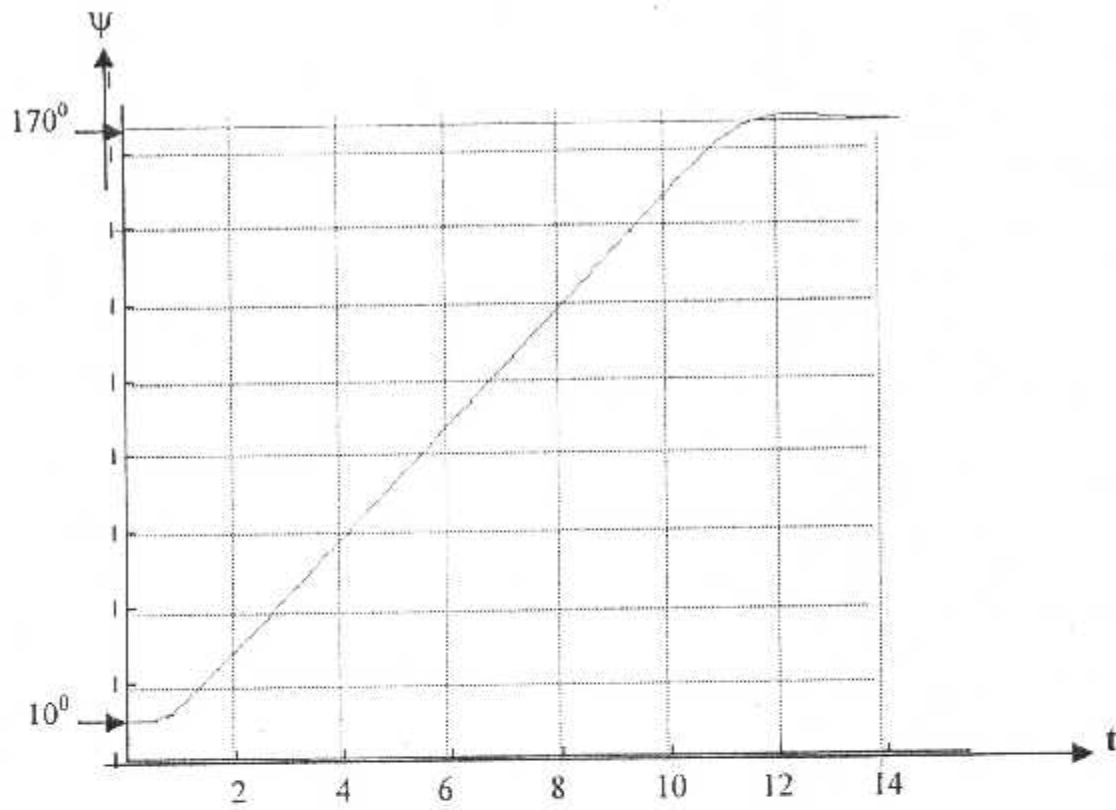
1. Variation de Cap :

Fig. IV-6 : Variation de cap de l'avion

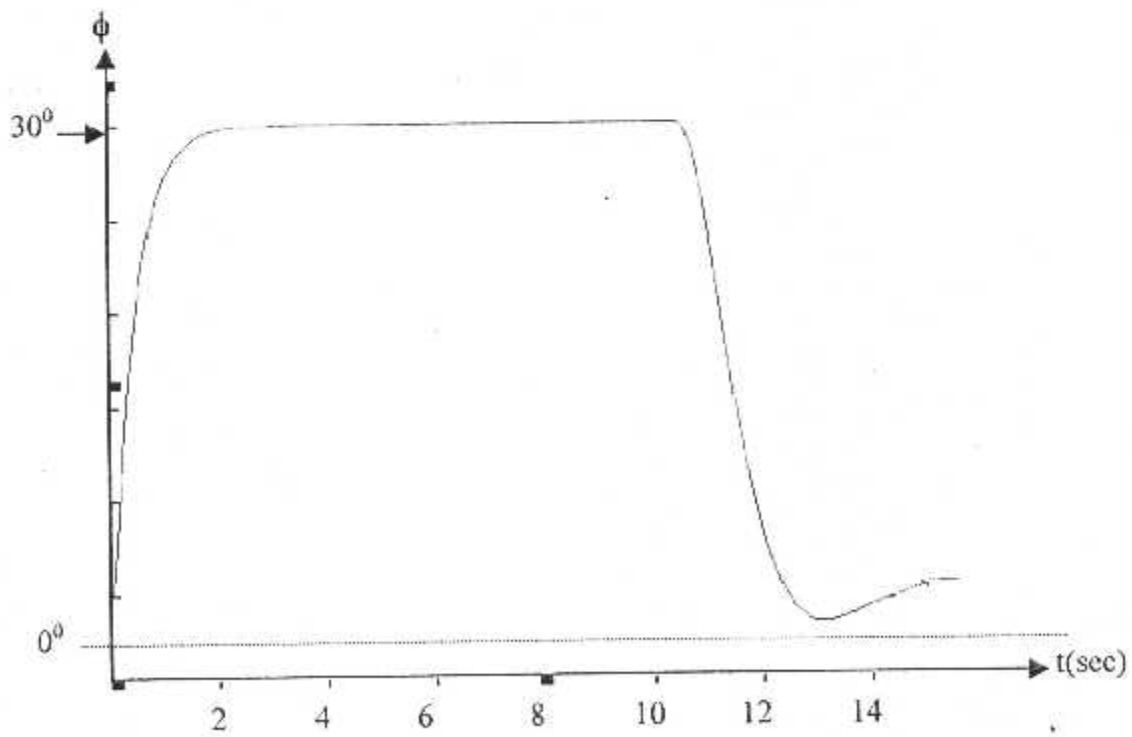
2. Variation de l'angle de roulis :

fig. IV-7 : Variation de l'angle de roulis

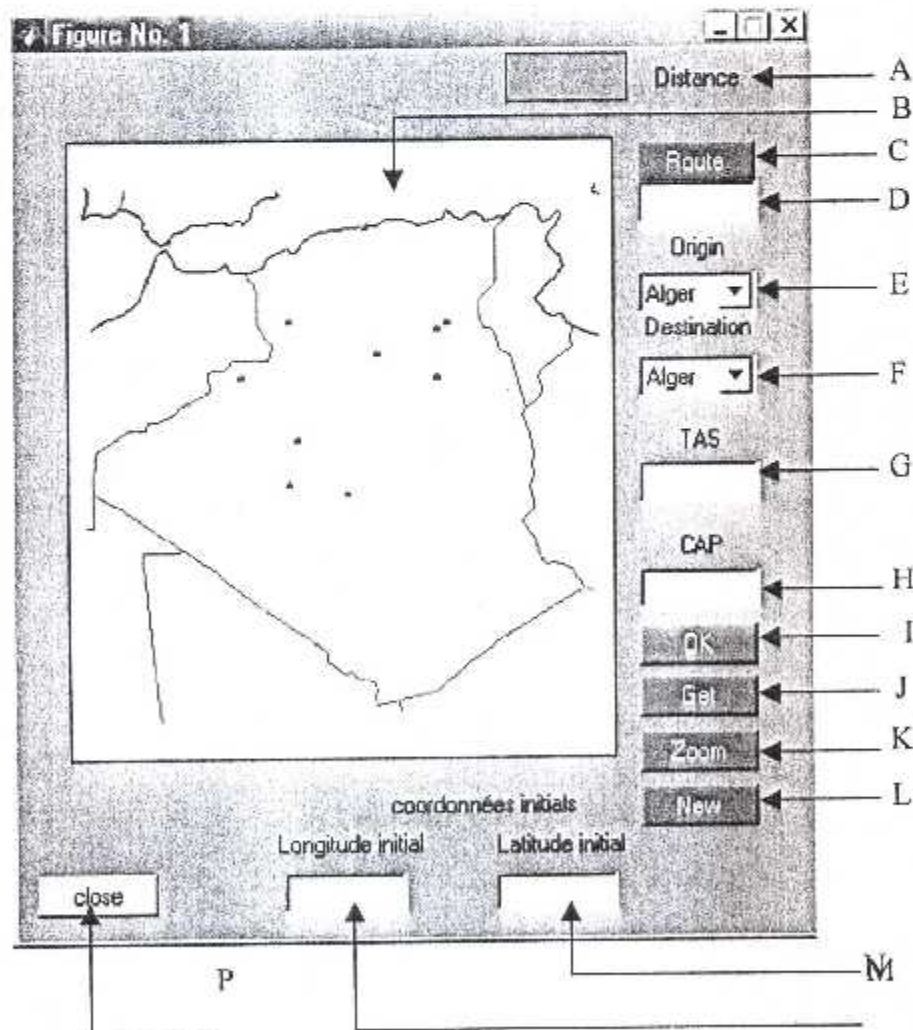
IV-5 Simulation de prise de route GPS :

En réalité si on veut joindre une route désirée qui est caractérisée par les coordonnées géographiques de son point de départ et d'arrivé, le récepteur GPS TNL7900 nous donne la position de l'avion à chaque instant et nous calcule la valeur de l'angle de route désirée ainsi que la l'éloignement de l'appareil par rapport à cette route.

Pour simuler cette réalité on a eu recours à la création d'une interface graphique et l'utilisation de simulink.

IV-5-1 Interface graphique :

Le but de cette interface est de faciliter l'introduction des valeurs d'entrées, de visualiser les paramètres de sorties (éloignement, angle de route), et le traçage de la trajectoire de l'avion.



- A- Fenêtre d'affichage de la valeur d'éloignement.
- B- Fenêtre de visualisation de la trajectoire d'avion
- C- Bouton de traçage de la route désirée.
- D- Fenêtre d'affichage de la valeur de l'angle de route.
- E- Liste de sélection de point de départ
- F- Liste de sélection de point d'arriver.
- G- Fenêtre de la variable d'entrée de vitesse.
- H- Fenêtre de la variable d'entrée de Cap.
- I- Bouton validation.
- J- Bouton utilisé pour marquer la position initiale de l'avion.
- K- Bouton utilisé pour l'agrandissement d'une zone sélectionnée sur la fenêtre de visualisation.
- L- Bouton pour l'ouverture d'une nouvelle session de travail.
- M- Fenêtre d'affichage de la latitude initiale de l'avion.
- N- Fenêtre d'affichage de la longitude initiale de l'avion.
- P- Bouton de fermeture de la session de travail.

IV-5-2 Utilisation de Simulink :

L'utilisation de simulink nous a permis de réaliser la simulation de prise de route GPS qui est représentée par la figure suivante :

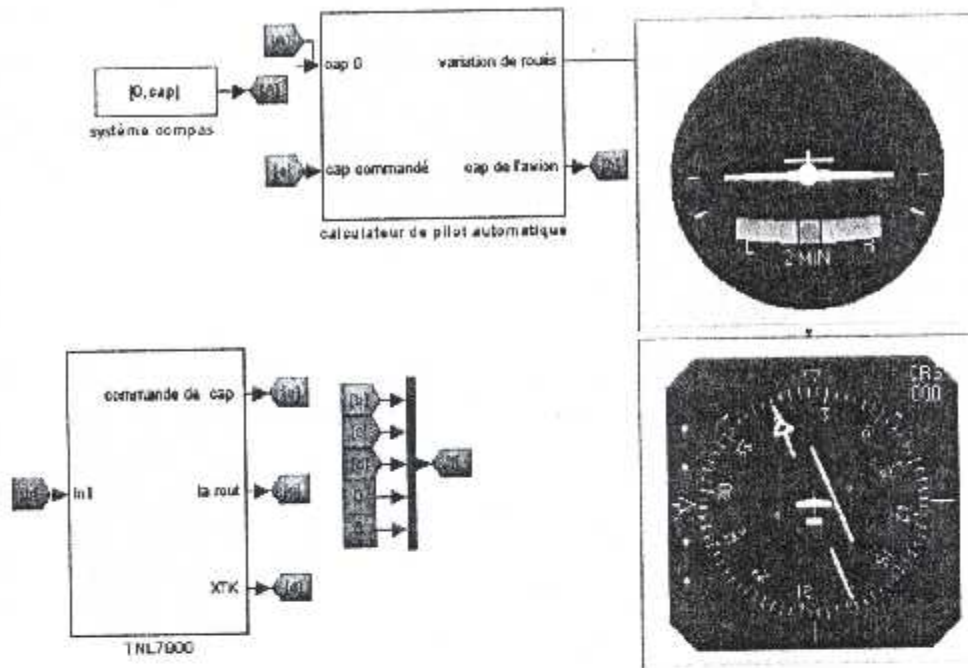


fig.IV-9 : Simulation de prise de route GPS

IV-5-3 Fonctionnement :

Pour réaliser cette simulation on a utilisé quatre blocs dont deux pour le calcul et deux pour l'affichage.

1. Bloc de calculs :

1.1 Bloc TNL7900 :

Il représente le récepteur GPS TNL7900, il joue un rôle capital dans la simulation puisqu'il assure différents calculs qui sont :

- *Calcul de position de l'avion :*

Pour calculer la position on utilise un programme personnel appelé Position tout en connaissant les variables d'entrée qui sont la vitesse, le Cap et la position initiale de l'avion. La présente étape est représentée par la figure suivante

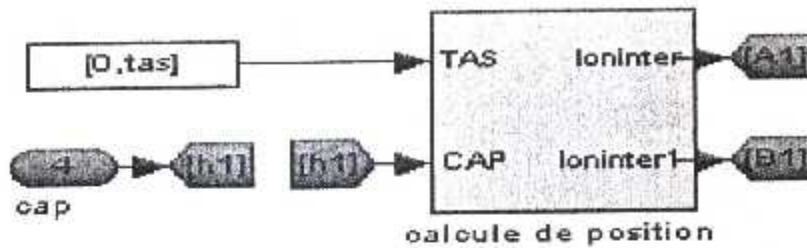


Fig. IV-10 Calculateur de position

- **Calcul du point d'intersection :**

Il représente le point d'intersection entre la route et la perpendiculaire passant par l'avion, le calcul de ces coordonnées est possible grâce à une fonction de Matlab appelée RHXRH

$$[x, y] = \text{rhxrh}(\text{lat1}, \text{lon1}, \text{az1}, \text{lat2}, \text{lon2}, \text{az2}).$$

Le sous bloc qui utilise cette fonction est représentée par la figure suivante :

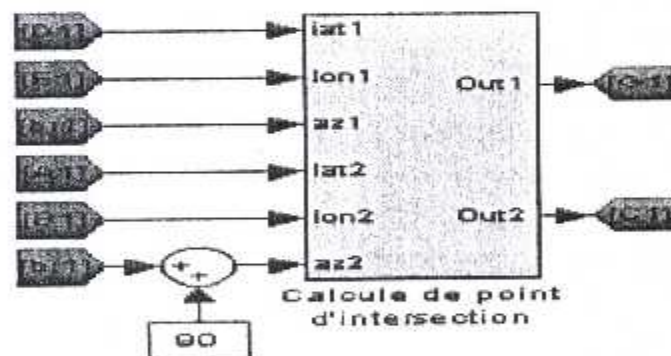


fig. IV-11 :Calculateur de point d'intersection

- **calcul de l'éloignement :**

C'est la distance qui sépare l'avion de la route et elle est égale à la distance entre le point d'intersection et l'avion. elle est calculée avec la fonction ou programme appelé distance, cette fonction est de la forme :

$$\text{Dist.} = \text{distance}(\text{lat1}, \text{lon1}, \text{lat2}, \text{lon2}).$$

Le sous bloc qui exécute cette fonction est donnée par la figure suivante :

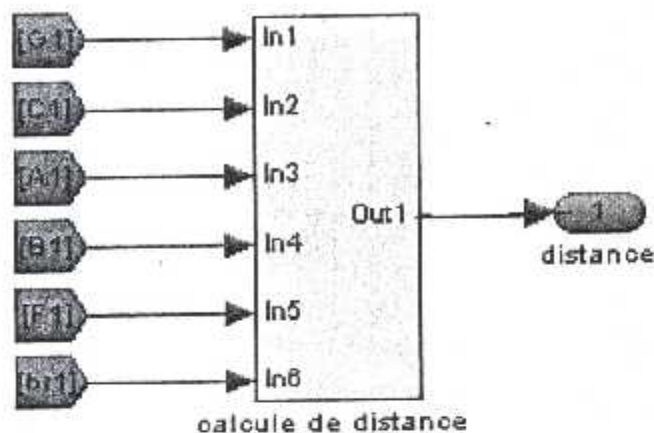


fig. IV-12 : calcul de distance

- **Calcul de l'angle de route :**

L'angle de route représente le Cap que doit prendre l'avion de point de départ pour rejoindre le point de destination, son calcul est possible grâce à la fonction azimuth qui est de la forme :

$$Az^{\circ} = \text{azimuth}(\text{lat1}, \text{lon1}, \text{lat2}, \text{lon2}).$$

1.2 Bloc de calculateur de la chaîne de roulis :

Ce bloc est déjà expliqué dans ce chapitre « paragraphe calculateur de la chaîne de roulis ».

2. Bloc afficheur

Les deux afficheurs indicateur de roulis et HSI sont déjà détaillées dans ce chapitre.

IV-6 Exemple de simulation :

Dans notre exemple on a pris le point de départ El-Oued et le point d'arrivé Alger. et chaque point sur l'interface est caractérisé par ces coordonnées géographiques qui sont chargé sur une base de donnée et porté sur la carte et aussi on a donné une position initiale à l'appareil qui est matérialisée sur la carte par un plus en couleur bleue cette position a pour latitude 35.103° et pour longitude 4.34299° .

La route entre EL-OUED et ALGER est représentée en vert sur la carte et son angle a pour valeur affichée -39.8552 soit en réalité 320.1°

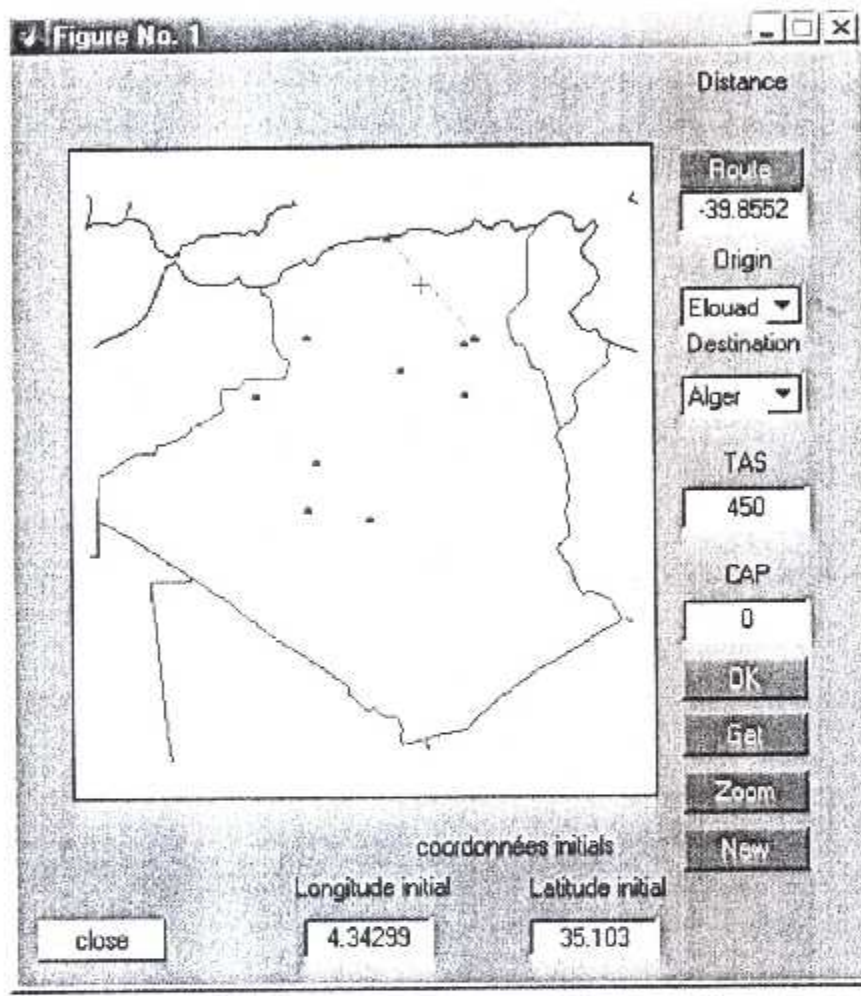


fig. IV-13

Le résultat de l'exécution de la simulation et donnée par la figure suivante, qui représente la trajectoire suivie par l'avion pour rejoindre la route.

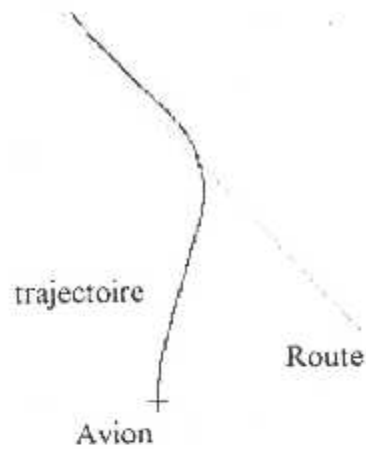


Fig.IV-14 Trajectoire de l'avion

Pour mieux comprendre le comportement de l'appareil pendant la simulation on a jugé utile de donner trois graphes qui représentent les différentes variations des paramètres (Cap, angle de roulis, éloignement).

- **variation de cap :**

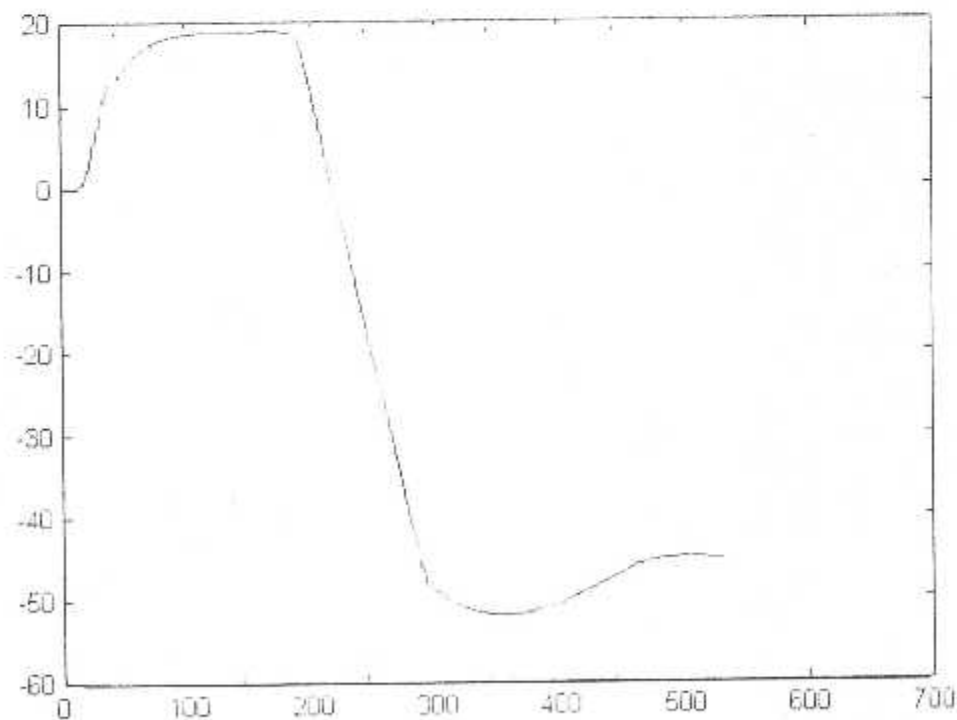


fig.IV-15

- variation de l'angle de roulis :

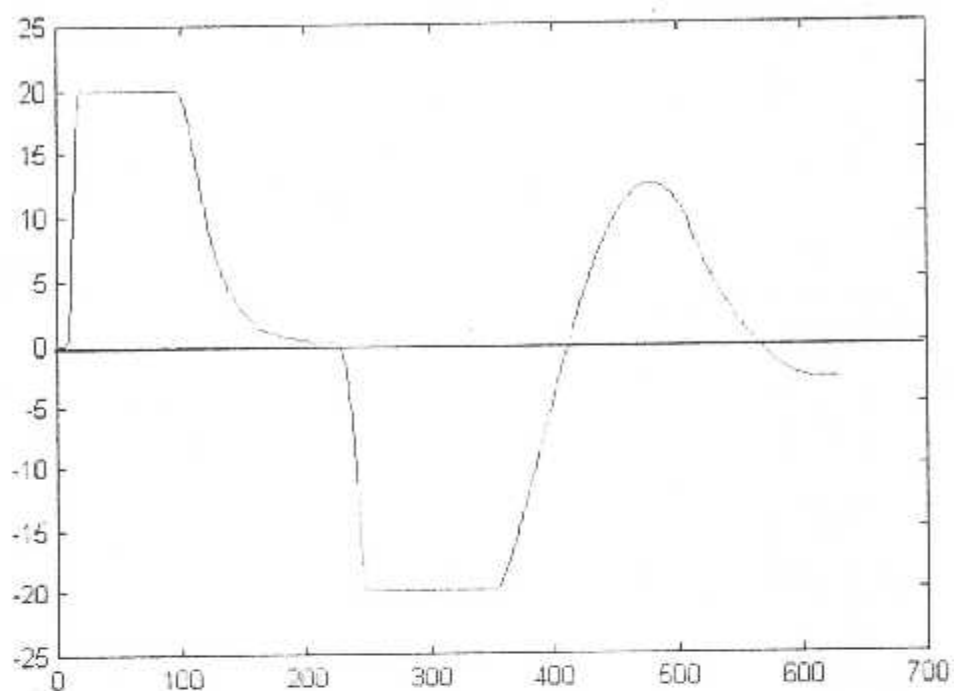


fig. IV-16

- variation de l'éloignement :

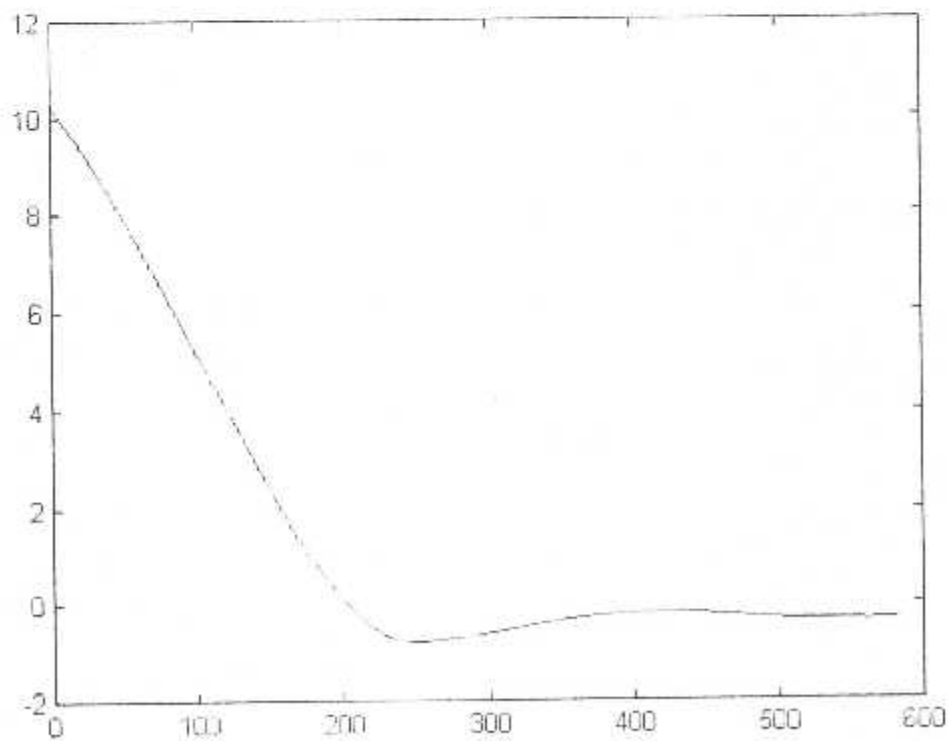


fig. IV-17

Conclusion :

Dans cette partie nous avons simulé le fonctionnement du pilote automatique pour la de prise de cap et de route aérienne, pour cela nous avons utilisé une fonction de transfert approché de la chaîne de roulis de l'avion

Les résultats obtenus a partir de notre simulation, montre qu'avec une fonction de transfert classique de commande de cap, on à pu simuler la procédure de prise de route GPS.

L'indicateur HSI de bord de l'avion est réalisé par le **simulink** de MTLAB.

Conclusion générale

En évoluant dans les recherche de cette thèse ,on a put enrichire les connaissances dans plusieurs domaines, notamment le domaine de l'Internet puisque nous avons fait de longues recherches sur Internet.

La réalisation de cette thèse nous à permis aussi de se familiariser avec le logiciel de programmation MATLAB qui nous à permis d'utiliser le SIMULIK pour réaliser la simulation dans des conditions qui rapproche de la réalité.

Cette thèse nous a donne des informations très importantes sur le système de navigation par satellite TNL7900 et son fonctionnement avec le pilote automatique. L'étude de pilote automatique et de guidage automatique nous à permis de réaliser notre étude que nous jugions satisfaisante à partir des différents résultats obtenus durant la simulation.

ANNEXE

Guide du logiciel de simulation

Pour bien comprendre la manipulation de notre logiciel ; on a décidé de donner un guide de qui se résume en plusieurs étapes.

La première étape consiste à lancer le logiciel Matlab une fois ouvert, on tape le mot clé « init » qui est une fonction personnelle qui fait appelle à l'interface graphique suivant.

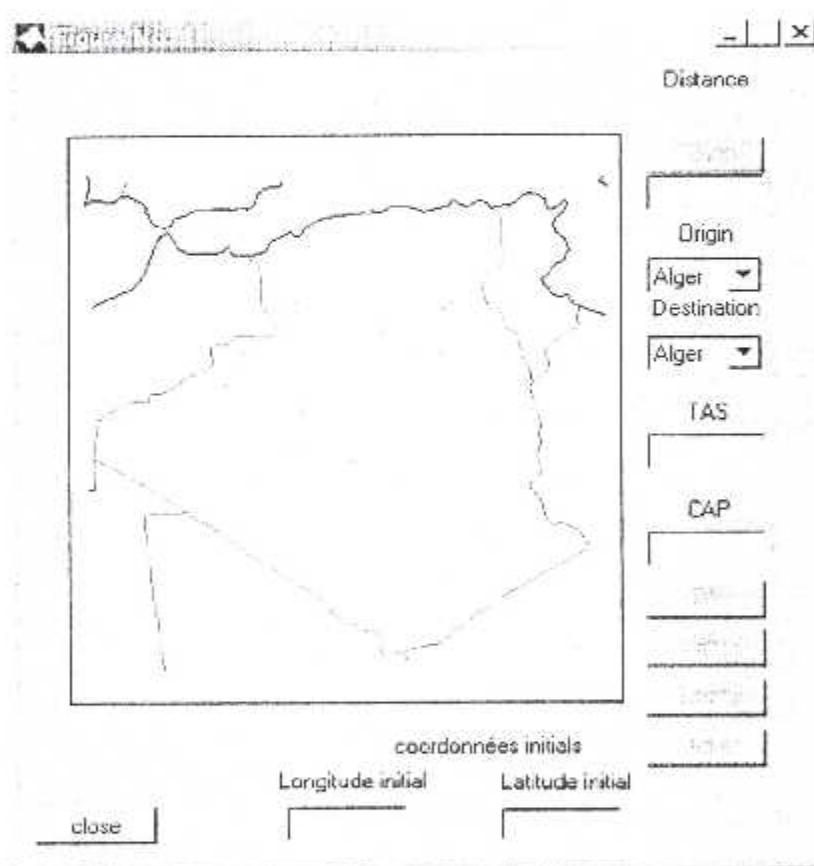

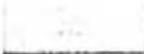


fig. 1

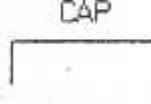
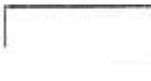

la deuxième étape est de choisir le point de départ et le point d'arrivée en cliquant respectivement sur les popupmenu suivant celui des points de départs


Origin Destination et celui de l'arrivée ensuite on clic sur le


ANNEXE

bouton route  la fenêtre qui se trouve juste en dessous de ce bouton affiche la valeur de l'angle de route, cette route sera tracée en vert sur la carte, une fois cette opération terminée on clic sur le bouton Get  qui va servir à donner la position initiale de l'avion par un plus bleu sur la carte les coordonnées initiales de l'avion seront affichées sur les deux fenêtres suivantes :

| coordonnées initiales | |
|-----------------------|----------------------|
| Longitude initial | Latitude initial |
| <input type="text"/> | <input type="text"/> |

la troisième étape consiste à donner le cap dans la fenêtre  et la vitesse dans la fenêtre TAS  et on dernier on click sur le bouton Ok  pour valider ou lancer la simulation.

Le bouton New  sert à ouvrir une nouvelle session de travail.

Le bouton close  sert la fermeture du programme.

La fenêtre distance  sert à afficher l'éloignement

La deuxième et la troisième étape se résument par la figure suivante :

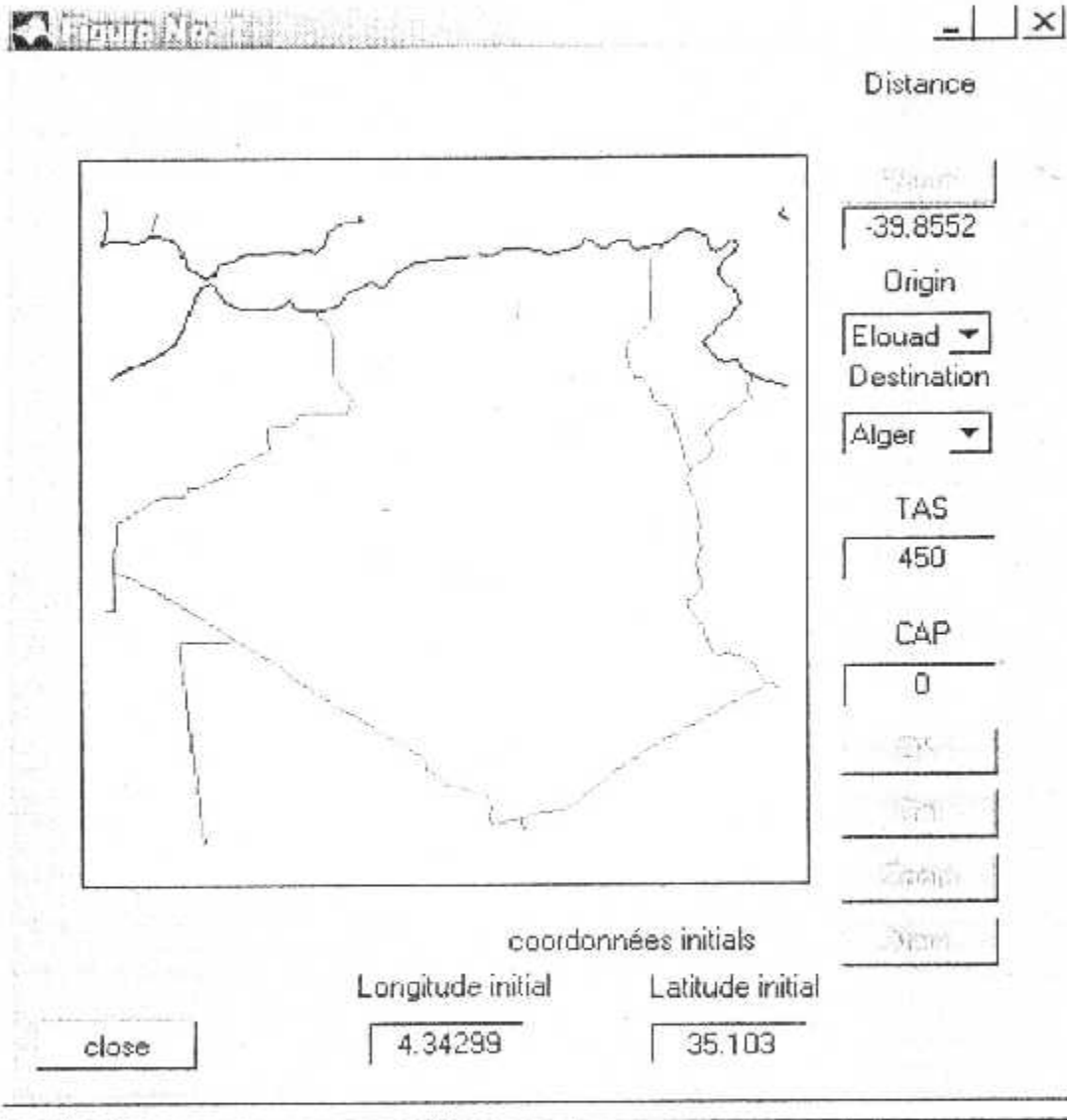


Fig. 2

Quatrième étape : après avoir validé avec le bouton OK qui va faire appel au simulink, la figure suivante représente la fenêtre associée

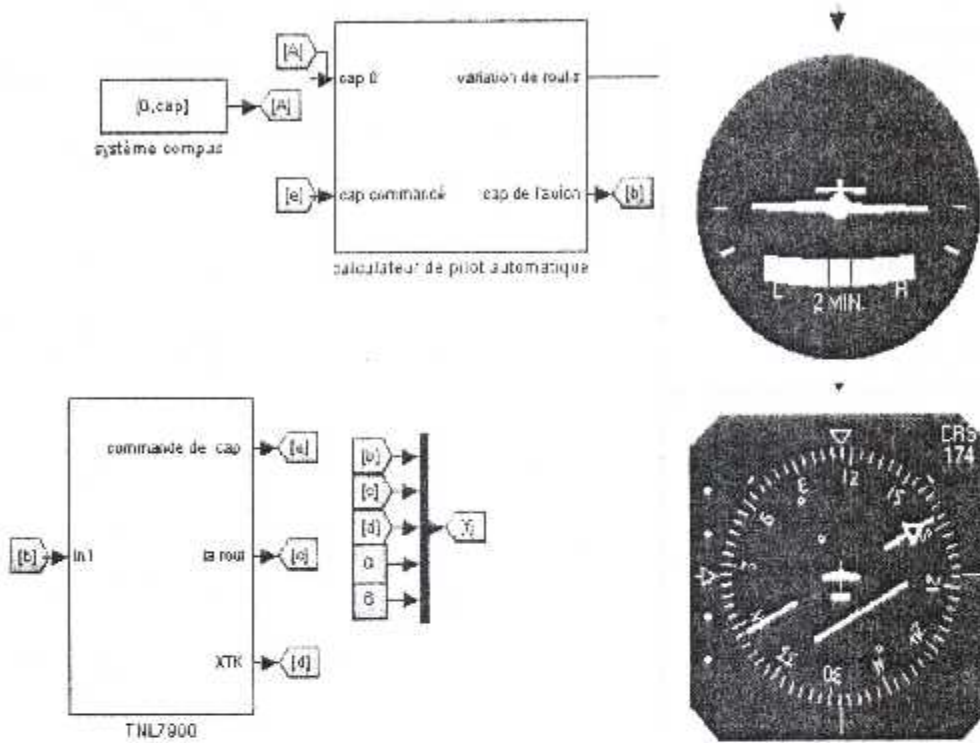
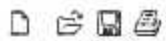



Fig. 3

Pour lancer la simulation on clic sur le bouton  le résultat de la simulation sera visualisé soit sur l'interface de la figure 2 soit sur les afficheurs de la figure 3.

Pour ouvrir une autre session avec des nouvelles données on clic sur New.

ANNEXE

Fonction Matlab :

Pour la réalisation de la simulation on avait utilisé certain fonction du Matlab qui sont :

1. Fonction Azimuth : utilisé pour le calcul de cap et elle est de la forme :

$$az = azimuth(lat1,lon1,lat2,lon2)$$

lat1 : latitude du point 1 ou point de départ.

Lat2 : latitude du point 2 ou point d'arrivé

lon1 : longitude du point 1 ou point de départ.

Lon2 : longitude du point 2 ou point d'arrivé

2. Fonction Plots : elle permet la projection en deux dimensions sur la carte et elle est de la forme

$$h = plotm(lat., lon).$$

3. Fonction Axesm : elle permet la création d'une carte avec toutes ces propriétés et elle est de la forme

$$axesm('MapProjection','mercator','FLatLimit',[-70 80])$$

4. Fonction Distance : elle calcule la distance entre deux points dans le globe, sa forme est la suivante

$$Dist. = distance (lat1, lon1,lat2, lon2)$$

5. Fonction rhxrh : elle calcule les coordonnées du point d'intersection entre deux loxodromies, sa forme est :

$$[newlat, newlon] = rhxrh(lat1,lon1,az1,lat2,lon2,az2)$$

6. Fonction Inputm : elle sélectionne les coordonnées d'un point choisit par la souris sur la carte.

$$[lat., long] = inputm$$

7. Fonction Worldlo : elle représente le fichier des données d'un atlas qu'on peut utiliser à la demande.

$$s = worldlo(request).$$

BIBLIOGRAPHIE

- ♥ Instruments de radionavigation (par Claude ALARI).
Edition en 1992.
- ♥ Guide d'installation de TNL7900 (Trimble 1995).
- ♥ VOR, DMF, ILS. (par le Département Electronique de l'ENAC).
2^{me} Edition 1983.
- ♥ Système de conduite automatique et de gestion du vol (par Félix MORA CAMINO – avril 1995).
- ♥ Equipement de bord (par Y.RIBES tome 1).
2^{me} Edition 1980.
- ♥ Sites Internet :
 - www.avionics.com
 - www.Boeing.com
 - www.univ-paris3.fr
 - www.univ-angre.fr/universite/
 - www.bnf.fr/web-bnf/pedagos/dreyfus/index.htm
 - www.uqah.quebec.ca
 - www.aeroclub.com
 - www.cnes.fr
 - www.dassault-aviation
 - www.supaero.fr
 - www.webhelp.fr
 - www.mfglinks.com/280_overview.htm
 - www.pilots.co.uk