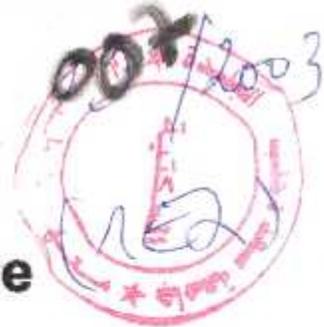


REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Sâad Dahleb de BLIDA



INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE BLIDA

Département : Avionique
Option : Avionique



Projet de fin d'étude

En vue de l'obtention du diplôme
d'études universitaires appliquées

THEME

*Etude et Simulation d'un guidage automatique
pour un Avion en phase d'approche I.L.S*

Fait par :
Mr : Adel RAJAB AGHA

Encadré par :
Mr : Ismail DILMI

شكر

بسم الله الرحمن الرحيم

الحمد لله وحده لا شريك له و الصلاة و السلام على نبينا محمد خاتم النبيين و اشرف المرسلين ، أما بعد :

إن هذا العمل المتواضع الذي هو بين أيديكم الآن، ما هو إلا ثمرة جهد و دراسة شاققة، أردت من خلاله تنويع تحصيلي العلمي بمعهد علوم الطيران بالبليدة ، حيث أتمنى أن يكون في المستوى الذي يعكس سمعة المعهد و أن يحظى برضا أساتذتي الكرام.

أمام كل هذا لا يسعني إلا أن أنحني إجلالاً و تقديراً أمام التي سهرت على تربيتي و تعليمي و قدمت لي أكبر التضحيات : والدتي الحبيبة، أعز إنسان لدي في الدنيا، حفظها الله و رعاها و أمدّها بتمام الصحة و العافية و طول العمر إن شاء الله ؛ كما لا أنس والدتي العزيز رعاها الله و حفظه حيث لم يخجل بشيء علي.

كما أتوجه بجزيل الشكر إلى أستاذي المشرف على تأطيري : إسماعيل ديلملي، الذي قدم لي يد المساعدة و العون طيلة إنجاز هذا البحث و على طول صبره معي، جزاه الله خيراً عني و زاده توفيقاً و نجاحاً.

كما لا يفوتني أن أشكر جميع عمال و موظفي معهد علوم الطيران و خصوصاً أساتذتي الذين أشرفوا علي تدريسي طيلة المسار الدراسي الجامعي و أنخص بالذكر أساتذة الاختصاص السادة و السيدات المحترمين :

د. عثمان . م . رحيم ، بن شويبان ، مجاهد ، ق. محمد الواحد ، و خصوصاً أستاذتي

الفاضلة صليحة بن شويح، رائدة مجال الملاحة الجوية على مستوى معهد علوم الطيران.

كما يجدر بي أن أحيي كل من موظفي مكتبة المعهد و مركز الحاسوب ، الذين تعاونوا معي برحابة صدر و لم يضيعوا من خدمتنا و توفير كل وسائل البحث العلمي.

شكر خاص :

إلى أستاذتي المحترم و الفاضل، عماد معهد الطيران و رمز تفوقه : محمد العلي بن واردة ، الذي كان و سيظل بنكاً لا ينضب من المعلومات و موسوعة علوم الطيران ، أتوجه إليه بجزيل الشكر و بالغ العرفان على كل ما قدمه لي و أدعو الله أن يحفظه للدين و الوطن و أن يجزيه خيراً في الدنيا و الآخرة.

SOMMAIRE

Introduction Générale	1
Chapitre 1 : GENERALITES	
1.1 L'AUTOMATIQUE	3
1.2.1 Un système en boucle ouverte	3
1.2.2 Un système en boucle fermée	3
1.3 LES SYSTEMES ASSERVIS LINEAIRES	4
1.3.1 caractéristique d'une fonction d'asservissement	4
1.3.2 Principe de fonctionnement	5
1.3.3 classification des systèmes asservis	5
1.3.3.1 Asservissement de position	5
1.3.3.2 les régulateurs	6
1.4 STABILITE D'UN SYSTEME	6
1.5 PRECISION D'UN SYSTEME	6
1.6 PROCÉDES D'ETUDE D'UN SYSTEME ASSERVI	7
1.6.1 Introduction	7
1.6.2 Réponse à des signaux non sinusoïdaux	9
1.6.3 Représentation des zéros et des pôles	9
1.6.4 Erreur en régime permanent	10
1.6.4.1 Influence d'un signal d'entrée	10
1.6.4.2 Influence d'une perturbation	11
1.6.4.3 Erreur globale	12
1.7 PERFECTIONNEMENT DES QUALITES D'UN SYSTEME ASSERVI	12
1.8 La correction des systèmes asservis	13
Chapitre 2 : LES MODELES DE RADIONAVIGATION	
2.1 LE SYSTEME V.O.R	14
2.1.1 Généralités	14
2.1.2 Principe du V.O.R	14
2.1.3 2.1.3 format du signal VOR	16
2.1.4 2.1.3.1 Fréquence porteuse	16
2.1.5 2.1.3.2 Modulations	16
2.1.3.3 La formule du champ VOR	16
2.1.3.4 spectre du signal VOR	17
2.1.3.5 Diagramme de rayonnement	17
2.1.4 Antennes	19
2.1.5 Puissance et portée du radiophare VOR	20
2.1.6 Equipement de Bord V.O.R	20
2.1.7 La chaîne manuelle du VOR	21
2.1.8 Phénomène de cône de silence	22
2.1.9 Association VOR-DME	22
2.1.10 Le modèle mathématique VOR	23

2.1.11 Les erreurs statiques du système VOR	26
2.2 LE SYSTEME ILS	28
2.2.1 Généralités	28
2.2.2 Présentation et fonctionnement du système ILS	28
2.2.3 Principes de formation d'un alignement en azimuth et en site	29
2.2.4 Radiophare d'alignement de piste (localizer)	30
2.2.4.1 Principe de formation d'un alignement en azimuth équisignal	30
2.2.4.2 Principe d'un équipement de bord LOC	31
2.2.5 Radiophare d'alignement de descente (GLIDE PATH)	32
2.2.5.1 Principes de formation d'un alignement en site	32
2.2.5.2 Principe d'un équipement de bord GLIDE	33
2.2.6 Les radiobornes (markers)	33
2.2.7 Les erreurs du système ILS	34
2.2.8 Le bruit	34
2.2.9 La normalisation des erreurs et de bruit	34
2.2.9 Le modèle mathématique VOR	35
2.2.9.1 Classification des catégories	35
2.2.9.2 Repères et coordonnées	36

Chapitre 3 : GUIDAGE A L'APPROCHE, THEORIES DE L'AUTOPILOTE

3.1 INTRODUCTION	40
3.2 LE GUIDAGE A L'APPROCHE	40
3.3 LES FONCTIONS DE BASE D'UN AUTOPILOTE	41
3.3.1 LES MODES LONGITUDINAUX DE L'AUTOPILOTE	42
3.3.1.1 Le mode PAH (Pitch Attitude Hold)	42
3.3.1.2 Le mode ALH (Altitude Hold)	42
3.3.1.3 Le mode ALS (Altitude Select)	44
3.3.2 LA PARTIE LONGITUDINALE DU MODE APPROCHE (G/S)	45
3.3.3 La partie longitudinale de l'Arrondi (Go-Around)	48
3.3.4 LES MODES LATERAUX DE L'AUTOPILOTE	48
3.3.4.1 Le mode RAH (Roll Attitude Hold avec Turn- Coordinator)	48
3.3.4.2 Le mode HH / (HS Heading Hold / Heading Select)	50
3.3.5 LA PARTIE LATÉRALE DU MODE APPROCHE (LOC)	50
3.3.6 Le mode NAV-VOR(VOR Navigation)	54
3.3.7 La partie latérale de l'Arrondi	55
3.4 LA COMPENSATION DU VIRAGE	55
3.4.1 Introduction	55
3.4.2 La correction du taux de tangage en roulis	55
3.4.3 la correction de perte de portance en roulis	57
3.4.4 La compensation totale d'un virage	58
3.5 LES LIMITEURS DES SIGNAUX	59
3.5.1 Limitations au niveau des modes longitudinaux	60
3.5.2 Limitations au niveau des modes latéraux	60

Chapitre 4 : L'ETUDE EN SIMULATION

4.1 Introduction	62
4.2 Analyse et Calcul	62
4.2.1 Guidage Glide-Slope	62
4.2.2 Guidage Localizer	67
4.2.3 Guidage VOR	70
4.3 simulation et visualisation sous SIMULINK	71
4.4 l'influence du changement de vitesse et de distance	74
4.5 conclusions	76

Conclusion Générale	77
----------------------------	----

Annexes

1 -Simulation du mode G/S	78
2 -Simulation du mode LOC	79
3 -Simulation du mode NAV-VOR	80

INTRODUCTION GENERALE

Durant les trois décennies qui suivent la Seconde Guerre mondiale, des progrès considérables sont enregistrés dans tous les domaines de l'industrie aéronautique. On augmente régulièrement la capacité et la vitesse des appareils, tout en améliorant les conditions de décollage et d'atterrissage, ainsi que le confort des passagers. On dote les avions de cabines pressurisées, ce qui leur permet de voler à très haute altitude, de l'ordre de 10 000 m. équipés d'instruments de navigation plus fiables, les appareils commerciaux deviennent plus sûrs et plus confortables, tout en présentant des performances techniques bien meilleures.

Le but ultime pour l'aviation militaire et commerciale est d'être opérationnel tout le temps. Pour réaliser ce but, il doit être possible de faire des approches et des atterrissages sans référence visuelle à la piste.

Ceci peut être accompli par un système automatique d'atterrissage qui guiderait l'avion en bas d'une pente de glissement prédéterminée lors d'une altitude pré-sélectionnée et faire atterrir l'avion avec un taux de descente bas et acceptable en gardant un alignement exact avec la piste.

À fin d'arriver à savoir comment guider notre avion au seuil de la piste d'atterrissage, nous allons donner dans le premier chapitre des généralités sur l'automatique pour savoir les principe de la conception de nos systèmes et les commander, et dans le deuxième, illustration des moyens de radionavigation utilisés (VOR, ILS).

Ainsi que dans le troisième chapitre, nous allons faire une étude complète des modes de base utilisés dans l'autopilote, pour guider notre avion à la phase d'approche.

Le quatrième chapitre sera consacré pour la simulation de notre modèle à l'aide du logiciel MATLAB-SIMULINK, en donnant des interprétations et des conclusions.

Notons que notre modèle de simulation est celui de l'avion JET-Transprt, à cause de la disponibilité des documentations techniques (fonctions de transfère, données dynamiques et aérodynamique,...) et sa simplicité de pilotage (commandes de vol simple, centrage,...).



JET-Transprt

1.1 L'AUTOMATIQUE :

Le substantif " automatique " est souvent confondu avec d'autres termes, tels qu'automation, automatisaion, automatisme, cybernétique, etc...., si bien qu'il est nécessaire d'en préciser le sens.

De façon très générale, on peut dire que l'automatique est un ensemble de théories mathématiques et une technique de raisonnement qui concernent la prise de décision et la commande des systèmes.

Les systèmes automatiques permettent avant tout de réaliser des opérations qui ne peuvent être confiées à l'homme, pour différentes raisons. Parmi celle-ci :

- la précision
- La pénibilité ou l'impossibilité d'être faite par l'homme.
- La complexité.
- La répétitivité.
- L'augmentation des rendements.

1.2 DEFINITION D'UN SYSTEME :

C'est une combinaison de parties qui se coordonnent pour concourir à un résultat ; en ce sens, un système s'oppose à une collection élémentaire sans lien ni structure ; il y a système si, entre les éléments, existe une certaine dépendance.

1.2.1 UN SYSTEME EN BOUCLE OUVERTE :

Un tel système est dit à tâche ouverte, si la grandeur d'entrée contrôle directement la grandeur de sortie (figure 1.1).

Un système à chaîne ouverte a l'avantage d'être simple, le passage d'un système à l'autre se fait sans aucune oscillation, mais pas avec une précision suffisante.

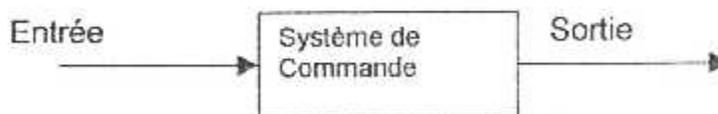


figure 1.1

1.2.2 UN SYSTEME EN BOUCLE FERMEE :

Le système à commander est l'ensemble de deux systèmes dont le premier commande la sortie vis à vis à une erreur entre la l'entrée et la sortie qui est comparée directement : on dit que la sortie est ramenée avec un retour unitaire (voir l'exemple sur la figure 1.2).

Dans cet exemple, les décisions concernant la direction, l'accélération et le freinage du véhicule sont prises en tenant compte des mesures effectuées par l'œil, et d'un

certain critère de performance, qui peut être un compromis entre la durée du trajet, le confort, la consommation ou la légalité ...

La conduite de véhicule peut être schématisée par la figure suivante :

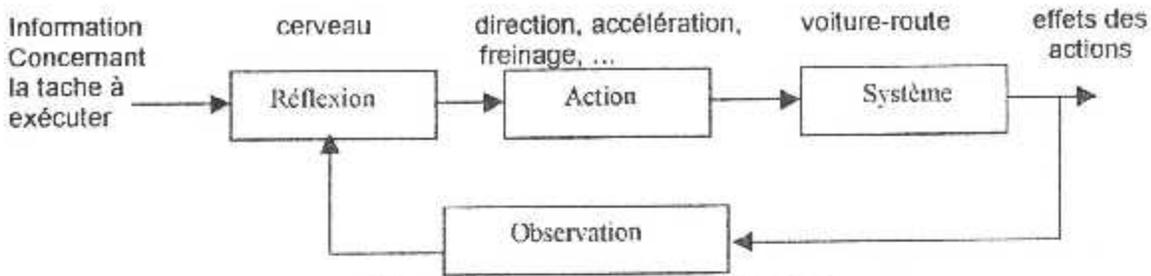


Figure 1.2 : système en boucle fermée

Le schéma-bloc précédant montre bien que l'opération de bouclage, les résultats des observations étant, après réflexion, utilisent pour élaborer des actions, donc il est clair que l'effet d'un tel bouclage est d'ajuster, en permanence, les actions de telle sorte que les grandeurs réelles suivent au mieux les consignes.

1.3 LES SYSTEMES ASSERVIS LINEAIRES :

La théorie de l'asservissement est un domaine de sciences techniques qui s'occupent de la projection et de calcul des systèmes asservis destinés à stabiliser une grandeur physique quelconque ou à régler d'après une loi établie d'avance.

1.3.1 CARACTERISTIQUES D'UNE FONCTION D'ASSERVISSEMENT :

La fonction d'asservissement linéaire est caractérisée par Deux régimes (figure 1.3):

- Régime transitoire : le signal de sortie fait des oscillations par rapport au signal d'entrée représentées par des termes exponentiels.
- Régime permanent : le signal de sortie est une fonction qui a la même forme que le signal d'entrée, en gardant en certain écart ξ

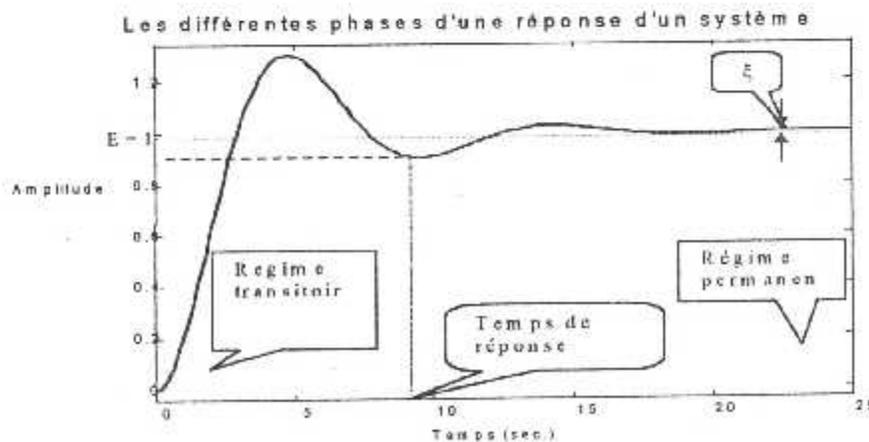


Figure 1.3

-une entrée E : grandeur physique souhaitée.

-une sortie Y : grandeur physique obtenue réellement ou instantanément.

-un écart ξ : $\xi = E - Y$, c'est le signal d'erreur.

-représentation mathématique sous équations différentielles qui lient l'entrée E à la sortie S :

$$f\left(e, \frac{de}{dt}, \dots, \frac{d^n e}{dt^n}, \dots, \int e \cdot dt ; y, \frac{dy}{dt}, \dots, \int y \cdot dt\right) = 0$$

Le système est dit linéaire, si et seulement si, l'équation précédente est linéaire a des coefficients constants.

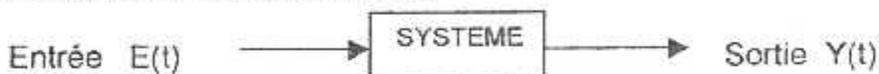


figure 1.4

1.3.2 PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT :

- Comparaison à tout instant l'entrée à la sortie.
- Obtenir les lois pour réaliser la condition $\xi \rightarrow 0$.
- Elimination des perturbations qui provoquent l'instabilité de la sortie.

Désignons $E(s)$ et $Y(s)$, les transformées de LAPLACE de $E(t)$ et $Y(t)$; et en tenant compte des conditions initiales, on obtient la fonction de transfert qui caractérise chaque système, selon son ordre.

$$F(s) = \frac{Y(s)}{E(s)}$$

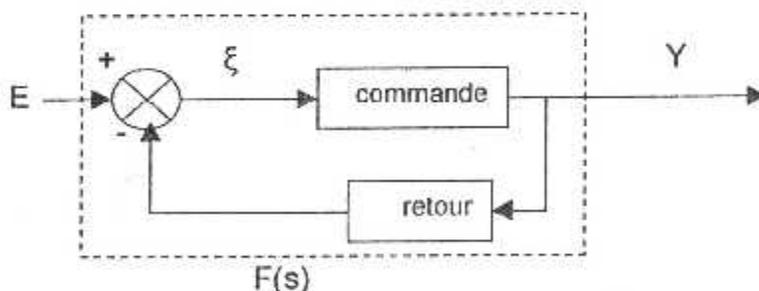


figure 1.5 : schéma synoptique d'un système asservi

1.3.3 CLASSIFICATION DES SYSTEMES ASSERVIS :

1.3.3.1 Asservissement de position :

Les grandeurs d'entrée et de sortie sont de même nature, ce sont généralement des positions angulaires (e_e , θ_s) et c'est la totalité de la grandeur de sortie qui est ramenée à l'entrée ; on dit pour cette raison, qu'ils sont à retour unitaire.

La sortie $\theta_s(t)$ doit, dans la mesure du possible, suivre avec une erreur nulle les fluctuations du signal d'entrée $\theta_e(t)$ ou appelé signal de commande, d'autre part on définit une grandeur importante que l'on appelle fonction de transmittance : $T(s) = Y(s)/\xi(s)$; d'où la fonction de transfert :
$$\frac{G_p(s)}{1 + G_p(s)}$$

1.3.3.2 les régulateurs :

Les grandeurs d'entrée et de sortie sont généralement de nature différente, c'est ainsi que pour un régulateur de vitesse l'entrée est une tension. Dans ces conditions, le retour n'est pas unitaire mais il comporte obligatoirement un bloc de transmittance $H(s)$. Dans ces conditions l'erreur est : $\xi(t) = E(s) - G(s) \cdot H(s)$, d'où l'expression générale de la transmittance :

$$F(s) = \frac{G(s)}{1 + G(s) \cdot H(s)}$$

1.4 STABILITE D'UN SYSTEME :

Un système est stable, si pour une entrée bornée la sortie est bornée. On se basant sur cette définition, un système ayant une fonction de transfert $G(s)$, implique que :

$Y(s) = G(s) \cdot E(s)$; On peut écrire : $Y(s) = \frac{Q(s)}{\prod_{i=1}^n (s + p_i)}$, et par des méthodes algébriques

de décomposition en fractions partielles, il résulte $Y(s) = \sum_{i=1}^n \frac{a_i}{(s + p_i)}$; donc :

$Y(t) = \sum_{i=1}^n a_i \cdot e^{-p_i t}$, il est clair pour que $Y(t)$ soit bornée, il faut que $p_i > 0$.

Un système est stable, si et seulement si, toutes ses racines de l'équation caractéristique sont à partie, strictement, réelle négative

1.5 PRECISION D'UN SYSTEME :

considérons un système asservi (figure 1.6), dont les perturbations d'extérieur seront définies par une entrée secondaire $X(t)$, alors :

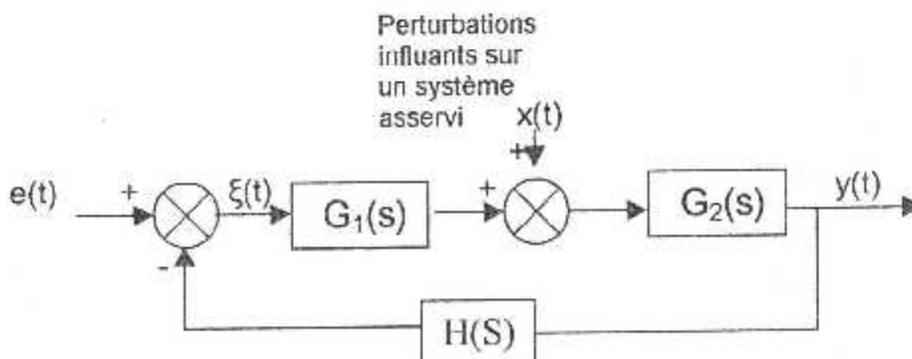


Figure 1.6

Par définition, on dira que ce système est d'autant plus précis que le signal d'erreur $\xi(t)$ est plus petite. En pratique, il en est autrement, car :

- ⚡ La consigne varie : la recherche de la minimisation de $\xi(t)$, en dépit de ces variations, constitue un problème de suivi ou de poursuite.
- ⚡ Un signal de perturbation aléatoire, un bruit par exemple, vient se superposer au signal utile en un point de la chaîne : le maintien de $\xi(t)$ au voisinage de 0, en dépit de la perturbation, constitue un problème de régulation.

L'erreur $\xi(t)$ se décompose en :

- Une erreur transitoire ou dynamique ξ_d .
- une erreur permanente ou statique ξ_s .

et pour un système ayant un schéma fonctionnel (figure 1.7) simplifié à :

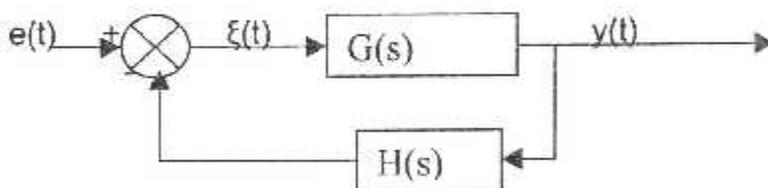


Figure 1.7

$$\xi_s = \lim_{s \rightarrow 0} \left\{ P \cdot \frac{e(s)}{1 + G(s) \cdot H(s)} \right\}$$

1.6 PROCÉDES D'ETUDE D'UN SYSTEME ASSERVI :

1.6.1 Introduction :

Pour faire l'étude d'un système quelconque, on doit déterminer sa réponse non seulement vis-à-vis du signal utile, mais encore vis-à-vis des perturbations. Il est bien évident que ces différentes réponses ne peuvent être calculées ou mesurées dans les conditions de fonctionnement puisque ces signaux d'entrée sont aléatoires ; aussi pour permettre certaines comparaisons entre les systèmes, alors on est amené à leur appliquer des entrées parfaitement définies. On utilise à cet effet deux méthodes principales :

- ❖ On applique un signal non sinusoïdal de forme parfaitement définie (échelon, rampe,...) et l'on détermine la réponse complète sans négliger le terme transitoire.

- ❖ On applique un signal sinusoïdal que l'on maintient suffisamment longtemps pour que le régime transitoire ait disparu, puis on représente en fonction de la fréquence, le module et la phase du signal de sortie.

Si l'on compare ces deux méthodes, on constate que la première a l'avantage de donner une connaissance directe des régimes transitoires provenant de différents signaux d'entrées tandis que la deuxième ne permet que l'interprétation indirecte de ces régimes. En revanche, la méthode harmonique a l'avantage de permettre une étude expérimentale beaucoup plus simple.

1.6.2 Réponse à des signaux non sinusoïdaux :

Pour simplifier le problème, nous raisonnerons sur un asservissement de position à retour unitaire (figure 1.8).

Réponse à un échelon de position :

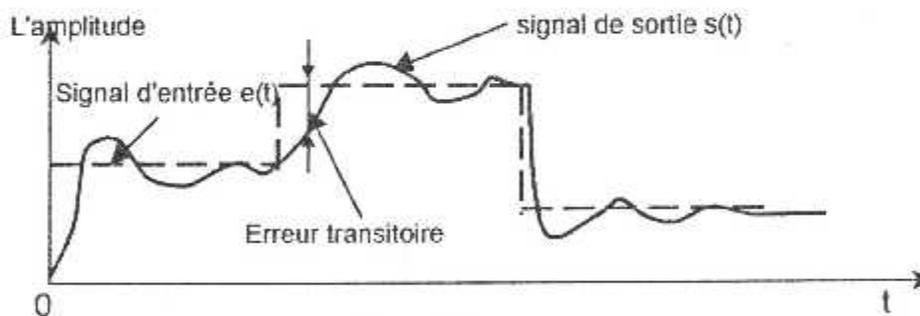


figure 1.8

Pour ce là, sachant que l'erreur statique est l'écart entre l'entrée et la sortie quand le régime permanent est atteint, on constate qu'un régime transitoire d'un asservissement doit posséder deux qualités fondamentales qu'il est difficile de concilier, il doit être bien amorti tout en demeurant assez rapide (figure 1.9).

□ Amortissement :

On caractérise le degré d'amortissement d'un régime transitoire par les dépassements successifs de la réponse unitaire, on considère principalement le premier dépassement que l'on appelle : rebondissement

Pour être acceptable, le rebondissement ne doit pas dépasser un certain pourcentage de la valeur définitive. Suivant l'emploi du servomécanisme, on admet habituellement un dépassement de 30% à 50%.

□ Rapidité

Pour apprécier la rapidité de réponse, on définit deux autres grandeurs importantes qui sont le temps de monté et le temps de réponse

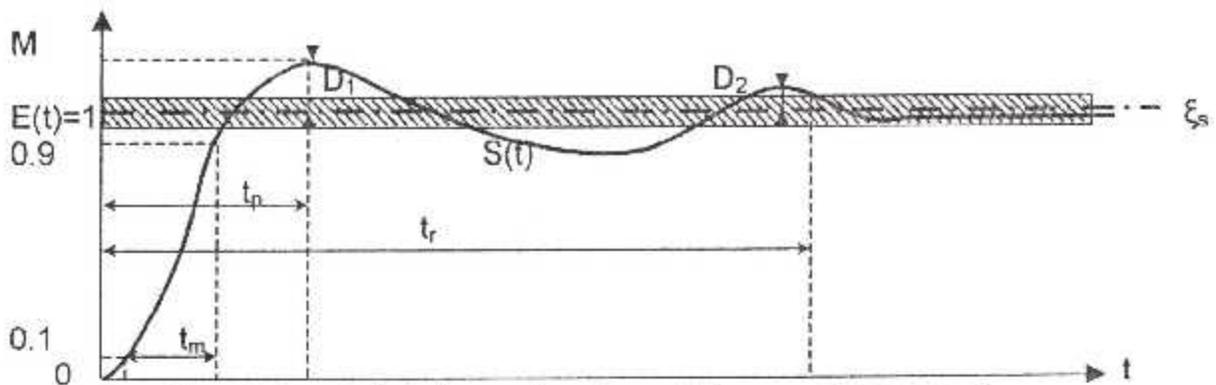


Figure 1.9 : échelle temporelle qui caractérise un système asservi

- Le temps de montée t_m est le temps nécessaire pour passer de 10% à 90% de la valeur finale.
- Le temps de réponse est le temps au bout duquel la réponse du système (la sortie) atteint la valeur finale $\pm 5\%$

Pour obtenir une réponse rapide, on est amené à provoquer des oscillations dont la fréquence représente la fréquence propre du système (autrement dit la pulsation propre ω_c).

1.6.3 Représentation des zéros et des pôles :

Il est particulièrement intéressant de représenter dans le plans complexe les zéros et les pôles d'un système qu'il soit à chaîne ouverte ou fermée car, connaissant leur répartition, il est facile d'en déduire les performances d'un système.

A cet effet on montre que la transmittance d'un système linéaire est une fonction linéaire formée par le quotient de deux polynômes en s, le degré du numérateur étant inférieur ou au plus égal à celui du dénominateur, donc on aura l'expression :

$$f(s) = K.G(s) = K \cdot \frac{1 + a_1s + a_2s^2 + \dots + a_ms^m}{1 + b_1s + b_2s^2 + \dots + b_ns^n}$$

avec $m \leq n$, alors on peut écrire

$$f(s) = K \cdot \frac{(1 + \tau_1s)(1 + \tau_2s)\dots}{(1 + \tau'_1s)(1 + \tau'_2s)\dots}$$

K représente la valeur de la transmittance pour $s=0$, c'est une constante indépendante de s que l'on appelle : gain statique du système, $\tau_1, \tau_2, \dots, \tau'_1, \tau'_2, \dots$ sont des constantes de temps.

Mais le travail en mode complexe nécessite d'avoir les pôles, de préférence on ordonne les deux polynômes suivant les puissances décroissantes de s , on aura :

$$f(s) = k.G(s) = k \frac{s^m + a_{m-1}s^{m-1} + \dots + a_0}{s^n + b_{n-1}s^{n-1} + \dots + b_0} = k \frac{(s-z_1)(s-z_2)\dots}{(s-s_1)(s-s_2)\dots}$$

k est une nouvelle constante qui n'a pas de sens physique, elle est liée au gain statique par la relation :

$$k = K \cdot \frac{a_m}{b_n} = K \frac{\tau_1 \cdot \tau_2 \dots}{\tau_1 \cdot \tau_2 \dots}$$

Les racines du numérateur et du dénominateur de $G(s)$ sont :

Les zéros $\left\{ z_1 = -\frac{1}{\tau_1}, z_2 = -\frac{1}{\tau_2}, \dots \right\}$ et les pôles $\left\{ p_1 = -\frac{1}{\tau_1}, s_2 = -\frac{1}{\tau_2}, \dots \right\}$ du système.

1.6.4 Erreur en régime permanent :

Comme il a été énoncé au début, un système asservi devrait posséder deux qualités fondamentales difficiles à concilier : la stabilité et la précision, alors que la stabilité est indépendante du signal appliqué, celle-ci n'étant fonction que de transmittances insérées dans la boucle, la précision, en revanche, dépend non seulement des éléments de cette boucle, mais aussi de la nature des signaux appliqués au système.

Certains de ces signaux sont utiles, tels sont les signaux de commande qui sont 0 l'entrée du système, d'autres, sont nuisibles, ils peuvent alors intervenir soit 0 l'entrée, soit en un point déterminé de chaîne.

Pour simplifier l'étude, on va raisonner sur un asservissement de position à retour unitaire selon les différentes entrées ou au niveau de chaque point de la boucle.

1.6.4.1 Influence d'un signal d'entrée :

◆ Coefficient d'erreur :

$$f(s) = K.G(s) = \frac{K}{s^p} \frac{1 + a_1 s + \dots}{1 + b_1 s + \dots}$$

pour $p=0$, cette transmittance tend vers l'infini, pour remédier à cet inconvénient on définit les coefficients d'erreurs suivants :

- constante de position : $K_p = \lim_{s \rightarrow 0} K.G(s)$, quand s tend vers 0,

- constante de vitesse : $K_p = \lim_{s \rightarrow 0} p. K.G(s)$, quand s tend vers 0,
- constante d'accélération : $K_p = \lim_{s \rightarrow 0} p^2. K.G(s)$, quand s tend vers 0.

♦ Erreur de réponse à un échelon de position :

Si l'on applique un échelon de position $e(s) = E_1/s$, on en déduit par application du théorème de la valeur finale

$$\varepsilon_p = \lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \varepsilon(s) = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{E_1}{1 + K.G(s)} \quad \text{d'ou :}$$

$$\varepsilon_p = \frac{E_1}{1 + K_p}$$

♦ Erreur de réponse à un échelon de vitesse :

Pour un échelon de vitesse $e(t) = \omega_1 \cdot t$, on a : $E(s) = \omega_1/s^2$, soit :

$$\varepsilon_v = \lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \varepsilon(s) = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{\omega_1}{s + s.K.G(s)} \quad \text{d'ou :}$$

$$\varepsilon_v = \frac{\omega_1}{K_v}$$

♦ Erreur de réponse à un échelon de position :

$$e(t) = \frac{1}{2} \cdot \gamma_1 \cdot t^2, \quad \text{d'ou : } E(s) = \frac{\gamma_1}{s^3} \quad \text{et l'on a :}$$

Dans ce cas, $\varepsilon_a = \lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \varepsilon(s) = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{\gamma_1}{s^2 + s^2.K.G(s)}$, alors :

$$\varepsilon_a = \frac{\gamma_1}{K_a}$$

1.6.4.2 Influence d'une perturbation :

L'étude par rapport à la perturbation $B(t)$ raisonne sur $E(t)=0$ et donne (figure 1.10) :

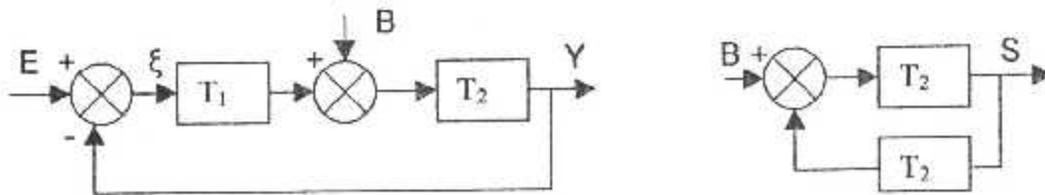


Figure 1.10

$$\frac{Y(s)}{B(s)} = \frac{T_2}{1+T_1T_2}, \text{ avec } \varepsilon(s) = B(s) - Y(s)$$

Comme le signal d'entrée est nul, le signal de sortie constitue, au signe près, l'erreur, d'où : $\varepsilon_{pb} = \lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \varepsilon(s)$.

1.6.4.3 Erreur globale :

Par application du principe de superposition, il est possible d'obtenir la réponse totale du système en tenant compte à la fois du signal utile et la perturbation, et si le gain $T=T_1.T_2$, on aura:

$$Y(s) = \frac{T}{1+T} E(s) + \frac{T_2}{1+T} B(s), \text{ et dans le cas le plus défavorable, l'erreur globale égale à la somme}$$

des valeurs absolues des deux erreurs, soit :

$$\varepsilon_p = |\varepsilon_{pu}| + |\varepsilon_{pb}|$$

1.7 PERFECTIONNEMENT DES QUALITES D'UN SYSTEME ASSERVI :

Ce là, signifie l'augmentation de la précision et l'amélioration de ces propriétés avec le but d'obtenir la marge nécessaire à la stabilité et la rapidité des réponses.

❖ L'amélioration de la précision :

Nous utilisons les méthodes suivantes :

- L'augmentation du gain de l'amplification : (commande proportionnelle k_p)

Cette méthode est la plus efficace et la plus simple (dans la chaîne directe) ; L'augmentation du gain permet de diminuer l'erreur, cependant un tel gain limite toujours la stabilité du système.

- Utilisation de la régulation : (commande intégrale k_i)

L'intégration rend l'erreur évolutive dans le temps, c.à.d que $E(t)-Y(t)=\varepsilon(t)+\int \varepsilon(t)dt=0$
 Cette méthode a comme inconvénient qu'elle baisse la rapidité du système.

❖ L'amélioration de la stabilité :

Nous introduisons dans la chaîne directe les éléments de correction :

- Type intégrale k_i dans la chaîne de commande.
- Type dérivé k_d dans la chaîne de retour.

1.8 La correction des systèmes asservis :

Dans cette étape là, nous allons montrer le principe de la régulation à l'aide des contrôleurs de base amplificateur opérationnels seulement, pour avoir les trois commandes :

- Proportionnelle P
- Proportionnelle-intégrale P_I
- Proportionnelle-dérivée P_D

□ la commande proportionnelle :

voir la figure 1.11 :

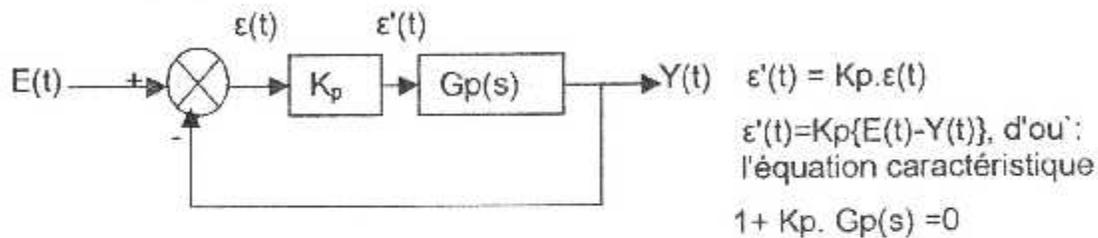


Figure 1.11

□ la commande proportionnelle-intégrale :

voir la figure 1.12 :

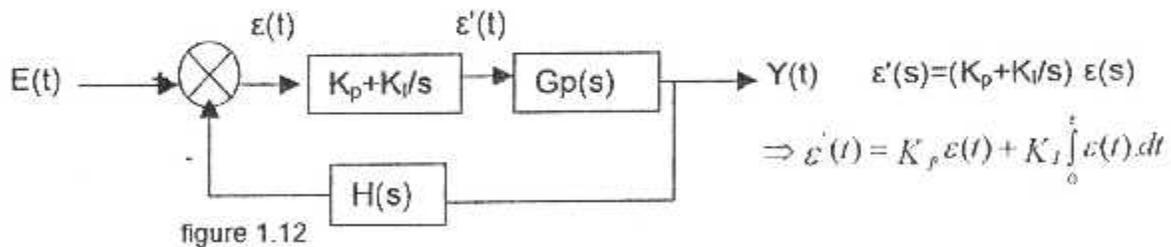


figure 1.12

□ la commande proportionnelle-dérivée :

voir la figure 1.13 :

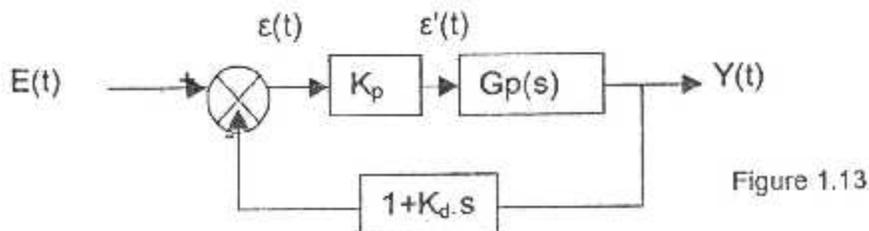


Figure 1.13

$$\varepsilon'(s) = K_p \cdot \varepsilon(s) - K_p \cdot K_d s Y(s) \Rightarrow \varepsilon'(t) = K_p \cdot \varepsilon(t) - K_p \cdot K_d \cdot dY(t)/dt.$$

CHAPITRE : 02

LES MODELES DE
RADIONAVIGATION

2.1 LE SYSTEME V.O.R

2.1.1 Généralités :

Le système V.O.R " Very high frequency Omnidirectional radio range", normalisé en 1949 en qualité d'aide à la navigation à moyenne distance, est un radiophare tournant. il émet une fréquence V.H.F, comprise entre 108 et 118 MHz modulée de manière à fournir simultanément l'information QDR, avec une précision d'emploi 5°.

Le V.O.R permet de suivre une route quelconque (figure 2.1.1), passant par une station grâce à une installation de bord qui comprend une chaîne manuelle fournissant une information d'écart par rapport à la route sélectionnée, et une chaîne automatique donnant une information de Q.D.R $\pm 180^\circ$ assimilée à un Q.D.M.

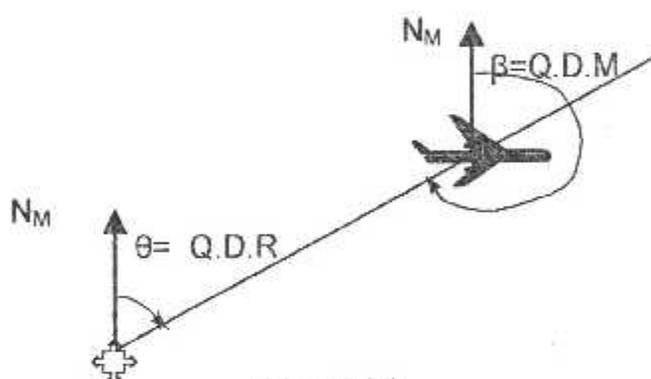


Figure 2.1.1

2.1.2 Principe du V.O.R :

Le principe du radiophare VOR est émettre 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 azimut donné soit précisément égale à cet azimut (figure 2.1.2).

L'information angulaire θ est transmise sous forme de différence de phase entre deux signaux sinusoïdaux :

- Le signal 30 Hz de référence :
Dont la phase est identique dans tous les azimuts (rayonnement omnidirectionnel).
- Le signal 30 Hz variable :
Dont la phase est égale, par rapport au précédent à θ .

$$\Phi_{30\text{ var}} = \Omega t - \theta, \quad \Phi_{30\text{ ref}} = \Omega t \quad \text{donc : } \Phi_{30\text{ ref}} - \Phi_{30\text{ var}} = \theta.$$

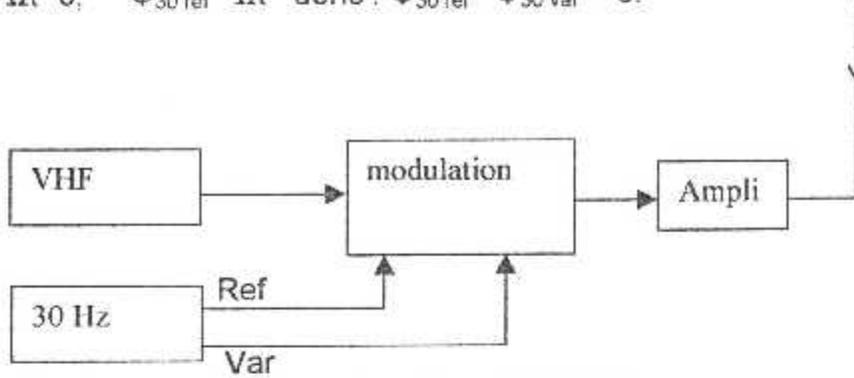


Schéma synoptique d'une station VOR

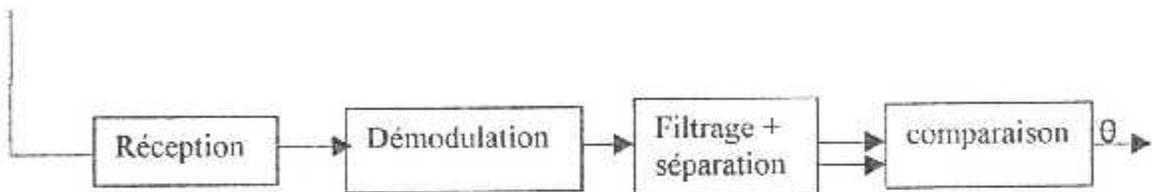


Schéma synoptique d'un récepteur de bord VOR
Figure 2.1.2

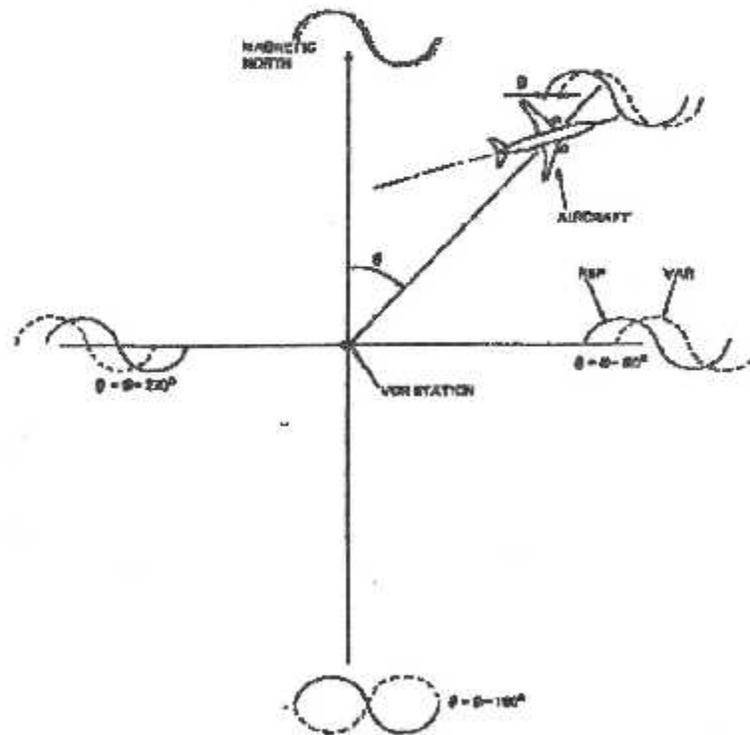


Figure 2.1.3

2.1.3 FORMAT DU SIGNAL V.O.R :

2.1.3.1 Fréquence porteuse :

Elle utilise la bande aéronautique VHF-navigation 108-118 MHz, adjacente à la bande communication air-sol 118-136 MHz, avec un espacement de 1/10 MHz et une polarisation horizontale.

2.1.3.2 Modulations :

En amplitude par :

- Le signal 30_{var} dont le déphasage arrière par rapport au signal 30_{ref} est égal à θ .
 - Le signal sous-porteur du signal référence : amplitude constante, fréquence centrale 9960 Hz, modulée en fréquence par le 30_{ref} avec un indice de modulation égal à 16 (excursion $=\pm 480$ Hz).
 - Le signal 1020 Hz est l'indicatif, découpé en code MORSE, chaque station a 2 ou 3 lettres.
 - Le signal radiotéléphonie.
- Donc les taux de modulation :

9960	: 30%
30_{var}	: 30%
1020	: 05%
phonie	: 30%

La somme doit être : inférieure ou égale : 100%.

2.1.3.3 La formule du champ VOR :

Dans une direction θ , on aura les expressions fondamentales :

- La sous-porteuse 9960 Hz modulée en FM le 30_{ref} :
 $B = B_0 \cos(\omega_0.t + n.\sin(\Omega.t))$.
- La porteuse modulée en AM par la sous-porteuse 9960 :
 $A = A_0(1 + m.\cos(\omega_0.t + n.\sin(\Omega.t)))$.

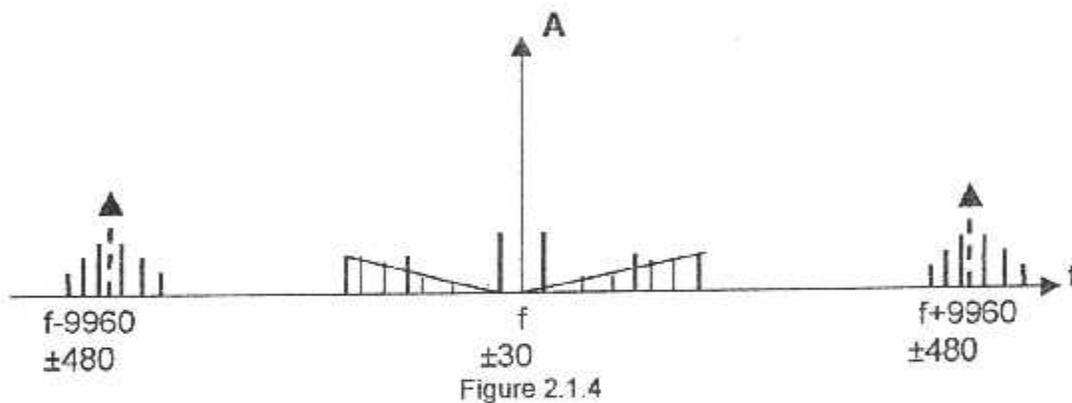
- La porteuse modulée en AM par le 30 Hz_{var} :
 $A=A_0(1+m.\cos(\Omega.t-\theta))$

Si nous ajoutons l'indicatif et la phonie avec les valeurs numériques des taux de modulation et des fréquences, nous obtenons l'expression générale du signal VOR :

$$E(t) = E_0 \left[1 + m.\cos(\omega_0.t) + n.\sin(\Omega.t) + m.\cos(\Omega.t - \theta) + m.\cos\omega_{1020}.t + m.\cos\omega_{ph}.t \right] \cos\omega.t$$

2.1.3.4 spectre du signal VOR :

Il est représenté sur la figure 2.1.4



2.1.3.5 Diagramme de rayonnement :

Le principe se pose sur la combinaison des champs issus de deux diagrammes (voir figure 2.1. 5) :

- Circulaire, c'est-à-dire omnidirectionnel.
- Bi-circulaire tournant à 30 tr/sec.

$$E(t) = E_0(1+m.\cos(\Omega.t-\theta)).\cos\omega.t$$

$$E(t) = E_0.f(t,\omega).\cos\omega.t$$

$$f(t,\omega) = 1+m.\cos(\Omega.t-\theta)$$

CHAPITRE : 01

GENERALITES

le cas où $\Omega.t=0$ il reste que $f(t,\omega)=1+m.\cos\theta$: c'est un cardioïde

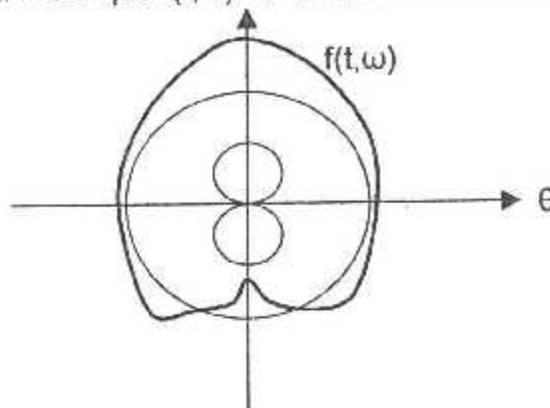


Figure 2.1.5

L'aérien VOR est donc en principe constitué de :

- Une antenne fixe (polarisation verticale) omnidirectionnelle dans le plans horizontal au-dessus, alimentée en courant "porteuse" modulée en amplitude par la sous-porteuse et les signaux phonie.
- Une antenne tournante à 30 tr/sec à diagramme double-cercle dans le plans horizontal et au-dessus, alimentée par une fraction de courant "porteuse".

Cette dernière antenne peut être constituée par un doublet horizontal tournant autour d'un axe vertical.

Si l'en veut réaliser avec une antenne fixe, la décomposition trigonométrique donne :

$$m_0 A_0 \cos(\Omega t - \theta) \cos \omega t = m_0 A_0 \cos \theta \cdot \cos \omega t + m_0 A_0 \sin \Omega t \cdot \sin \theta \cdot \cos \omega t$$

Alors, le résultat nous fournit deux signaux, le premier est modulé en AM avec $\cos\theta$, qui est rayonné avec une antenne $\cos\theta$ (un doublet),

le deuxième est aussi modulé en AM avec $\sin\theta$, et rayonné avec $\sin\theta$ (un doublet perpendiculaire au précédent. voir figure 2.1.6).

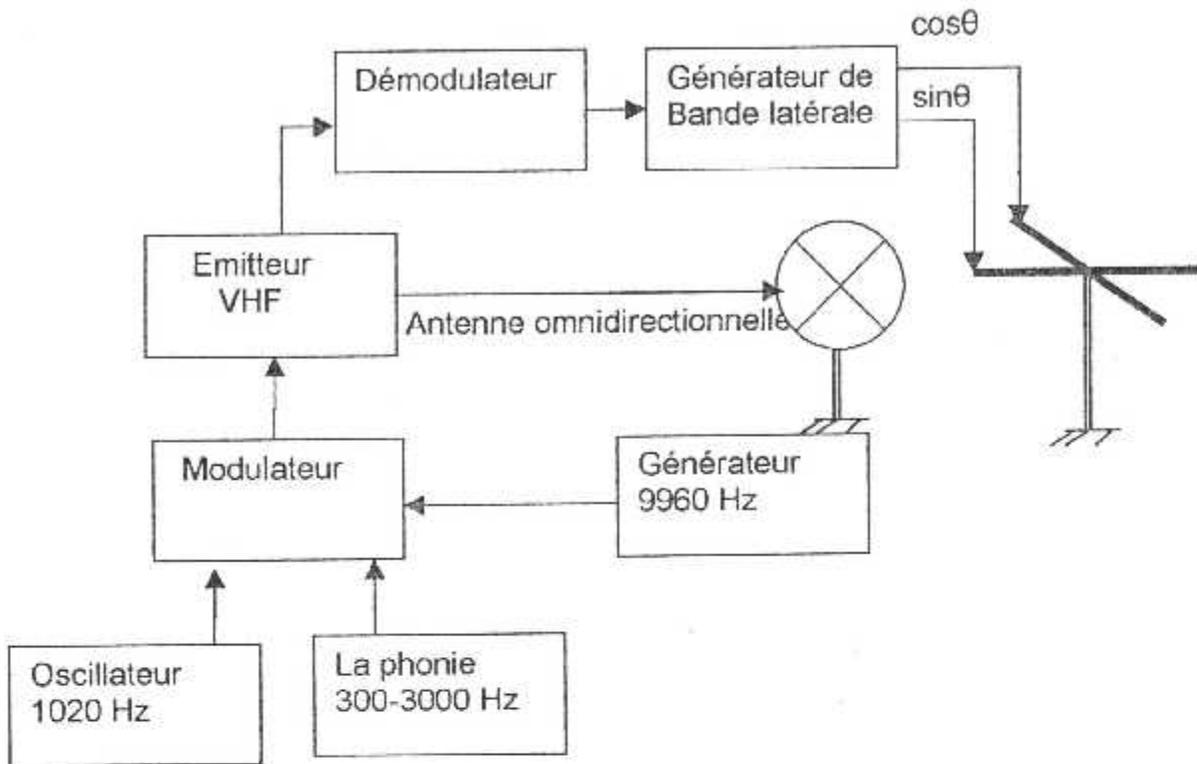


Figure 2.1.6

2.1.4 Antennes :

La principale combinaison se compose de :

- ❖ Un goniomètre capacitif permettant le rayonnement d'un huit tournant à 30tr/sec.
- ❖ Un aérien constitué de cinq cadres ALFORD, quatre d'eux sont utilisés deux à deux en opposition de phase ; le cadre restant émet le signal de référence de façon omnidirectionnelle. la figure 2.1.7 résume son principe.

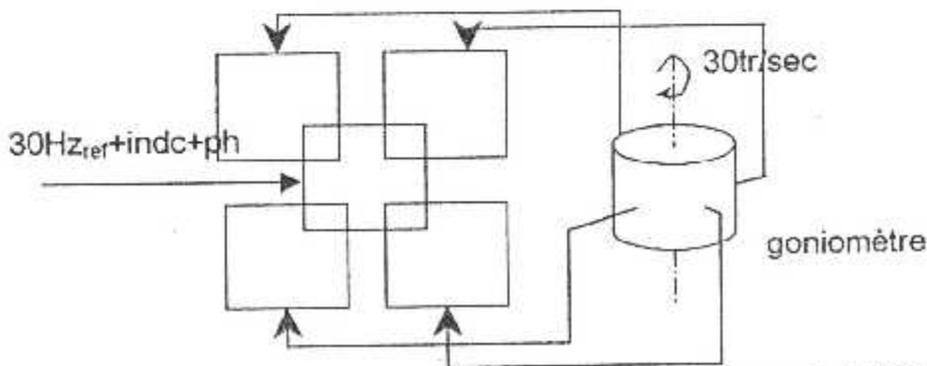


Figure 2.1.7 : antenne d'émetteur VOR -type cadre ALFORD

2.1.5 Puissance et portée du radiophare VOR :

Pour les recommandations de l'OACI : $\mu\text{V}/\text{m}^2$ de champ (- 107 dB w/m² en puissance) à l'altitude minimale et à la distance utile maximum spécifiée.

Dans ces conditions, les portées réalisables en fonction des puissances apparentes rayonnées (EPR) et des puissances approximatives émetteurs équipés d'antennes classiques, sont :

Puissance / portée	185 NM	160 NM	90 NM
EPR	23 dBw	17 dBw	11 dBw

La réception du VOR n'est permise qu'en visibilité radioélectrique soit à peu près :

$$D_{NM} = 1,2\sqrt{h_{pieds}} \quad \text{ou} \quad D_{km} = 4,1\sqrt{h_m}$$

2.1.6 EQUIPEMENT DE BORD V.O.R :

Il comprend :

- ◀ Une antenne VHF d'une polarisation horizontale à diagramme plan E le plus omnidirectionnel possible, en pratique : une antenne en V ou boucle horizontale.
- ◀ Un récepteur VHF à démodulation d'amplitude et de fréquences calées.
- ◀ Un adaptateur pour isoler et exploiter les signaux de navigation.
- ◀ Des indicateurs manuels (OBS) ou automatique (OBI, RMI, SGU) ; la dernière chaîne de réception est aussi utilisable pour les signaux d'alignement de piste ILS-loc.

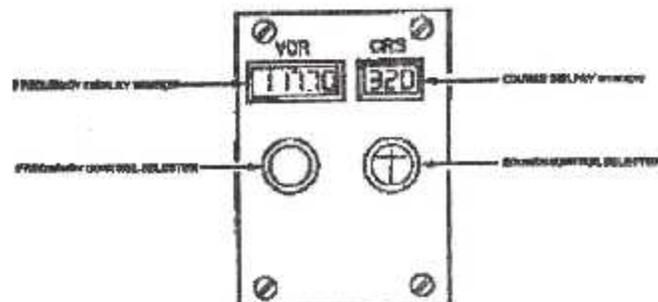


Figure 2.1.8 :
boîte de commande VOR

2.1.7 La chaîne manuelle du VOR :

Le schéma synoptique suivant illustre l'exploitation du signal VOR par la chaîne manuelle : (figure 2.1.9)

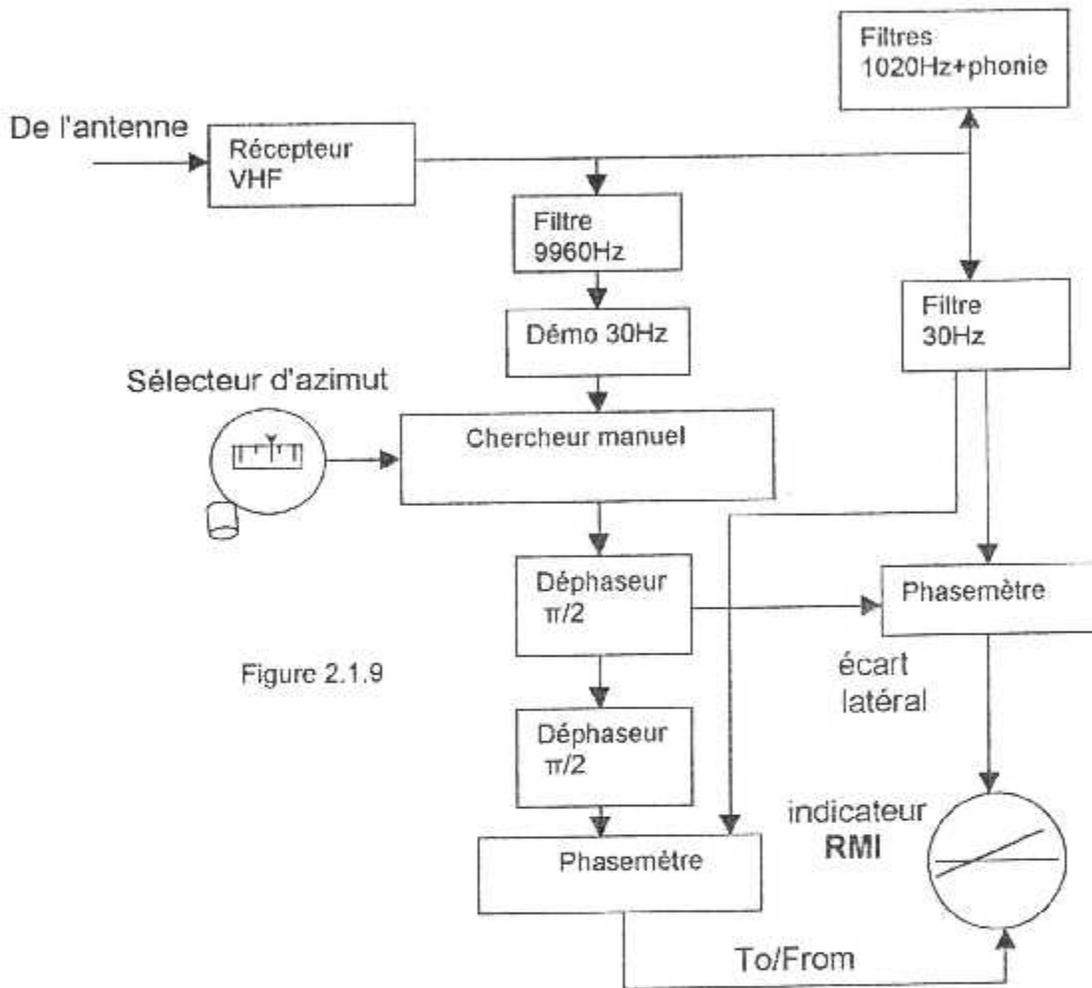
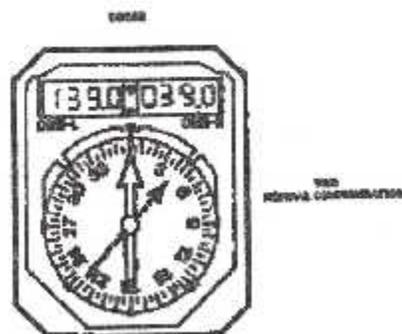


Figure 2.1.9

Figure 2.1.10
indicateur VOR- RMI



2.1.8 Phénomène de cône de silence :

A la verticale de la station, les diagrammes de rayonnement présente un nul, du moins théoriquement et de plus, l'information d'azimut n'est plus définie.

Au voisinage de cette verticale, le signal est inexploitable : niveau trop faible, champs parasites de réflexion proche.

Ce phénomène intervient à l'intérieur d'un volume conique d'axe vertical dont l'angle d'ouverture dépend du type d'aérien de la station sol, mais aussi de l'équipement de bord (figure 2.1.13).

La norme OACI exige que l'angle de site soit égal à 40° pour les signaux utilisables. On observe à l'intérieur du cône :

- ◀ Déviation jusqu'en butée du CDI
- ◀ Passage TO/FROM avec équilibre instable à la verticale ou par le travers proche.
- ◀ Sortie (plus ou moins nette) du drapeau avertisseur.

A l'intérieur du cône, le guidage VOR n'est plus assuré, d'où une incertitude de la position avion à la sortie.

2.1.9 Association VOR-DME :

Très généralement utilisée, car elle constitue un moyen de radionavigation complet en coordonnées polaires. Elle implique l'implantation rapprochée des antennes VOR et DME :

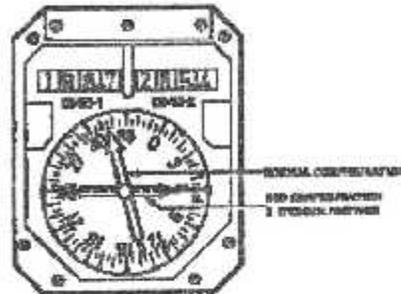
- 30 m maximum pour les besoins à courte distance.
- 600 m maximum pour les besoins en route.
- Ou mieux la co-implantation, c'est à dire antenne DME superposée à l'antenne VOR

De plus,

- Les fréquences sont appariées suivant un tableau OACI(200 voies VOR appariées à 100 voies DME mode X + 100 voies mode Y), ce qui permet à bord le choix simultané et sans erreur des fréquences VOR et DME.
- Les indicatifs sont identiques et combinés, en 30s : 1 indc DME+3 indcVOR

On Véra à la fin de ce chapitre une explication d'un système DME.

Figure 2.1.11
indicateur VOR- DME



2.1.10 LE MODELE MATHEMATIQUE DU V.O.R :

La figure 2.1.12 montre la géométrie du système VOR, la simple utilité de ce système est de permettre au pilote de suivre ou de voler selon une radiale (route) qui doit être sélectionnée par l'OBS (Omni Bearing selector) cette route de référence est appelée la route désirée notée CD (ou en anglais Course Datum).

On définit la déviation de route : Γ_{VOR} qui est égale à la différence entre la route de référence et la route désirée.

Cette information est affichée, comme on l'avait dit précédemment, sur les instruments de navigation à bord de l'aéronef à l'aide d'une chaîne manuelle, autrement elle est exploitée par une chaîne automatique destinée à suivre des radiaux bien définis.

Certains avions modernes ont des systèmes de navigation guidée très avancés, appelés Aerea Navigation Systèmes, qui permettent l'utilisation de plusieurs signaux des stations différentes pour construire ce qu'on appelle les points tournants : waypoints en anglais.

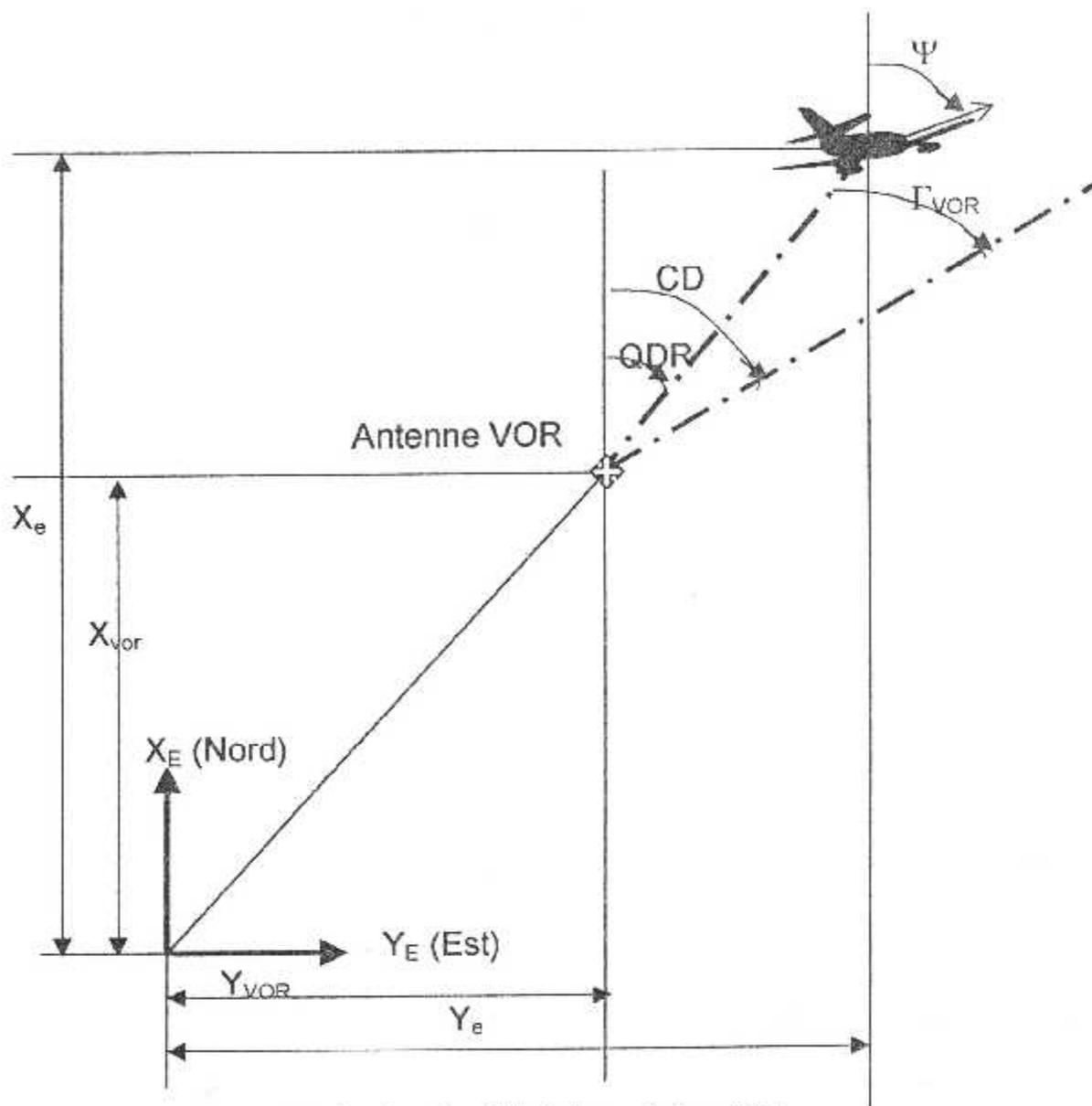


Figure 2.1.12 : La géométrie de la navigation VOR

Dans cette étude, nous se limitons par l'utilisation du système VOR pour le cheminement d'une radiale VOR.

Dans l'ordre à compter ce signal pour les principes de simulation, il est nécessaire de connaître les positions exactes de la station VOR et l'avion en respectant une référence fixe (repère-terrestre).

Si la position de la station VOR est donnée par les coordonnées $(x_{VOR}, y_{VOR}, H_{VOR})$ et la position de l'avion par (x_e, y_e, H) ; l'équation suivante peut être utilisée pour calculer Γ_{VOR} :

$$QDR = \arctan\left(\frac{y_e - y_{VOR}}{x_e - x_{VOR}}\right)$$

$$\Gamma_{VOR} = CD - QDR$$

La valeur typique pour une large déflexion des instruments de bord est $\Gamma_{VOR} = 10^\circ$.

Ainsi, il est nécessaire de connaître aussi comment l'avion vole-t-il, TO ou FROM par rapport au émetteur ? cette information est visualisée à bord à l'aide de l'indicateur TO/FROM. Si $|\Psi - QDR| > 90^\circ$ l'indicateur TO doit être visible; si $|\Psi - QDR| < 90^\circ$ est le cas pour l'indicateur FROM.

Le couvrage VOR et le cône de silence :

La distance sur la terre R_{VOR} peut être utilisée pour déterminer comment l'avion vole dans la zone couverte par le signal VOR (figure 2.1.13), cette distance est égale à :

$$R_{VOR} = \sqrt{(x_e - x_{VOR})^2 + (y_e - y_{VOR})^2}$$

Si l'avion vole dans une certaine zone à voisinage directe, la condition mathématique pour éviter l'incertitude dû au cône de silence, alors :

$$\varepsilon = \arctan\left(\frac{H - H_{VOR}}{R_{VOR}}\right) \leq 90^\circ - (40^\circ \text{ à } 60^\circ)$$

Le tableau de la figure 2.1.14 donne le couvrage maximum du signal VOR en fonction de l'altitude par rapport au niveau de la mer.

En se basant sur ce tableau, on obtient la fonction approximative de la portée VOR :

$$D_{NM} = 1.2(\sqrt{h_{\beta}} + \sqrt{h_{VOR}})$$

2.1.11 Les erreurs statiques du système VOR :

Le signal nominal VOR subit une distorsion par les bruits radioélectrique et les erreurs statiques.

Il existe deux types d'erreurs systématiques : erreurs du station terre et erreurs des équipements aéroportés; Chacun de ces derniers comprend deux facteurs :

- ↳ Erreurs d'équipements et antennes,
- ↳ Erreurs de site et locations.

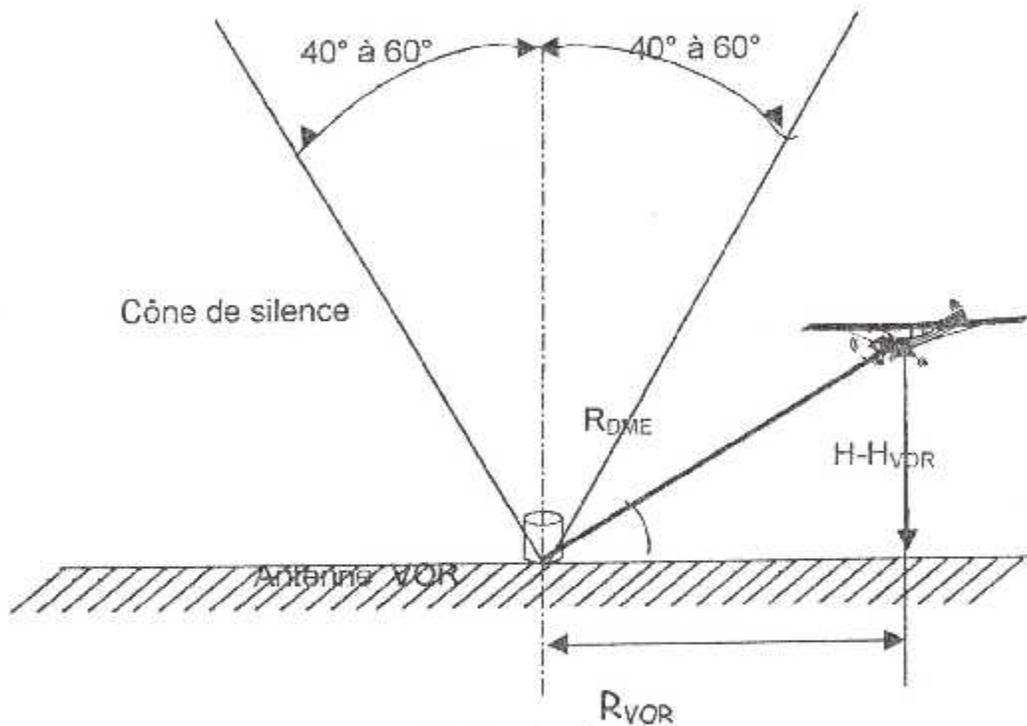


Figure 2.1.13 : le Cône de silence

Altitude (ft)	Portée VOR (NM)
1000	50
5000	92
20000	182
30000	220

Figure 2.1.14 : Table de couverture VOR

L'ICAO a établi les règles suivantes :

1. L'erreur dû aux équipements aéroportés doit être inférieur à $\pm 2^{\circ}$ à la distance de l'antenne de quatre fois la longueur d'onde et à l'angle d'élévation de 0° à 40° .
2. L'erreur maximale de la station terre est de $\pm 3.5^{\circ}$

2.2 LE SYSTEME ILS :

2.2.1 Généralités :

L'ILS (Instrument Landing System) est un système d'aide à l'atterrissage aux instruments. Il permet de respecter une trajectoire de descente aboutissant à une piste. Les informations délivrées au pilote sont une information d'écart latéral par rapport à l'axe de la piste (*Localizer*) et une information d'écart vertical par rapport au plan de descente idéal (*Glide Path*) qui est généralement de l'ordre de 3° (soit environ 5%). Une information discontinue de distance par rapport au seuil de piste est donnée par les *markers* et permet également un contrôle de la trajectoire. Les plans du *localizer* et du *glide* avec les déviations des aiguilles associées Le boîtier de commande et l'instrument de lecture de l'ILS sont très semblables à ceux du VOR avec toutefois une indication supplémentaire donnée par l'aiguille du *glide*. Sur un cadran de lecture ILS, on peut donc recevoir une information de radial VOR sur l'aiguille du *localizer*. Dans ce cas, l'interprétation de l'écart de l'aiguille diffère (débattement maximal de l'aiguille du *localizer* égal à 10° en utilisation VOR contre 2.5° en utilisation ILS). En utilisation VOR d'un ILS, l'aiguille du *glide* est inopérante et une alarme (ou *flag*) apparaît sur le cadran de lecture. Sur un ILS classique, il n'est pas nécessaire d'afficher le QFU (orientation magnétique de la piste) pour obtenir une information correcte. Le fait d'afficher la fréquence de l'ILS est suffisant. En revanche, il faut impérativement afficher le QFU sur un plateau de route HSI (*Horizontal Situation Indicator*) pour que l'information reçue soit cohérente (voir la figure 2.2.1).

2.2.2 Présentation et fonctionnement du système ILS :

L'ILS fonctionne dans la gamme très hautes fréquences VHF de 108 à 112 MHz par 1/10 de MHz impairs. Le *Glide Path* fonctionne lui dans la gamme ultra hautes fréquences UHF de 329 MHz à 335 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.

On distingue trois catégories d'ILS selon la hauteur de décision (HD) permise, c'est-à-dire la hauteur à laquelle le pilote remet les gaz s'il ne voit pas la piste :

- Catégorie I (CAT I) : HD supérieure à 200 ft (60 mètres).
- Catégorie II (CAT II) : HD comprise entre 100 et 200 ft.
- Catégorie III (CAT III) : HD de moins de 100 ft et jusqu'à 0 ft.

Cependant, l'ILS présente certaines faiblesses qui génèrent des contraintes opérationnelles. Elles sont dues en premier lieu à la susceptibilité des signaux aux perturbations radioélectriques (émissions FM dont la bande est proche de celle de l'ILS, par exemple). En second lieu, l'ILS est aussi sensible aux réflexions de signaux émis par des bâtiments proches ou par les avions près des émetteurs. En cas de faible visibilité (CAT III), il est ainsi nécessaire de réduire le « débit » de la piste pour protéger les avions en approche finale des perturbations engendrées par les avions

précédemment posés. Cela conduit à imposer un espacement important (au minimum 8 NM soit environ 15 km) entre les appareils en approche. Une autre limitation vient du fait que l'ILS ne définit qu'une seule trajectoire d'approche. De plus, le secteur de guidage ILS est relativement étroit, ce qui induit des contraintes pour la « capture » de l'axe d'approche. Face à ces insuffisances, un nouveau système a été développé : le MLS (Microwave Landing System)

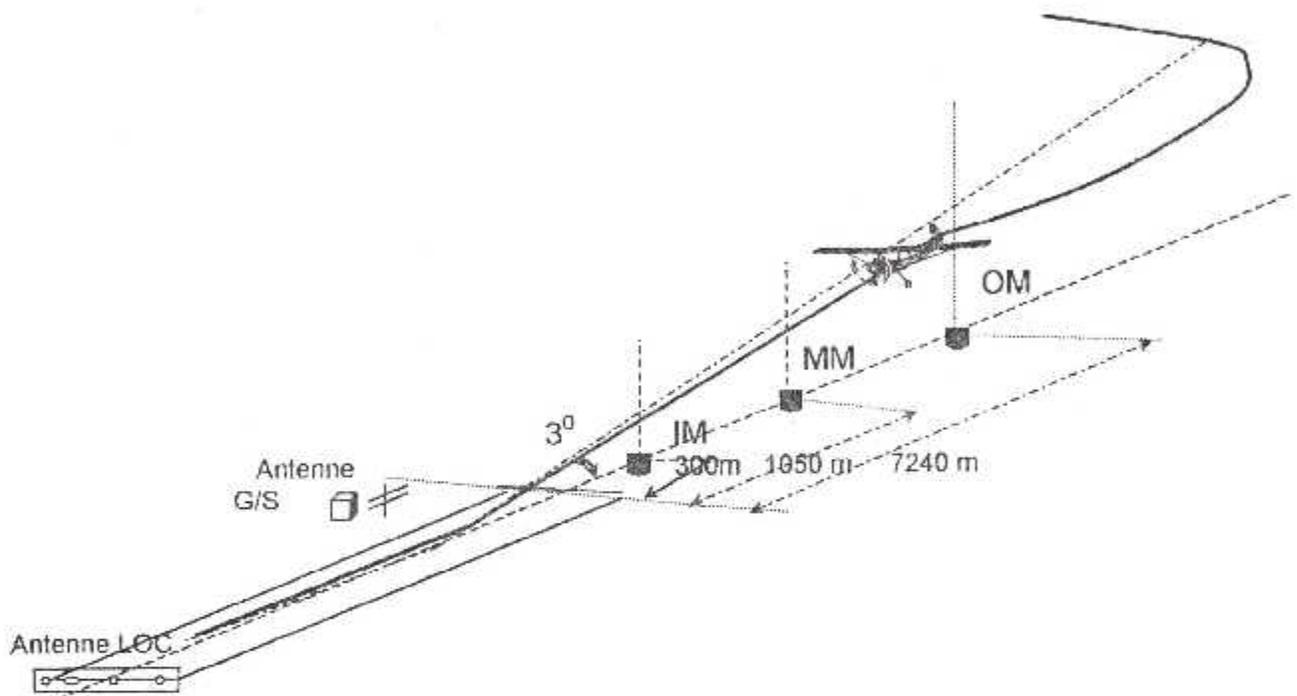


Figure 2.2.1 : Le schématique d'un système ILS

2.2.3 Principes de formation d'un alignement en azimuth et en site :

Il existe des différentes techniques de formation d'un alignement en azimuth et en site.

A l'aide de champs modulés en amplitude, on site par exemple :

- Alignement dit équisignal,
- Alignement dit à référence zéro,
- Alignement à 3 ou 5 antennes,
- Alignement à réseau directif.

Ici, on s'intéresse que par la première technique supposée utilisée dans notre étude avec sa simulation.

2.2.4 Radiophare d'alignement de piste (localizer) :

Des antennes sol placées en bout de piste (300 m) rayonnent une onde porteuse VHF(108-112 MHz). Cette porteuse est modulée en amplitude par deux fréquences : 90 Hz et 150 Hz.

Le rayonnement se fait de façon à ce que les taux de modulation dépendent directement de la direction de l'émission.

La différence des taux de modulation (DDM) mesurés à bord de l'avion donne la position de l'appareil par rapport à l'axe de piste. Si l'avion se trouve à droite de l'axe de piste, le taux de modulation du 150Hz est plus grand que le taux de modulation du 90 Hz et inversement si l'avion est à gauche de l'axe de piste. Aligné sur l'axe, la différence des taux de modulation est nulle.

2.2.4.1 Principe de formation d'un alignement en azimuth équisignal :

À partir de deux émissions de même porteuse, modulées en amplitude avec des taux de modulation identiques(0.4) et par deux fréquences BF 90 Hz et 150 Hz, et dont les diagrammes de rayonnement sont directifs et symétriques par rapport à la direction de l'axe de la piste OX, et ont même origine (figure 2.2.2).

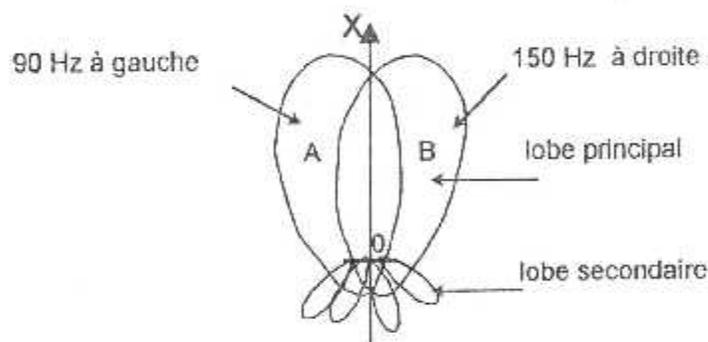


Figure 2.2.2 : Diagrammes d'émission localizer A et B

Le signal reçu dans un azimuth donné θ est :

$$E_{\theta} = \{A(1 + 0.4 \cos(2\pi \cdot 150 \cdot t)) + B(1 + 0.4 \cos(2\pi \cdot 90 \cdot t))\} \sin 2\pi \cdot f_p \cdot t$$

$$E_{\theta} = (A + B) \left\{ 1 + \frac{0.4A}{A+B} \cos(2\pi \cdot 150 \cdot t) + \frac{0.4B}{A+B} \cos(2\pi \cdot 90 \cdot t) \right\} \sin 2\pi \cdot f_p \cdot t$$

on aura les taux de modulation :

$$TM_{150} = \frac{0.4A}{A+B} \text{ et } TM_{90} = \frac{0.4B}{A+B} \text{ à fin d'avoir :}$$

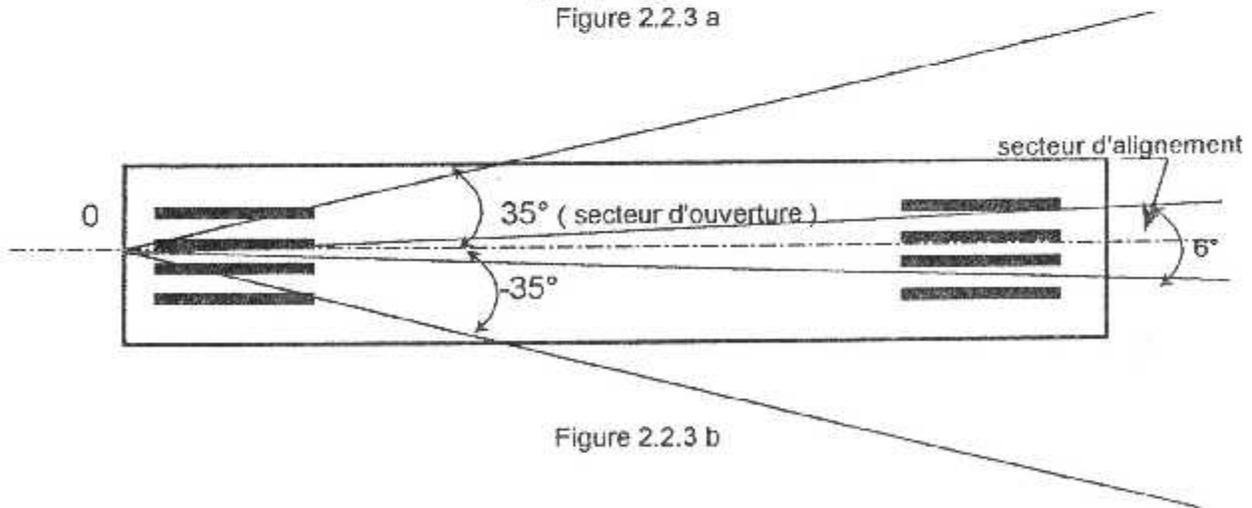
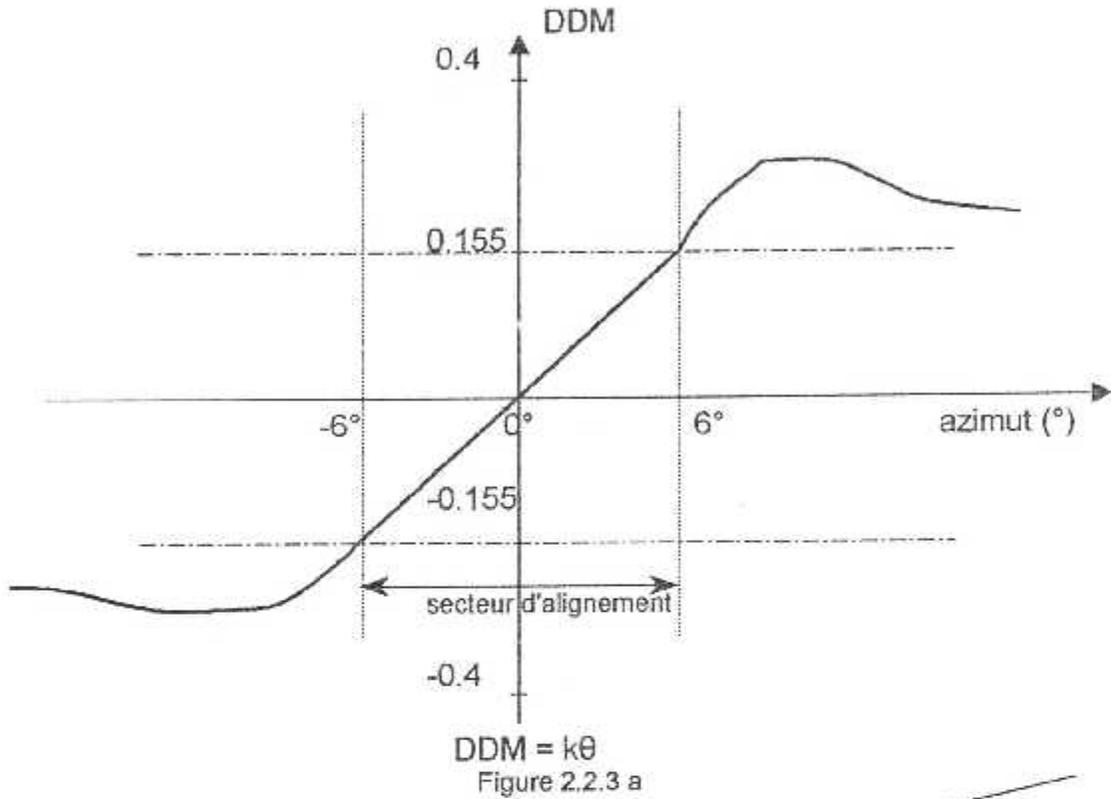
$$DDM = \frac{0.4A}{A+B} - \frac{0.4B}{A+B} = \frac{0.4}{A+B} (A - B)$$

selon la position de l'avion, il résulte que :

- Sur l'axe de la piste $A=B$, donc $DDM = 0$,

- À droite de l'axe de la piste $A > B$ donc $DDM > 0$,
- À gauche de l'axe de la piste $A < B$ donc $DDM < 0$ (figure 2.2.3 a et b).

On définit SDM la somme des taux de modulation : $SDM = \frac{0.4A}{A+B} + \frac{0.4B}{A+B} = 0.4$



2.2.4.2 Principe d'un équipement de bord LOC :

Il comprend :

- Une antenne : à diagramme omnidirectionnel.

- Un récepteur VHF : celui qu'est utilisé pour la réception VOR, équipé de circuits de mesure des signaux LOC, dont le principe est le suivant :

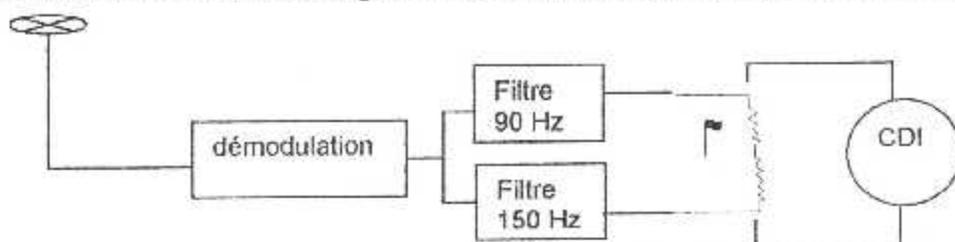


Figure 2.2.4 : La synoptique d'un récepteur ILS-loc.

2.2.5 Radiophare d'alignement de descente (GLIDE PATH) :

Il s'agit de matérialiser dans l'espace le plan de descente : perpendiculaire au plan vertical d'axe de piste, incliné d'environ 3° au-dessus de seuil de piste (figure 2.2.5).

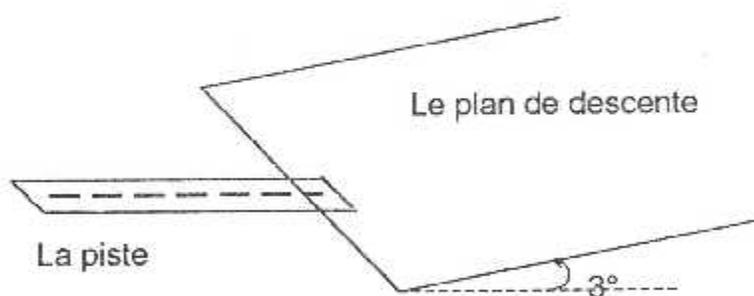


Figure 2.2.5

2.2.5.1 Principes de formation d'un alignement en site :

Le principe est analogue à celui du *localizer*. L'antenne du *glide* est placée à proximité du seuil de piste et est désaxée à 150 mètres de l'axe de la piste.

Le système est directif dans le plan vertical, en utilisant un émetteur UHF (329 - 335MHz) dont la porteuse est modulée en amplitude par les signaux 90 et 150 MHz, de telle façon qu'à l'intérieur d'un secteur angulaire de 1° environ d'ouverture en site et centré sur le site 3° (figure 2.2.6), la différence des taux de modulation (DDM) soit proportionnelle à l'écart angulaire en site.

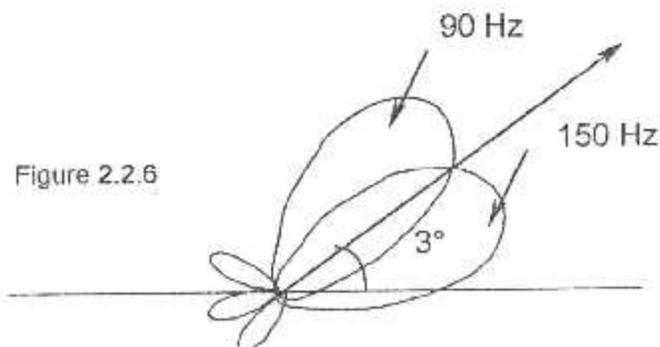


Figure 2.2.6

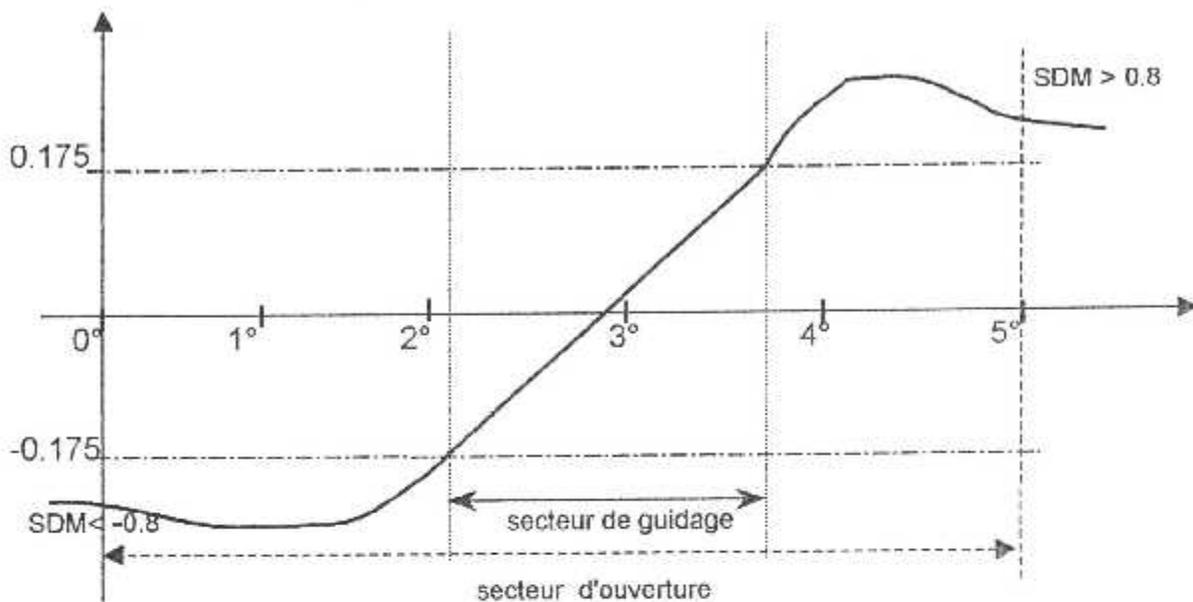


Figure 2.2.7

2.2.5.2 Principe d'un équipement de bord GLIDE :

Il comprend :

- Une antenne doublet ou équivalent horizontale à l'avant de l'avion,
- Un récepteur UHF, 40 voies prééglées.
- Des circuits de navigation et d'affichage.

2.2.6 Les radiobornes (markers) :

Notre simulation ne nécessite pas les radiobornes, donc l'illustration détaillée de leur système ne sera pas utile ici, alors qu'on va donner le principe avec une simple représentation, le lecteur pourrait avoir le détail dans la documentation concernant la radionavigation.

Principe et fonctionnement des radiobornes :

Ce sont des radiobalises à émetteur VHF dont la fréquence est unique et égale à 75 MHz et à diagramme directif, destinées à marquer à bord le passage au-dessus de points spécifiés, au cours de l'approche ILS.

2.2.7 Les erreurs du système ILS :

Généralement, les erreurs d'un système ILS reviennent aux phénomènes de réflexion parasite, alors que les erreurs d'instrumentation et d'installation sont négligeables par rapport à ceux des réflexions parasite. Dans ce cas là, la propagation multitrajet provoque pour le système ILS-loc :

- **une erreur statique :**

Chaque obstacle qui renvoie à l'avion une fraction ρ du champ issu de la station à coté de l'axe de la piste donc l'interférence des deux porteuses modulées en amplitude, mais présentant entre elles un déphasage VHF ψ (différence de trajet et déphasage de réflexion).

La résultante des fréquences latérales en phase : $R = F_0 + \rho F_0 \cos \psi$

La résultante des fréquences latérales en opposition: $R' = F_0 - \rho F_0 \cos \psi = \rho F_0 \cos \psi$

D'où : $DDM = 0.4 \rho (F_0 / F_0) \cos \psi$.

- **une erreur dynamique :**

Pour un mobile supposé maintenu rigoureusement sur l'axe, l'erreur va osciller entre de valeurs maximales.

Il en résulte une structure d'axe pseudo-périodique, en fonction de la vitesse de l'avion et de sa position par rapport à la station et l'obstacle.

Les erreurs du système ILS-G/S sont identiques à ceux du système ILS-loc, si on tient compte que la technique de formation reste la même.

2.2.8 Le bruit :

Il est due aux effets d'interférence causés par les zones immobilières, les hautes voltages,.... Les signaux actuels de l'ILS vont subir une distorsion dans les deux domaines : temps et espace. À l'approche d'un avion, ces distorsions apparaissent comme un bruit superposé aux signaux nominaux. Basé sur les données expérimentales, le bruit de localizer et de glide-slope doivent être approximé par les signaux stochastiques qui ont des fonctions spectrales de densité de puissance plutôt simple. Ces fonctions seront illustrées dans la partie de modèles mathématiques.

2.2.9 La normalisation des erreurs et de bruit :

L'ICAO a établi les limites de calibration des erreurs de l'ILS provoquées par les équipement sol. Ces limites sont naturellement les plus rigoureuses pour la catégorie 3, les tables suivantes donnent ces limites pour les émetteurs localizer et glide-slope, le plan nominal de descente doit passer par l'extérieur du seuil de la piste à une altitude de 15 ± 3 m. les valeurs maximales des courants du localizer et glide-slope sont :

$I_{loc} = I_{g/s} = \pm 150 \mu A$. Ces valeurs sont considérées comme des écarts complets pour une déflexion sur les instruments correspondants (voir la figure 2.2.8).

catégorie/ Performance	Déviaton max pour la sensivité Nominale de localizer (%)	Déviaton max du plan de référence loc au seuil de la piste
1	± 17	± 10.5
2	± 17 (± 10 en pratique)	± 7.5 (4.5 pour une nouvelle install)
3	± 17	± 3

Les erreurs minimums permmissibles de l'état d'équilibre du localizer.

catégorie/ Performance	Déviaton max pour la sensivité Nominale de glide-slope (%)	Déviaton max de L'angle de site G/S
1	± 25	$\pm 0.075 \gamma_{GS}$
2	± 20	$\pm 0.075 \gamma_{GS}$
3	± 10	$\pm 0.04 \gamma_{GS}$

Les erreurs minimums permmissibles de l'état d'équilibre du glide-slope.

Figure 2.2.8

2.2.9 LE MODELE MATHEMATIQUE DE ILS :

2.2.9.1 Classification des catégories :

On dit qu'une installation appartient à une certaine catégorie d'exécution, représentant les conditions météorologiques dans lesquelles elle doit être employée. Ces conditions sont récapitulées sur le paragraphe "présentation". Une installation ILS de la catégorie 1 est prévue pour fournir un guidage vers le bas à une altitude de 200 ft.

Une installation de la catégorie 2 est prévue pour fournir un guidage vers le bas à une altitude de 100 ft. et une installation de la catégorie 3 doit fournir un guidage vers le bas à surface de la piste d'atterrissage.

Seulement les signaux de la catégorie 3 peuvent être utilisés entièrement pour les atterrissages automatiques. Si l'avion fait une approche dans des conditions du catégorie 1, le pilote devrait voir les lumières de piste à une altitude de 200 ft ou décommander l'approche finale et l'arrondi.

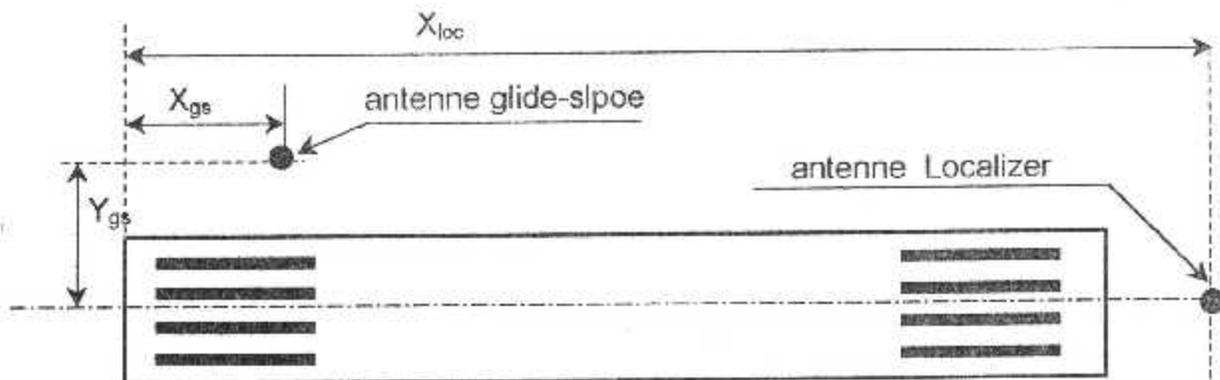


Figure 2.2.9 : Positionnement des équipements-sol de l'ILS

Les signaux de localizer et de glide-slope sont reçus à bord de l'avion. Ils sont affichés sous différentes formes et peuvent être, aussi bien, donnés directement au pilote automatique.

Ils seront sous expressions à termes de courants, fournis aux instruments de pilotage. La valeur du courant de localizer dépend de l'angle Γ_{loc} mesurée en radian entre le plan de référence du localizer et le plan vertical qui passe à travers l'antenne localizer, comme il est montré dans la figure 2.2.9

Le courant du localizer est :

$$I_{loc} = S_{loc} \cdot \Gamma_{loc} \quad [\mu A]$$

où S_{loc} est la sensivité du système localizer, S_{loc} doit satisfaire à l'équation suivante :

$$S_{loc} = 1.40 x_{loc} \quad [\mu A \text{ rad}^{-1}]$$

Où x_{loc} est la distance de l'antenne localizer au seuil de la piste (mesurée en m).

2.2.9.2 Repères et coordonnées :

Pour la simulation d'une approche ILS, un repère de référence piste (fixe) $F_F = O_F X_F Y_F Z_F$ sera introduisée.

L'axe X_F est dirigé le long ligne centrale de la piste, dans la direction de décollage et atterrissage.

Les points Z_F en bas et points Y_F à droite comme le montre l'avion en approche finale.

À $t = 0$ la position du centre de gravité de l'avion coïncide avec le l'origine du repère de référence terre (fixe), d'où :

$x_e = 0$, $y_e = 0$ et $H = H_0$. La position de O_F à $t = 0$ est donnée par les coordonnées x_{RW} et y_{RW} mesurées relativement au repère de référence terre (fixe) et l'altitude de la piste par rapport au niveau de la mer : H_{RW} .

En se basant sur les figures figure 2.2.10 et 2.2.11 le passage du repère F_E au repère F_F peut être obtenu par les transformations suivantes :

$$\begin{aligned} x_f &= (x_e - x_{RW}) \cos \psi_{RW} + (y_e - y_{RW}) \sin \psi_{RW} \\ y_f &= -(x_e - x_{RW}) \sin \psi_{RW} + (y_e - y_{RW}) \cos \psi_{RW} \end{aligned}$$

où Ψ_{RW} est le cap de la piste (QFU), mesuré relativement au Nord, et l'altitude de l'avion par rapport au niveau de l'aérodrome H_f est égale à :

$$H_f = H - H_{RW}$$

Comme on peut avoir de la même figure, Γ_{loc} peut être calculée à partir des coordonnées x_f et y_f comme suivant :

$$R_{loc} = \sqrt{y_f^2 + (x_{loc} - x_f)^2} \text{ et ;}$$

$$d_{loc} = y_f \Rightarrow \Gamma_{loc} = \arcsin\left(\frac{d_{loc}}{R_{loc}}\right).$$

Γ_{loc} et d_{loc} sont positive si l'avion vole à la coté droite du plan de référence localiser le vers la piste.

Le plan de descente a un angle de site γ_{gs} qui est, normalement comprise entre -2° et -4° . Evidemment γ_{gs} est négative depuis que l'avion commence à descendre selon le glide-slope.

L'amplitude du courant glide-slope est proportionnelle à l'erreur d'angle glide-slope ϵ_{gs} en radian :

$$i_{gs} = S_{gs} \cdot \epsilon_{gs} \quad [\mu A]$$

où S_{gs} est la sensivité du système glide-slope.

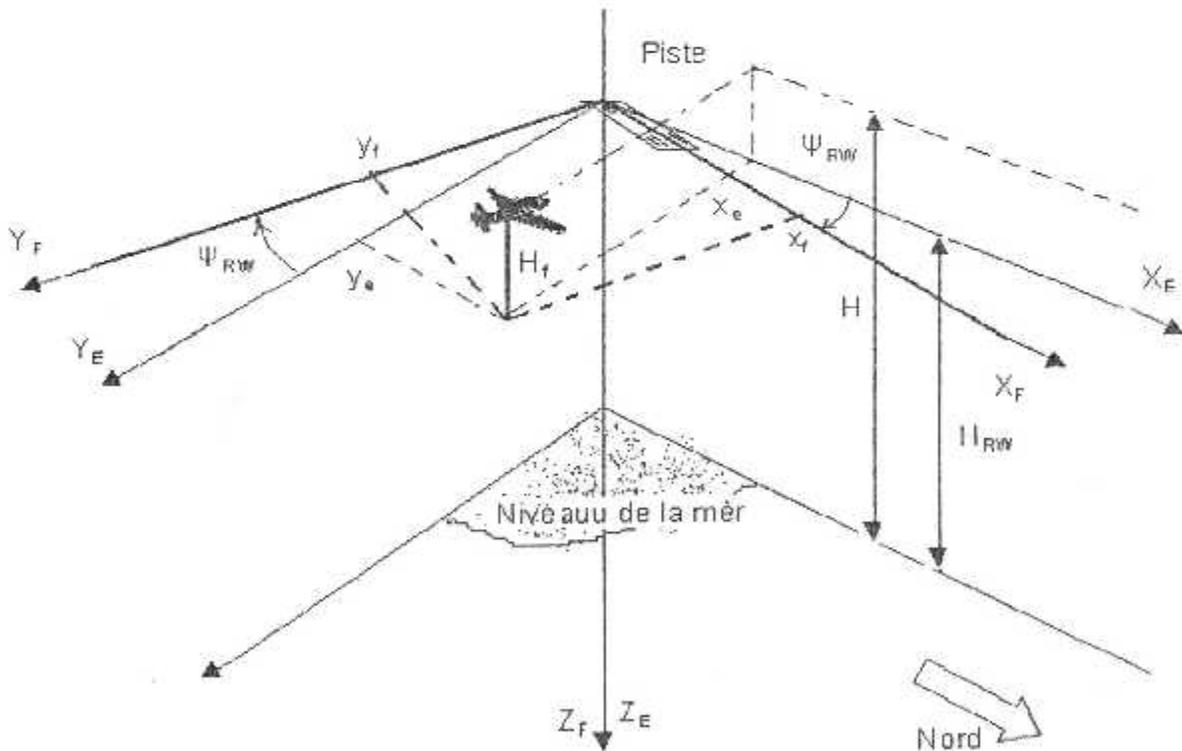
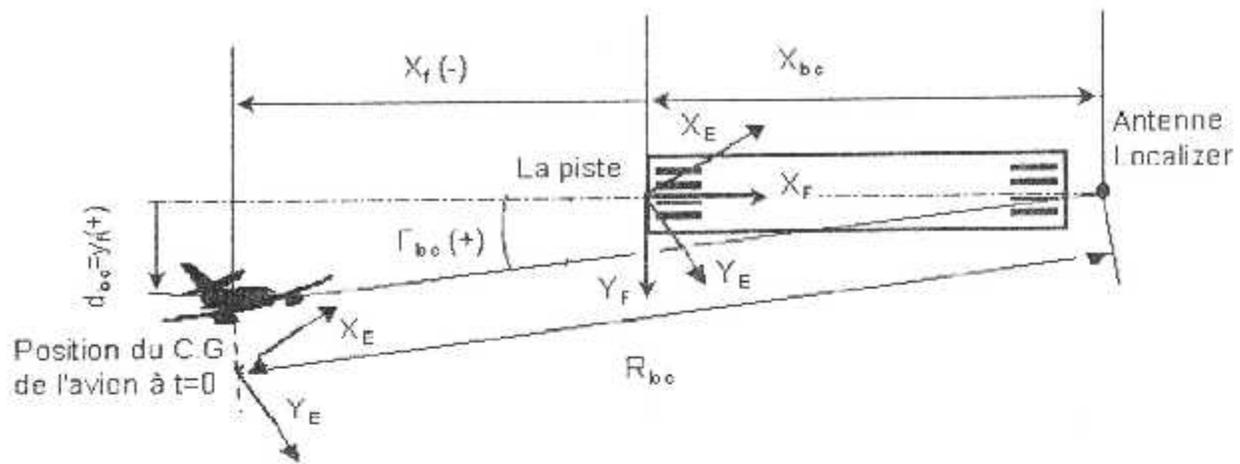
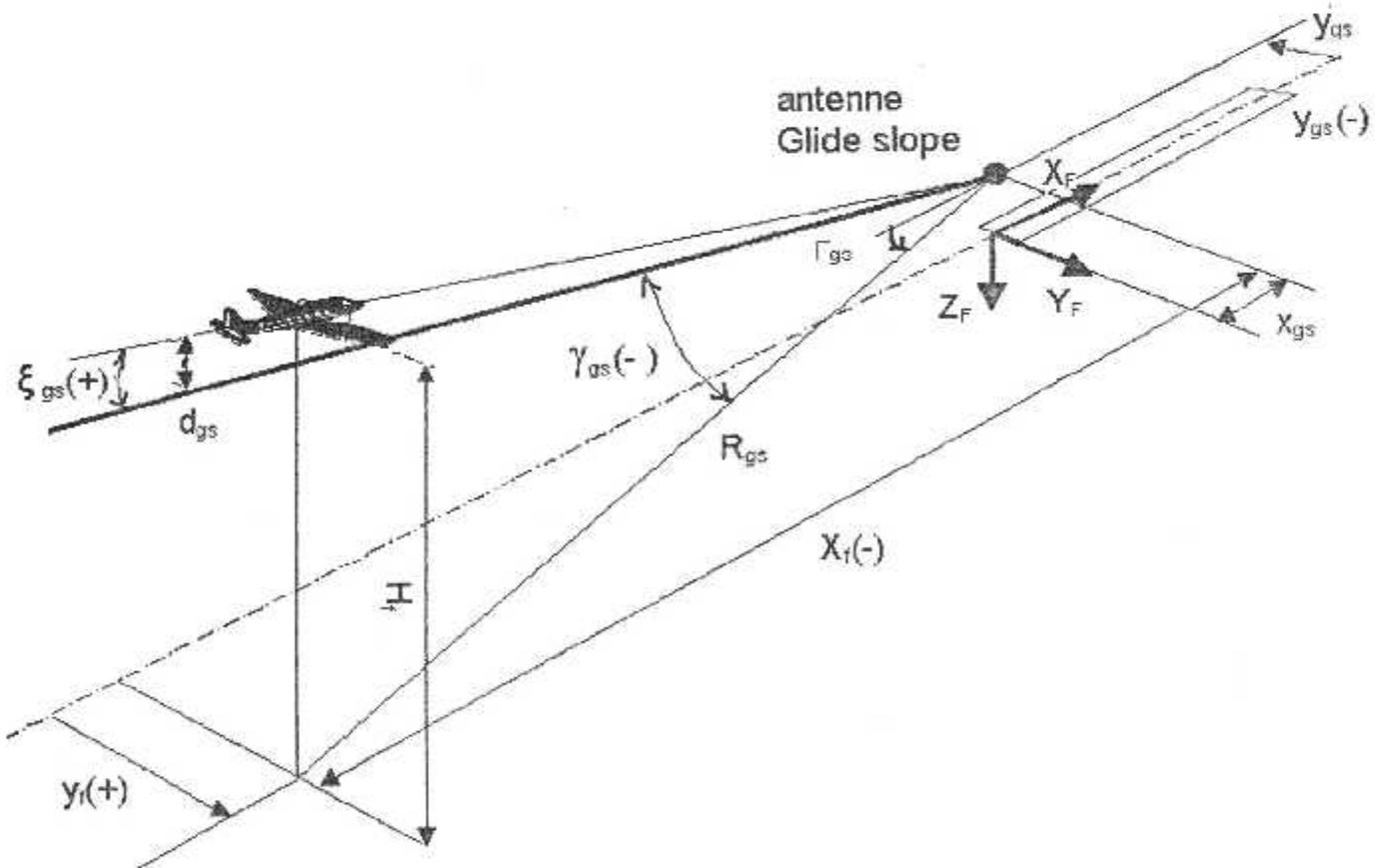


Figure 2.2.10 Définition du repère fixe-terre et le repère fixe-piste



La géométrie du Localizer



La géométrie du glide-slope
figure 2.2.11

Il est clair d'après le schéma que l'angle d'erreur ϵ_{gs} peut être calculé à partir des coordonnées x_f et y_f et l'altitude par rapport à la piste H_f avec les expressions :

$$R_{gs} = \sqrt{(x_{gs} - x_f)^2 + (y_{gs} - y_f)^2}$$

$$\varepsilon_{gs} = \gamma_{gs} + \arctan\left(\frac{H_f}{R_{gs}}\right)$$

la distance de l'avion jusqu'a le plan de référence glide - slope est :

$$d_{gs} = (R_{gs} \cdot \tan \gamma_{gs} + H_f) \cos \gamma_{gs}$$

Dans cette expression ε_{gs} et d_{gs} sont positives si l'avion vole au-dessus de la ligne de référence. Notons que γ_{gs} est toujours négative à l'ordre d'assurer que set avion vole dans le secteur d'ouverture (l'angle Γ_{loc} est calculé aussi) dû à la position de l'antenne glide-slope, cet angle n'est pas exactement égal à Γ_{gs} , bien que la différence soit très petite, pour le calcul on a :

$$\Gamma_{gs} = \arcsin\left(\frac{y_f - y_{gs}}{R_{gs}}\right)$$

Pour les turbulences atmosphériques, on suppose souvent que leurs vitesses sont, seulement, des fonctions de la position dans l'atmosphère.

Donc le bruit de l'ILS peut être modélisé comme un bruit blanc et envoyé à travers des filtres aux plusieurs voies comme des déviations des turbulences atmosphériques.

CHAPITRE : 03

GUIDAGE A L'APPROCHE.
THEORIE DE L'AUTOPILOTE

3.1 INTRODUCTION :

Les modèles de simulation jouent un rôle très important dans la conception et l'évaluation des lois de commande pour des différents types d'autopilote qui contrôle les aéronefs.

Ce projet sert à avoir une expérience dans la conception d'un autopilote d'éraflure aux testes de vol actuel.

Les lois de commande ont été basées sur les théories classiques de contrôle, qui résultent d'un autopilote qui serrent comme un exemple pour des développements similaires pour les nouveaux avions et fournissent encore des références qui modernisent les méthodes de conception.

En effet, ce chapitre décrit les théories exigées dans la phase d'approche finale, avant atterrissage.

3.2 LE GUIDAGE A L'APPROCHE :

Pour maintenir des programmes de vol dans une visibilité faible et d'autres mauvaises conditions et pour sauver le carburant il devient de plus en plus nécessaire de compter sur la capacité de faire les approches automatiques mais de faire également des atterrissages et des rouler-sorties automatiques.

Pour ce là, nous allons faire une étude complète pour les modes de base utilisés dans l'autopilote, à fin d'arriver à savoir comment guider notre avion au seuil de la piste d'atterrissage.

Comme toute fonction réalisée automatiquement, le guidage à l'approche nécessite des informations d'entrée instantanées qui définissent la position de l'avion à chaque moment (centrale gyroscopique ou inertielle et l'ILS dans notre cas), des systèmes de commande et de contrôle permettant un pilotage selon des lois bien déterminées et en sécurité de l'avion (AFS, FCC, commandes de vol, ...).

3.3 LES FONCTIONS DE BASE D'UN AUTOPILOTE :

Les fonctions d'un autopilote peuvent être divisées en parties de guidage et de contrôle, ces fonctions sont définies comme suit :

□ **Guidage :**

C'est l'action de déterminer la route et la vitesse suivies par l'aéronef par rapport à des systèmes de référence.

□ **Contrôle :**

C'est le développement et l'application des forces et des moments appropriés à l'aéronef qui :

1. Stabilisent les états d'équilibre de l'aéronef en mouvement,
2. récupèrent l'états d'équilibre (point de fonctionnement) dégradés et/ou font la régulation selon les limites désirées.

La limite qui sépare ces deux modes est rarement stricte à cause des interactions fonctionnelles, opérationnelles et dans les équipements. Cela peut se partager comme suit :

la boucle de contrôle assure la stabilité et la rapidité de la réponse de l'avion par rapport aux commandes créées par la boucle de guidage. Ils doivent aussi, éliminer l'influence des perturbations extérieures comme la turbulence atmosphérique.

Comme il résulte de la séparation entre les tâches de guidage et de contrôle, la structure de l'autopilote peut être divisée en boucles intérieures et extérieures, la fonction de contrôle est réalisée par la boucle intérieure (fig-3.1), qui peut contrôler les angles de tangage et de roulis de l'avion, c.à.d : l'attitude par rapport à la terre.

Les commandes de tangage et de roulis sont actuellement créées par des boucles extérieures le long du chemin de vol désiré. (fig-3.2)

La combinaison entre des boucles de commande nécessaires à réaliser une certaine fonction de guidage ou de contrôle, est appelée le mode autopilote et il est possible de distinguer entre ces modes latéraux et longitudinaux,

Quoique les mouvements latéraux et longitudinaux de l'avion ne soient pas totalement indépendants, donc pour empêcher des mouvements latéraux qui affectent les performances d'un guidage longitudinal ou une boucle de contrôle par exemple. Il est nécessaire d'inclure quelques interconnexions latérales-longitudinales ainsi qu'une compensation de virage qui compense la diminution de la portance directe due au roulis (mouvement latéral) en

utilisant par exemple des braquages (déflexions) sur la gouverne de profondeur (Elevator) qui est un contrôle longitudinal.

3.3.1 LES MODES LONGITUDINAUX DE L'AUTOPILOTE :

3.3.1.1 Le mode PAH (Pitch Attitude Hold) :

C'est le maintien de l'assiette longitudinale (l'angle de tangage θ), Ce mode est le mode de base dans la partie longitudinale d'autopilote, il permet de contrôler (garder) l'angle de tangage en appliquant des braquages bien déterminés sur la gouverne de profondeur en cas où la valeur de cet angle actuelle est différente de celle désirée (valeur de référence).

Le mode PAH sert comme une boucle intérieure pour les modes ALH, ALS et Glide-Slope (après la mise d'un filtre dans la chaîne de θ), de même, la partie longitudinale de l'arrondi (Go-Around) est basée sur les lois de commande du PAH.

Des commandes proportionnelles et intégrales sont appliquées à l'ordre d'assurer que l'erreur statique (régime permanent) dans l'angle de tangage θ sera éliminée (aura une valeur négligeable).

Au temps que le signal d'erreur $\theta - \theta_{ref}$ ne soit pas égale à zéro, le signal provenant de l'intégrateur sera incrémenté ce qui amène à un braquage correspondant pour éliminer l'erreur.

En plus, un signal de retour dont le taux de variation de l'angle de tangage a été introduit pour compenser les oscillations à court période dues au signal de retour θ .

Le schéma fonctionnel du mode PAH est montré sur la fig 3.3 ; Une boucle pour compensation de virage sera ajoutée et quelques signaux seront limités.

Ces derniers sont obtenus en utilisant une carte électronique et des capteurs qui ne sont pas représentés dans le schéma.

3.3.1.2 Le mode ALH (Altitude Hold) :

C'est le mode de maintenir l'altitude, il est utilisé pour maintenir une altitude de référence spécifiée par le pilote, ce mode utilise le mode PAH avec un filtre additionnel (effaceur) dans la chaîne de retour θ comme une chaîne intérieure, autrement dit, le mode ALH réalise des fonctions de guidage de base pour l'autopilote des différents types d'avions.

Si l'altitude de référence diffère beaucoup de celle actuelle, le mode contrôleur fait une commutation automatique vers le mode Altitude Sélectionnée

La différence entre l'altitude de référence et l'altitude actuelle ΔH , dont $\Delta H = H_{REF} - H$ est un signal de retour à travers un amplificateur dans la

boucle intérieure et à ce moment là la boucle extérieure génère un signal de commande (signal référence) de tangage pour la chaîne intérieure.

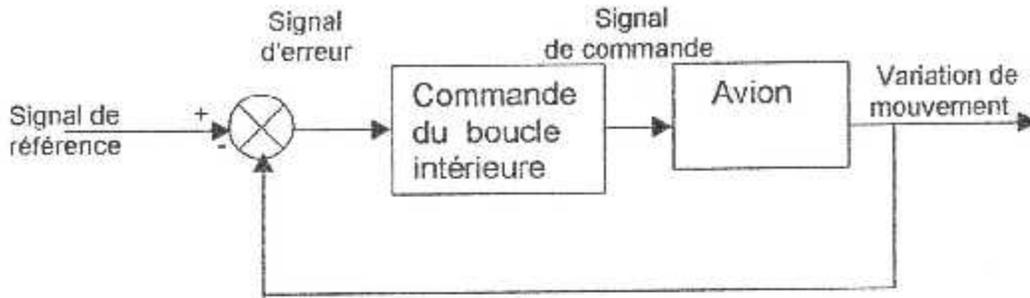


Figure 3.1 fonction de contrôle réalisé par boucle intérieure de l'autopilote

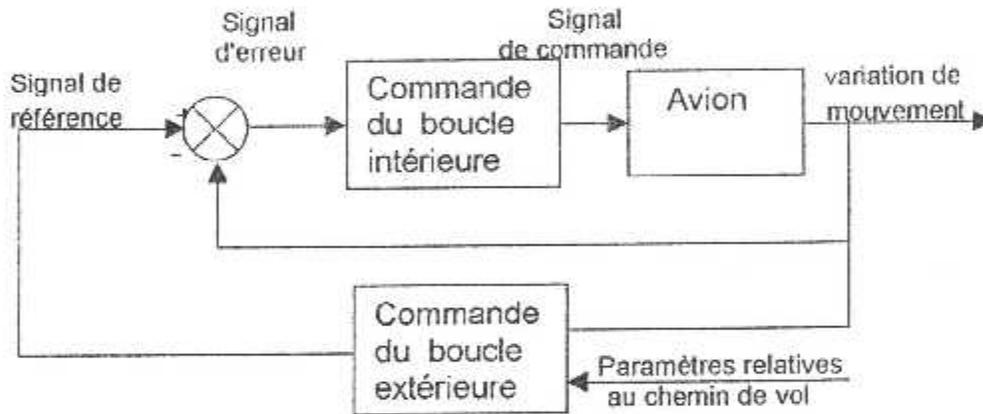


Figure 3.2 fonction de guidage réalisée par boucle extérieure de l'autopilote

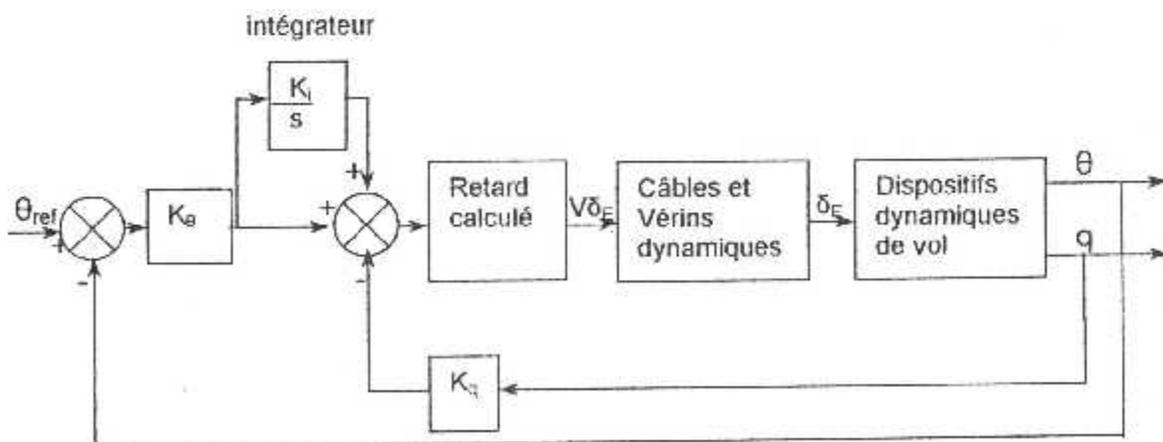


Fig 3.3 Schéma fonctionnel du mode PAH (sans compensation du virage)

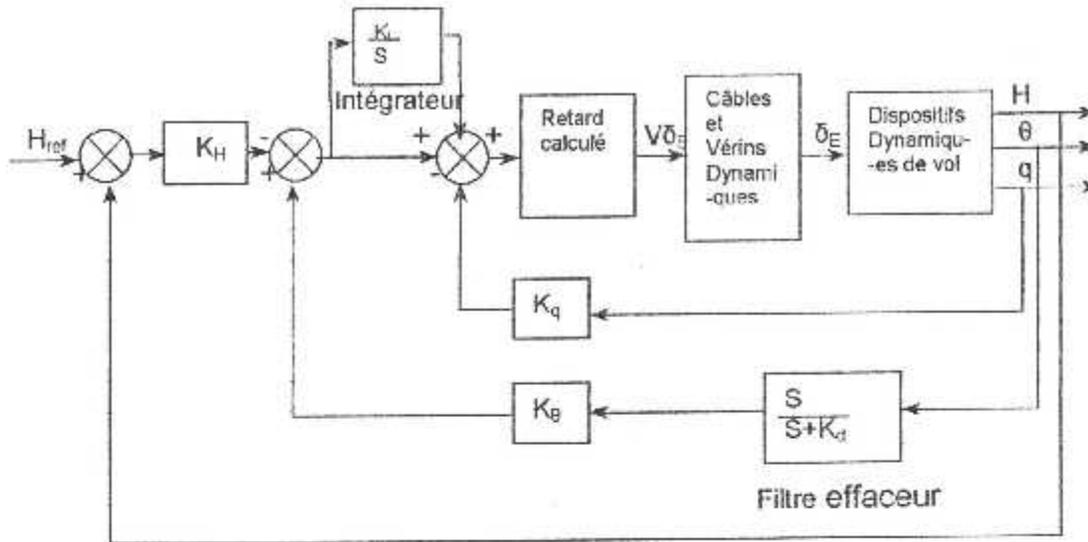


Fig 3.4 schéma fonctionnel du mode ALH (sans compensation de virage)

Le filtre effaceur dans la boucle θ est nécessaire car dès que H_{ref} est atteinte le signal θ_{ref} sera amené à zéro, considérant que la valeur actuelle de l'angle de tangage au niveau de vol diffère toujours de zéro.

Mais depuis que le signal attaquant le filtre passe-bas serait très petit si les changements dans l'angle de tangage sont nuls ou proches de zéro, la chaîne intérieure ne va pas essayer de garder encore $\theta = 0$.

Le schéma fonctionnel du mode ALH est montré sur la figure précédente, une boucle de compensation de virage sera ajoutée après.

Les signaux de retour sont obtenus par un ensemble de cartes électroniques et des capteurs qui n'ont pas été représentés dans ce schéma.

3.3.1.3 Le mode Altitude Select (ALS) :

Le mode altitude sélectionnée contrôle instantanément le taux de montée de l'avion, ce taux H' est un signal de retour à travers un filtre passe-bas vers la boucle de tangage.

Le mode PAH avec un filtre effaceur ajouté dans la chaîne θ sert comme une boucle intérieure pour le mode ALS, donc ce mode peut être considéré comme un mode de guidage.

Si le pilote choisit une certaine altitude de référence désirée, le mode contrôleur pour l'autopilote décide automatiquement quel taux de montée doit être maintenu.

Par conséquent, si la différence entre l'altitude de référence et celle actuelle a une certaine valeur, le mode ALS sera automatiquement engagé et le mode contrôleur fait une commutation de l'ALS à l'ALH ; Ainsi qu'il est essentiel que le pilote maintienne une vitesse propre suffisante par l'incrémentement de puissance des moteurs pendant la montée par ce que jamais la valeur référence de taux de montée ne peut être atteints rapidement que par cette procédure car notre système ne possède pas le mode " AUTOTROTTE " ; ou l'automanette.

Les signaux de retour sont obtenus par un ensemble de cartes électroniques et des capteurs qui n'ont pas été représentés dans ce schéma.

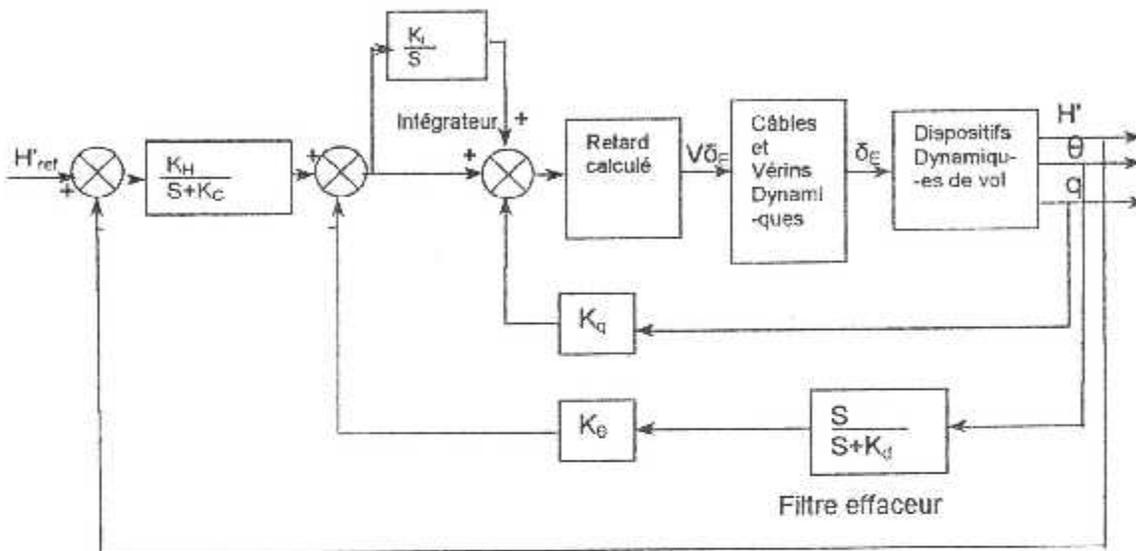


Fig 3.5 schéma fonctionnel du mode ALS

3.3.2 LA PARITE LONGITUDINALE DU MODE APPROCHE (G/S) :

Dans le mode approche, l'avion est guidé le long du plan référence de descente (glide path) et le plan d'alignement de la piste (localizer), ces deux plans de référence sont générés par des signaux radio-électriques de l'ILS et qui peuvent être détectés à bord de l'avion comme on l'avait illustré au chapitre 02 concernant la radionavigation.

Le mode Glide-Slope (G/S) est la partie longitudinale de l'approche qui amène l'avion d'un niveau de vol à la descente suivant le plan de référence G/S, rappelons que les signaux G/S sont émis par une antenne qui se trouve à 300m du seuil de la piste d'atterrissage et l'angle entre l'horizon et ce plan à une valeur nominal de 3°(de 2,5° à 3,4°).

Le mode Glide-Slope utilise comme signal de retour le signal de l'angle d'erreur ϵ_{gs} (ou Γ dans la partie de simulation) entre la ligne rejoignant l'avion

à l'émetteur G/S et le plan de référence de ce dernier (voir le modèle de radionavigation ILS).

Le taux de variation estimé de cette erreur est aussi obtenu par l'emploi d'un filtre différentiateur $\frac{S}{S+1}$ pour le signal de retour, ce qui aide à réduire les oscillations (dépassement à deux signes) quand l'avion capte les signaux G/S et ce filtre est engagé dès que l'autopilote sera en fonctionnement ça pour assurer que la transition pendant les premières secondes, après l'engagement, n'affectent pas les performances du mode G/S.

Le filtre fournit aussi une bonne approximation du temps dérivatif actuel à cause de sa petite différence de phase.

Chacune de ϵ_{gs} et la distance entre avion-émetteur et le glide path : d_{gs} , sont mesurés positivement si l'avion vole au-dessus du plan référence G/S.

Il y a deux phases différentes pendant l'approche selon le mode Glide-Slope :

1. Glide-Slope armé :

Cette phase est engagée dès que le mode approche serait sélectionné par le pilote, le mode longitudinal d'autopilote gardé par l'avion avant sélectionner le mode approche est toujours ALH, qui sera maintenu jusqu'à ce que l'avion ait atteint le plan de référence G/S.

2. Glide-Slope couplé :

Cette phase est initialisée dès que l'avion passe à la première fois par le plan référence G/S. dans cette phase les lois de commande annulent toutes les tâche de guidage longitudinal de l'autopilote.

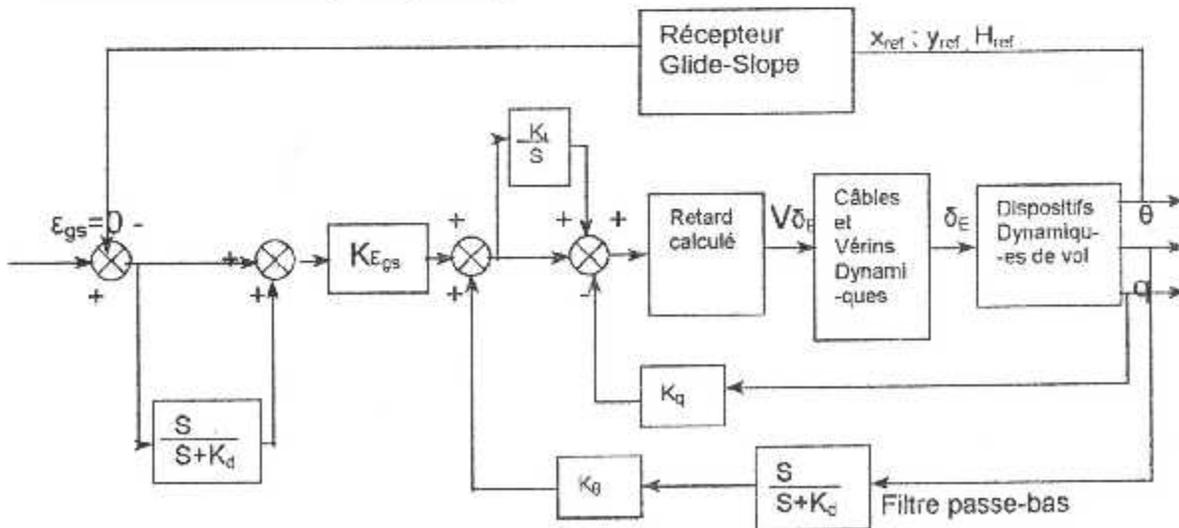


Fig 3.6 : schéma fonctionnel de mode Glide-Slope couplé

Le schéma fonctionnel du mode G/S couplé est montré sur la figure 3.6, notons que les signaux de retour θ et q où : $q = \frac{d\theta}{dt}$, sont mesurés à l'aide d'une carte électronique et des capteurs (centrale gyroscopique) qui n'ont pas été représentés sur ce schéma.

Le signal provenant du récepteur G/S dépend instantanément de la position géographique de l'avion par rapport à la piste et cette position a été interprétée par un signal de retour représentant les coordonnées x_{ref} , y_{ref} et la hauteur H_{ref} au niveau du récepteur G/S, donc par calcul on aura ϵ_{gs} .

De plus, le gain $K\epsilon_{gs}$ est réduit quand l'avion se rapproche de seuil de la piste à l'ordre de compenser l'augmentation de la sensibilité dans la mesure du signal ϵ_{gs} le plus étroit si l'avion vole respectant le glide path, l'angle ϵ_{gs} la plus large provient par une ligne référence d_{gs} constante, lorsque cet effet soit comparable avec l'augmentation du $K\epsilon_{gs}$, il peut être compensé par l'augmentation de ce dernier, si ce gain reste constant le système sera instable, ainsi que la distance de l'émetteur est réduite à une certaine valeur limite.

Pour quelques pistes, il est possible de calculer la distance par rapport au seuil en utilisant l'information élaborée par le système DME, mais en général, cette information doit être obtenue par différentes manières.

Pour notre cas d'autopilote, il n'est pas possible d'utiliser cette information pour des raisons de limitation matérielle (HARDWARE), donc la distance sera calculée comme une fonction de l'altitude en gardant une approximation suffisante et si la déviation par rapport au glide path est très petite :

$$R \approx \frac{H_{ref}}{\sin|\gamma_{gs}|} = \sqrt{H_{ref}^2 + R_{gs}^2} \quad \text{Où :}$$

- R : est la distance en trois dimensions à l'émetteur,
- H_{ref} : est l'altitude relative,
- γ_{gs} : est l'assiette longitudinale que doit maintenir l'avion pendant sa descente selon le glide path,
- R_{gs} est la distance terre à l'émetteur G/S (inconnue),

Il est commode pratiquement d'utiliser le radio-altimètre pour déterminer H_{ref} pour des raisons de classification du gain. Pour cet avion, nous avons utilisé l'altitude pression par rapport au niveau de la mer ceci fonctionne aussi longtemps que l'altitude de tous les terrains d'aviation appropriés sont disponibles dans un certain genre de base de données dans le Flight Control computer ou le Flight Management computer.

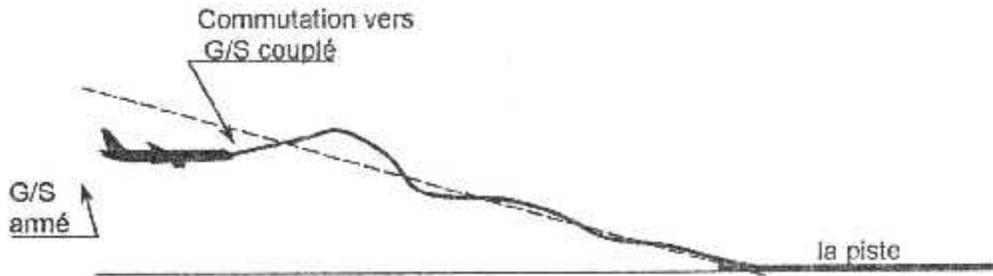


figure 3.7 la réponse de l'avion si la phase couplée est engagée trop tôt

Le mode contrôleur prend en charge la commutation du mode armé au mode couplé et il va évaluer constamment le critère qui détermine si l'avion vole vers le plan de référence à la première fois, ce qui amène à des petites oscillations dans l'angle d'erreur ϵ_{gs} .

La réponse désirée de l'avion est plus rapide que celle montrée sur la figure 3.7 qui sera due si le mode couplé est commuté plutôt.

Le filtre différentiateur du mode Glide-Slope couplé aide aussi à achever une transition satisfaisante à partir du mode Glide-Slope armé.

3.3.3 La partie longitudinale de l'Arrondi (Go-Around) :

Elle permet d'annuler l'approche, en utilisant les deux boucles : longitudinale et latérale, par conséquent, elle est classée comme une phase spéciale du mode PAH et en utilisant quelques incréments par étapes contrôlés logiquement au niveau de l'angle de tangage environ 10° . Le pilote doit manuellement mettre les moteurs en pleine puissance ; Notons que cette opération est très dangereuse, si le pilote ne garde pas une puissance maximale l'avion risque de se décrocher, pour cette raison ce mode devra être effectué avec des nombreuses mesures de sécurité.

3.3.4 LES MODES LATÉRAUX DE L'AUTOPILOTE :

3.3.4.1 Le mode RAH (Roll Attitude Hold avec Turn-Coordinator) :

Ou maintenir l'attitude en roulis ϕ , c'est le mode latéral de base pour l'autopilote et sa fonction est utilisée comme boucle intérieure pour les autres modes latéraux, mais il est possible d'utiliser ce mode séparément pour un contrôle instantané d'angle de roulis en utilisant les entrées du manche (Flight by wire control).

La déviation entre l'angle de roulis actuelle et désirée, est un signal de retour exploité par le système qui contrôle des ailerons via une commande

proportionnelle intégrale, dont l'intégrateur assure que l'angle de roulis désiré serait actuellement atteint en éliminant l'erreur du régime permanent.

Les boucles du mode RAH sont équipées par un coordinateur de virage, ce dernier réalise les deux fonctions :

- Supprimer l'angle de dérapage en appliquant des braquages sur la gouverne de direction (Rudder) et les ailerons,
 - Supprimer le lacet inversé (induit par le roulis) quand on fait un virage par un braquage des ailerons.
1. Dans un virage coordonné, il est nécessaire d'appliquer chacun des braquages : sur le Rudder et l'ailerons qui doivent avoir des sens opposés en dépendent de la vitesse air V_p (TAS) et de taux de lacet ou de roulis en utilisant les modèles linéarisés de l'avion pour des différentes valeurs.

Les relations du coordinateur de virage sont ajoutées aux commandes de base concernant l'angle de roulis φ en utilisant des coefficients dépendent de la vitesse : d_{arr} et d_{rr} , qui sont multipliés par le taux de lacet pour déterminer la correction du coordinateur de virage aux niveaux des braquage ailerons et Rudder : δ_a δ_r .

2. La suppression du lacet induit par le roulis est basée sur la relation suivante, qui est seulement valide en coordination de virage :

$$r = \frac{g}{v} \sin \varphi$$

Si le taux de lacet est assez petit que $\frac{g}{v} \sin \varphi$, le virage n'est pas évidemment coordonné et il est nécessaire d'appliquer un braquage large du gouverne de direction, sinon ($r > \frac{g}{v} \sin \varphi$) l'avion fait un mouvement de rotation sur lacet assez rapide et un petit braquage suffit. Alors le facteur $\frac{g}{v} \sin \varphi$ a été considéré comme un signal de retour pour la boucle de direction via le coefficient K_r .

Le braquage résultant est égal à la somme du braquage nécessaire pour l'accord de boucle de contrôle actuelle en mode RAH et celui qui est nécessaire pour maintenir une valeur nulle d'angle de dérapage, ce dernier est déterminé par la somme de dérapage qui élimine le dérapage et l'autre de la correction pour supprimer le lacet induit.

La figure 3.8 montre le schéma fonctionnel du mode RAH avec le coordinateur de virage. Les signaux de retour sont obtenus de la même manière que les modes précédents,

3.3.4.2 Le mode HH / HS (Heading Hold / Heading Select) :

Ou maintenir un cap / sélectionner un cap, ce mode est utilisé pour maintenir ou prendre un certain cap par l'aéronef, il utilise l'angle d'azimut comme signal de retour, la différence entre le cap désiré et le cap actuel détermine le module de l'angle de roulis nécessaire pour effectuer un virage amenant l'avion au cap désiré.

Remarquons qu'à partir des lois de commande, il n'y a pas une différence entre les modes HH et HS, tous les deux utilisent la boucle de contrôle RAH avec coordinateur de virage comme boucle intérieure, donc on peut dire que le mode HH réalise une tâche de guidage latérale.

La figure 3.9 montre le schéma fonctionnel du mode HH les signaux de retour sont obtenus de la même manière que les modes précédents (cartes électroniques et capteurs).

3.3.5 LA PARTIE LATÉRALE DU MODE APPROCHE (LOC) :

Dans ce mode, l'autopilote utilise le signal localiser du système ILS pour guider l'avion à la ligne centrale de la piste d'atterrissage (l'intersection entre le plan de référence de ces signaux et la piste).

Le mode localiser (LOC) utilise comme signal de retour l'angle Γ_{loc} entre la ligne rejoignant l'avion à l'émetteur LOC et le plan de référence de ce dernier.

Pendant les vols d'essai, ce signal contient assez de bruit que l'on estime d'avoir l'angle Γ_{loc} par une comparaison entre le cap de l'avion avec le cap de la piste (QFU).

Une combinaison d'angle d'erreur estimé et l'autre mesuré a été utilisée comme un signal de retour à l'ordre d'obtenir un comportement satisfaisant en dépit du bruit tout en maintenant assez de robustesse pour expliquer le vent latéral. Cette amélioration ne sera pas prise en considération ici.

Il y a deux phases dans le guidage d'approche latérale :

1- Localizer armé :

Dans cette phase l'autopilote subsiste en utilisant le mode de contrôle latéral de l'avion (habituellement le mode HH) jusqu'à ce que l'avion vienne assez près du plan de référence loc.

Exactement quand la phase localizer couplé est engagé par le taux de

variation de l'angle Γ_{loc} dans les commutateurs de critères

2- Localizer couplé :

Cette phase est engagée si Γ_{loc} et Γ'_{loc} satisfont au critère de commutation suivant :

$$K_{\Gamma'_{loc}} \cdot \Gamma_{loc} + \Gamma'_{loc} > 0 \quad \text{et} \quad \Gamma_{loc} < 0$$

ou :

$$K_{\Gamma'_{loc}} \cdot \Gamma_{loc} + \Gamma_{loc} < 0 \quad \text{et} \quad \Gamma_{loc} > 0$$

où :

Γ_{loc} est positif si l'avion vole à côté droit du plan référence localizer, tant que le cap est vers la piste. Il y a deux critères car il est possible d'approcher de loc à partir des deux côtés.

Dans notre cas d'autopilote, le temps écoulé par le signal Γ_{loc} est approximé avec un filtre différentiateur : $\frac{S}{S+1}$. Ce filtre fonctionne dès que l'autopilote est engagé, et ayant (le filtre) un angle de déphasage très petit, donc il va, tout à fait bien, approximer le temps écoulé.

Sans le signal de retour Γ_{loc} , l'avion a tendance de voler vers le plan de référence loc plus rapide que possible, en négligeant le souhait de faire une interception lisse de la ligne centrale. Ce là a été illustré dans la figure 3.10.

Il y a une relation fixe entre la distance latérale à la ligne centrée d_{loc} , l'angle Γ_{loc} , et la distance à l'émetteur LOC. Si l'avion s'approche de la piste la dernière distance diminue.

Si d_{loc} est maintenue constante durant la réduite de R_{loc} , l'angle Γ_{loc} va s'accroître. Ce qui fait accroître aussi la sensibilité du mode LOC ce qui entraîne l'instabilité du mode contrôle quand l'avion viendrait trop près de la piste.

Idem pour le mode G/S, ce problème a été résolu par la réduction du gain $K_{\Gamma_{loc}}$ comme une fonction de paramètre :

$$\frac{H_{ref}}{\sin(|\gamma_{gs}| + \epsilon_{gs})} + x_{loc} \quad (\approx \sqrt{R_{loc}^2 + H_{ref}^2})$$

Ce qui est approximativement, égal à la distance tridimensionnelle de l'avion à l'émetteur LOC.

H_{ref} : est l'altitude de l'avion au-dessus du champ,

x_{loc} : est la distance entre le seuil de la piste et l'émetteur LOC,

γ_{gs} : est l'angle nominal du plan Glide-Slope,

ϵ_{gs} : est l'angle d'erreur entre la ligne rejoignant l'avion par l'émetteur G/S et la ligne de référence Glide-Slope.

Les signaux de retour sont obtenus par un ensemble de cartes électroniques et des capteurs qui n'ont pas été représentés dans ce schéma.

Notons que les signaux provenant du récepteur LOC dépendent instantanément de la position géographique de l'avion par rapport à la piste ce qui est montré dans la figure 3.11 : la position a été interprétée comme un signal de retour fournissant les coordonnées : x_{ref} , y_{ref} , et H_{ref} .

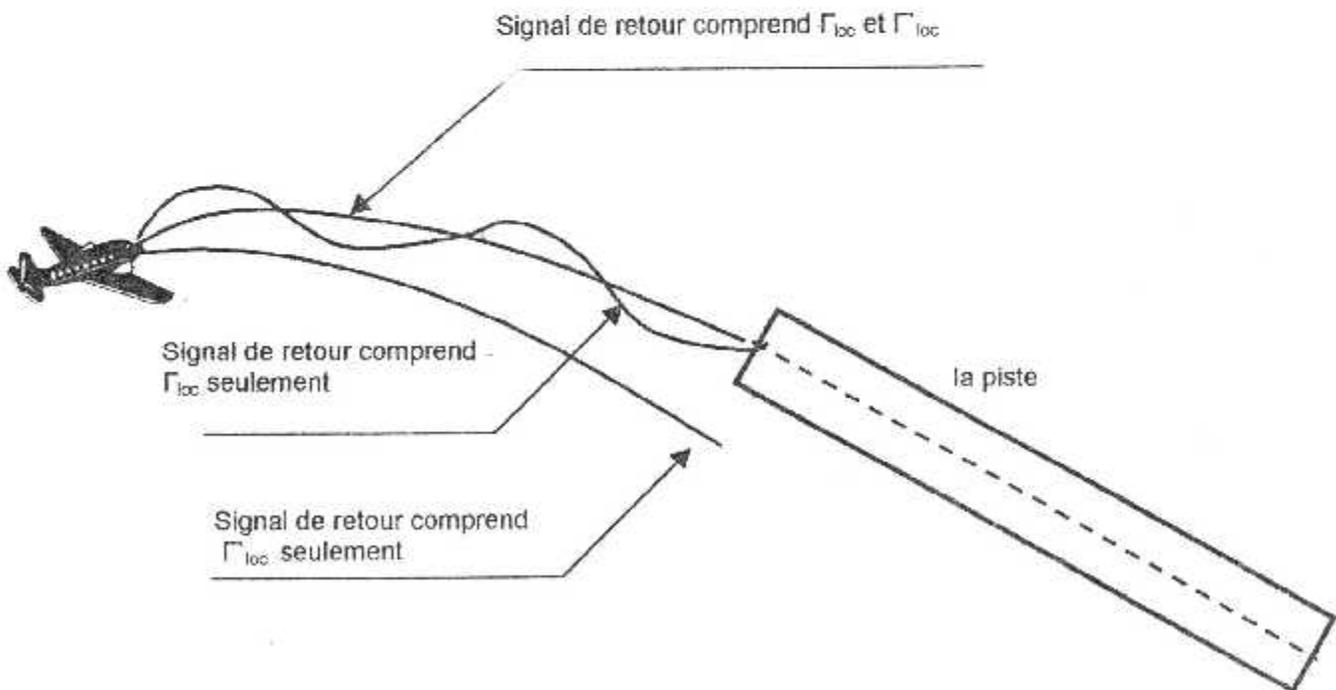


Figure 3.10

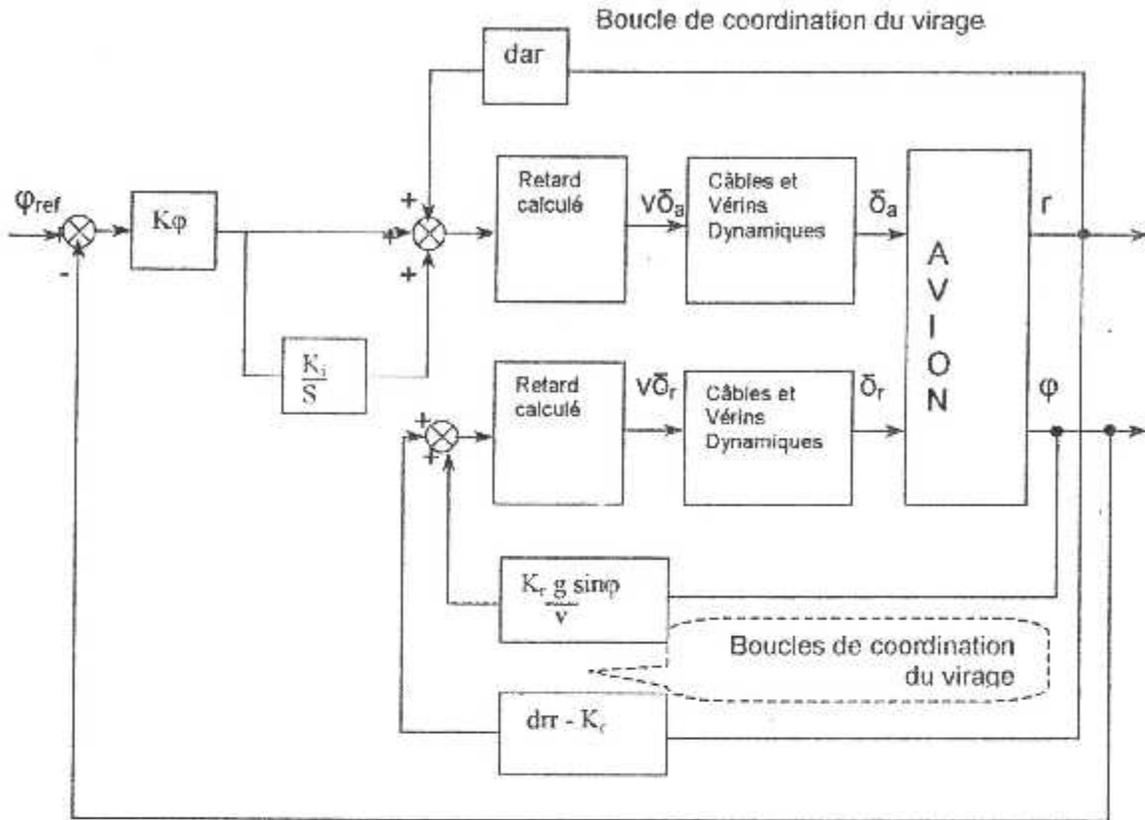


Figure 3.8 : Schéma fonctionnel du mode RAH avec coordination du virage

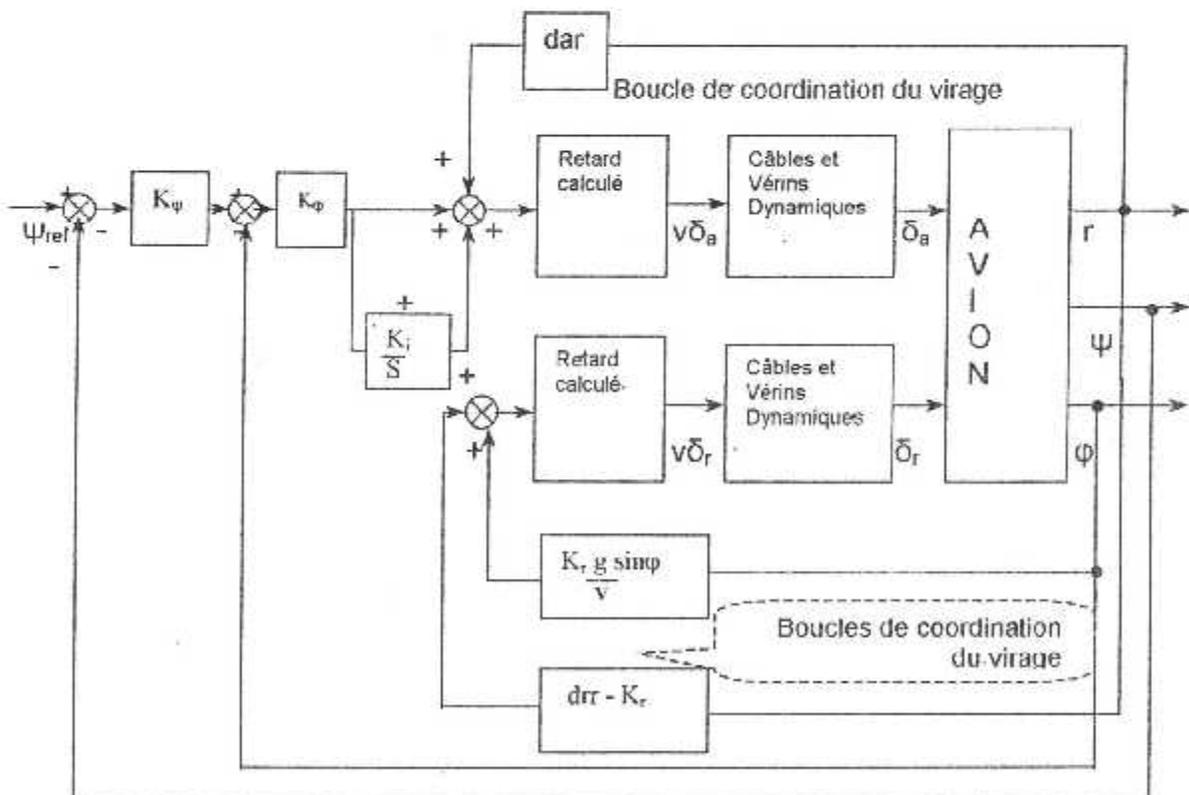


Figure 3.9 : Schéma fonctionnel du mode HH / HS avec coordination du virage

3.3.6 Le mode NAV-VOR(VOR Navigation) :

Dans le mode navigation (NAV), l'avion est guidé sur le long d'une radiale VOR, qui est sélectionnée par le pilote. En se basant sur cette hypothèse, l'angle d'erreur VOR entre une radiale VOR désirée et la radiale sur laquelle l'avion vole actuellement,

Ce signal est un signal de retour. En principe, le mode NAV fonctionne d'une façon similaire à celle d'un guidage LOC.

La structure de contrôle n'est pas appropriée à la navigation de VOR à cause des petites valeurs de Γ_{VOR} pour des distances larges par rapport aux stations VOR.

Le cap Ψ est utilisé comme un signal de retour dans le cas du taux de changement du Γ_{VOR} , par ce qu'à des distances vastes, l'angle Γ_{VOR} est très petit pour obtenir une valeur précise pour le temps écoulé correspondant.

La combinaison du Γ_{VOR} et Ψ en mode NAV a un effet similaire à celle du mode LOC entre Γ_{loc} et Γ_{loc} , pour créer une bonne interception d'une radiale.

juste comme les modes d'approche, le mode NAV a deux phases différentes:

1- Navigation armée :

Cette phase est engagée dès que le mode NAV serait engagé, le mode latéral de l'autopilote auquel l'avion volait avant que le pilote sélectionne le mode NAV.

Alors que le mode HH est toujours maintenu jusqu'à ce que l'avion vole sur le long du radial choisie et le mode contrôleur fait automatiquement une commutation vers NAV couplé.

2- Navigation couplée :

Cette phase est engagée si l'avion passe par la radiale VOR de référence à la première fois ($\Gamma_{VOR} = 0$).

Le mode NAV couplée amène l'avion à tourner vers la radiale choisie et suivre sa ligne de référence.

Les lois de commande de ce mode utilise le mode RAH avec coordinateur de virage comme une boucle intérieure.

Le signal Γ_{VOR} passe par un filtre effaceur qui élimine les hautes fréquences.

Dans le cas où le signal Γ_{VOR} , le cap ψ serait couplé en arrière, en réalité, cette boucle est équivalente à celle extérieure du mode HH/HS, mais elle contient un filtre ajouté (effaceur), pour faire le possible de crabe le long du radiale VOR en cas d'une composante de vents latéral.

3.3.7 La partie latérale de l'Arrondi :

La partie latérale du mode Arrondi, qui est active si le pilote veut annuler l'approche ; elle est un cas, effectivement, spécial du mode RAH ; Elle utilise la structure de mode RAH pour maintenir un angle de roulis nul.

3.4 LA COMPENSATION DU VIRAGE :

3.4.1 Introduction :

La considération que les mouvements longitudinaux et latéraux d'un avion sont indépendants, est légèrement valide en cas où cet avion fait un angle de roulis différent de zéro, par ce que la force de portance va diminuer si le pilote n'applique pas un braquage approprié de la gouverne de profondeur.

Ainsi que l'avion est équipé par un mode de contrôle ALH, il est nécessaire, pour cette raison, de compenser à l'ordre d'obtenir une réaction rapide à la tendance de perte d'altitude.

La compensation en mode PAH s'est également avéré et utile afin d'obtenir un virage plus doux par l'avion.

En plus, pour cette compensation de perte de portance en roulis, une correction du taux de tangage est aussi nécessaire.

3.4.2 La correction du taux de tangage en roulis :

Si l'avion fait un virage avec un angle de roulis et un taux de lacet r , et en cas où le taux de tangage soit q , l'équipement gyroscopique accordé va mesurer une valeur $q_{tot} = q + r \cdot \cos(\varphi)$, comme il est illustré dans la figure 11.13 ; Ω est la vitesse angulaire selon l'axe Z_v .

La composante ajoutée $r \cdot \cos(\varphi)$ ne devra pas être un signal de retour au niveau de la boucle de q dans les modes longitudinaux de l'autopilote par ce qu'il n'y pas une utilité si on active des mouvements longitudinaux de l'avion.

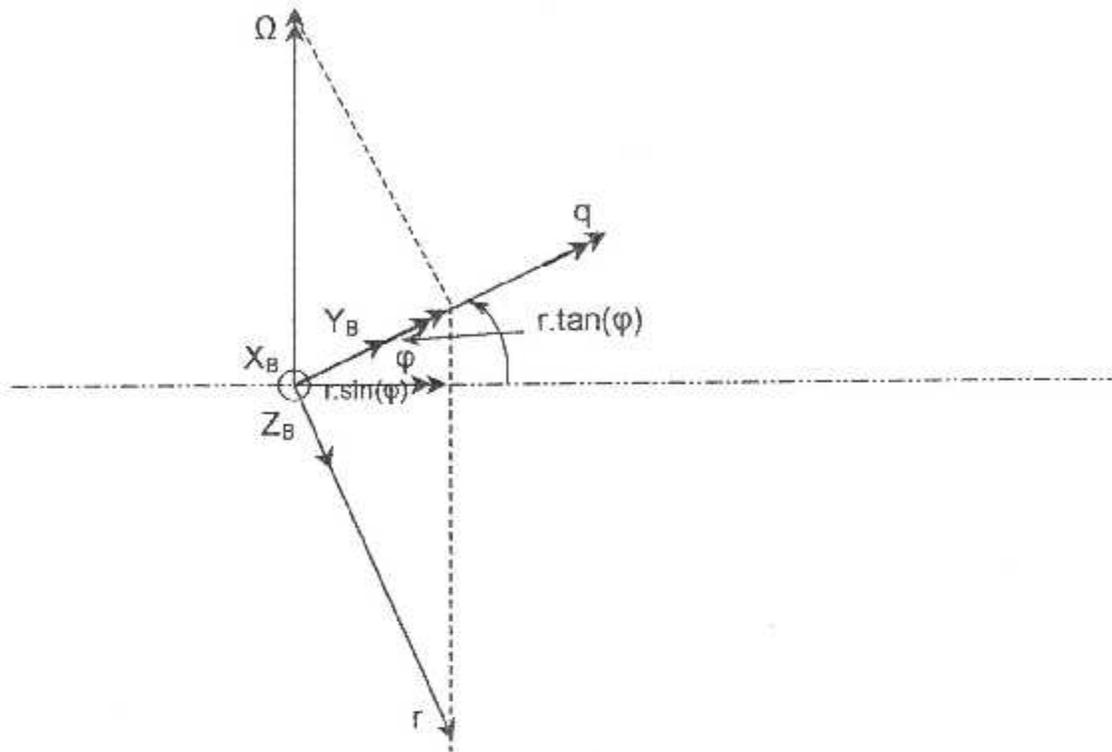


Figure 3.13 : la contribution de $r.tan(\varphi)$ au taux de tangage pour $\varphi \neq 0$

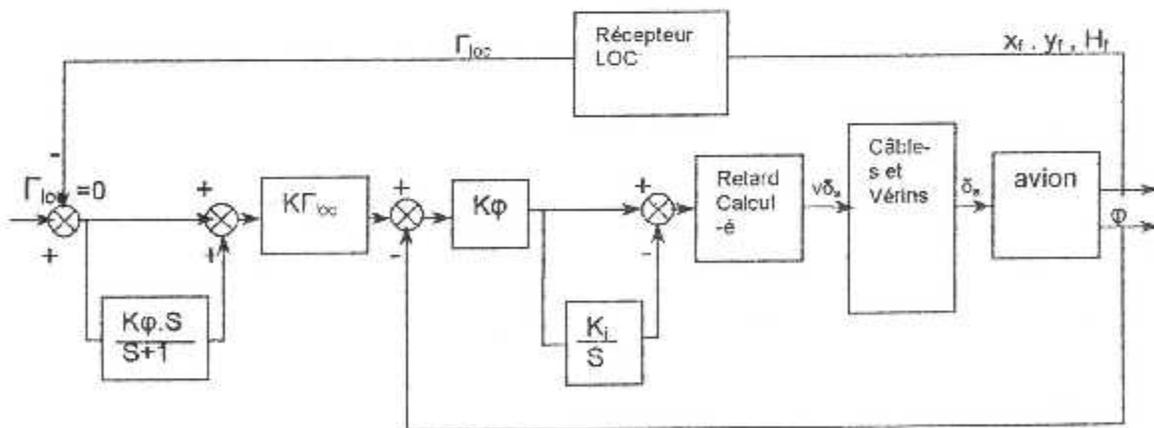


Figure 3.11: schéma fonctionnel du mode Localizer (sans coordination de virage).

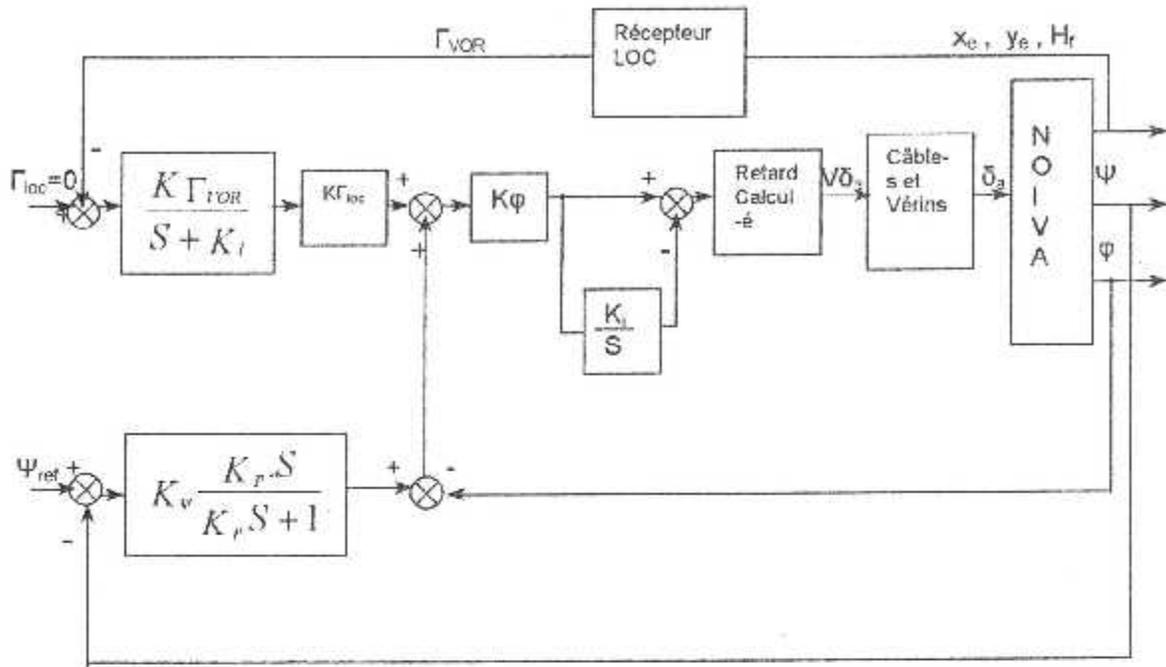


Figure 3.12 : Schéma fonctionnel du mode NAV-VOR (sans coordination de virage).

3.4.3 la correction de perte de portance en roulis :

Pour un angle de roulis différent de zéro ($\varphi \neq 0$), la force de portance dans la direction de Z_v augmente, comme il apparut sur la figure 11.14. dans les condition d'un vol stationnaire, symétrique et horizontal, la portance est égale au poids total de l'avion W .

Si l'avion fait un angle de roulis φ , la portance total doit être augmentée à $L + \Delta L$ pour maintenir sa composante selon l'axe Z_v égale au poids W de la même figure on peut déduire :

$$\begin{aligned}
 L' &= L \cos(\varphi) \\
 L - L' &= L (1 - \cos(\varphi)) \\
 \Delta L \cdot \cos(\varphi) &= L (1 - \cos(\varphi))
 \end{aligned}$$

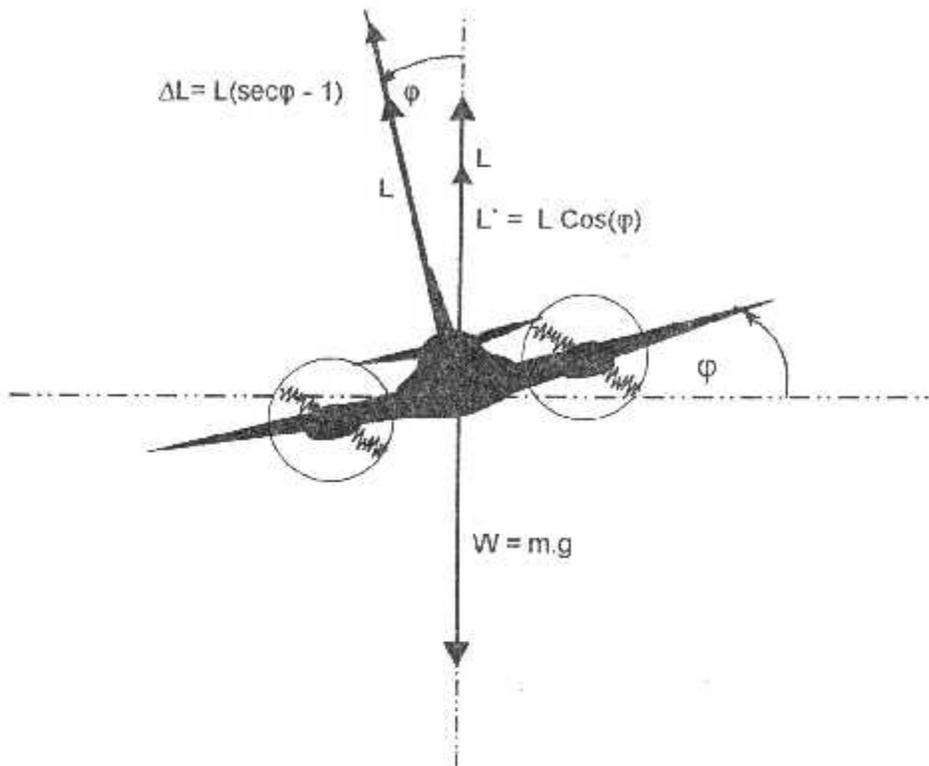


Figure 3.14 : La perte de portance pour un angle de roulis φ

Donc :

$$\Delta L = L \left(\frac{1}{\cos(\varphi)} - 1 \right) = L (\sec(\varphi) - 1).$$

Pour compenser cette diminution de portance, une contribution négative d'un braquage de gouverne de profondeur est nécessaire, cette contribution aboutit au début d'une autre diminution de la force de portance

3.4.4 La compensation totale d'un virage :

Il est inconvenient d'exprimer la compensation de la diminution de portance en terme d'une correction de q , se qui facilite la combinaison de cette compensation avec une correction de $r \cdot \tan(\varphi)$. Alors la correction totale pour obtenir un taux de tangage q exigé à partir de la valeur mesurée q_{tot} devient:

$$q = q_{tot} - (r \cdot \tan(\varphi) + K_{tc} (\sec(\varphi) - 1))$$

Ou :

$K_{tc} = K_{tc}^* / K_q$; la valeur du gain K_q a été obtenue en utilisant les méthodes

3.5.1 Limitations au niveau des modes longitudinaux :

Dans le mode PAH et les boucles intérieures des modes : ALH, ALS, G-A, G/S, les limitations suivantes sont nécessaires :

- L'angle de tangage référence θ_{ref} doit être limité par une valeur maximale selon le tableau 3.1 avec une petite marge de sécurité pour s'assurer que l'autopilote ne vas pas s'arrêter.
- La différence d'angle de tangage (l'erreur) $\theta_{ref}-\theta$ doit être limitée pour s'assure que le taux de tangage q est engendré par deux valeurs : haute et basse selon le tableau 3.1:

Ces limites ont été définies en examinant les réponses de q par rapport à des blocs larges et formés par des commandes de tangage en mode PAH.

- Le signal de sortie provenant du bloc intégrateur doit être limité à l'ordre d'éviter un remontage d'intégrateur. Sans telle limitation, il est possible que le signal de sortie provenant du bloc intégrateur devienne supérieur que le braquage maximum et faisable de la gouverne de profondeur

Sans un limiteur anti-remontage (anti-windup), il peut prendre longtemps avant que l'intégrateur soit chargé, ce qui dégrade les performances de l'autopilote.

3.5.2 Limitations au niveau des modes latéraux :

Dans le mode RAH et la boucle intérieur des modes : HH, LOC et NAV les limitations suivantes étaient nécessaires :

- L'angle de référence a été limité à l'ordre d'éviter les pertes excessives de la force de portance et des valeurs extrêmes du facteur de charge en virage. Ainsi, la limitation d'angle de roulis donne la possibilité de faire des virages sans augmenter la puissance des moteurs avec l'exception de le faire à des basses vitesses.

Les limites considérées en pratique sont plus étroites et strictes que l'angle de roulis selon la tableau 3.1

- La différence $\phi - \phi_{ref}$ doit être limitée à l'ordre de subsister le taux de roulis p dans la marge indiquée par la table 3.1, ces limites ont été définies de la même manière que θ , mais par rapport au mode RAH.

- Le signal de sortie provenant du bloc intégrateur doit être limité à l'ordre d'éviter le remontage d'intégrateur. La valeur de la sortie doit être suffisamment large pour supprimer l'influence des moteurs sur le mouvement latéral de l'avion.

signal	Limite inférieure	Limite supérieure
θ	-10 [deg]	+20 [deg]
φ	-45 [deg]	+45 [deg]
p	-12 [deg.s ⁻¹]	+12 [deg.s ⁻¹]
q	-12 [deg.s ⁻¹]	+12 [deg.s ⁻¹]
r	-12 [deg.s ⁻¹]	+12 [deg.s ⁻¹]

Tableau 3.1 limites de signaux utilisés par le mode contrôleur.

Signal	Limite inférieure	Limite supérieure
θ_{ref}	-8°	+18°
$\theta_{ref} - \theta$	-2 v	+2 v
Sortie de l'intégrateur PAH	-10 v	+10 v
φ_{ref}	-30°	+30°
$\varphi_{ref} - \varphi$	-3.75 v	+3.75 v
Sortie de l'intégrateur RAH	-1 v	+1 v

Tableau 3.2 limiteurs de signal des boucles PAH et RAH.

CHAPITRE : 04

L'ETUDE EN
SIMULATION

4.1 Introduction :

Comme nous l'avons dit, les modèles de simulation jouent un rôle très important dans la conception et l'évaluation des lois de commande pour des différents types d'autopilote qui contrôle des avions. Notre but maintenant est la simulation d'un ensemble de fonctions de transfert désignées à contrôler l'avion JET-Transport durant son approche : guidage VOR et ILS (Flight control J. ROSCAM).

Ces fonctions sont établies par le constructeur, mais à des gains non calculés, ainsi qu'elles dépendent de la vitesse d'approche, les distances séparant l'avion et les émetteurs (R_{loc} , $R_{g/s}$):

4.2 ANALYSE ET CALCUL

4.2.1 Guidage Glide-Slope :

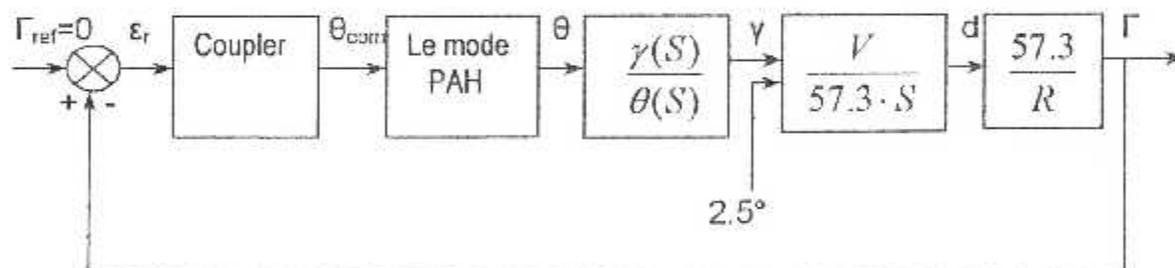


Figure 4. 1 : schéma fonctionnel du mode G/S couplé

$$\frac{\theta(s)}{\theta_{com}(s)} = \frac{46.5(s + 0.59)}{(s + 0.5)(s + 5.5)(s^2 + 5.4s + 11.4)} \dots\dots\dots 4.e1$$

$$\frac{\theta_{com}(s)}{\epsilon_r} = 10Kc(1 + \frac{0.10}{s})(\frac{s + 0.5}{s + 5}) \dots\dots\dots 4.e2$$

$$\frac{\gamma(s)}{\theta(s)} = -\frac{0.0288(s + 5.04)(s - 4)}{(s + 0.585)} \dots\dots\dots 4.e3$$

après la simplification voir la figure 4. 2 :

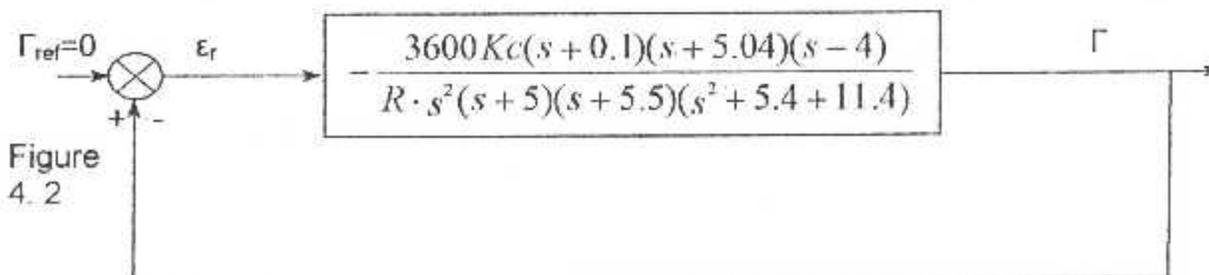


Figure 4. 2

Si on prend R=1200ft, on aura la fonction de transfère :

$$G(s) = \frac{-3 s^3 - 3.42 s^2 + 60.17 s + 6.048}{s^6 + 15.9 s^5 + 95.6 s^4 + 268.2 s^3 + 313.5 s^2} \dots\dots\dots 4.e4$$

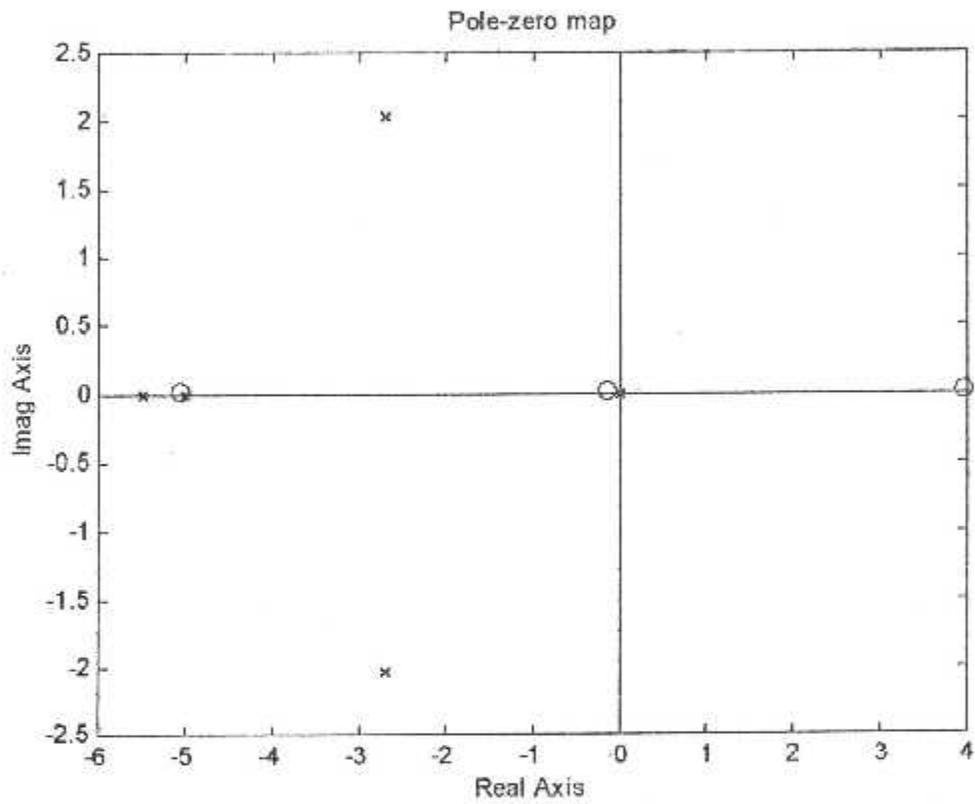


Figure 4.3 : les pôles et les zéros pour la fonction G(s).
 (x : pôle, o : zéro).

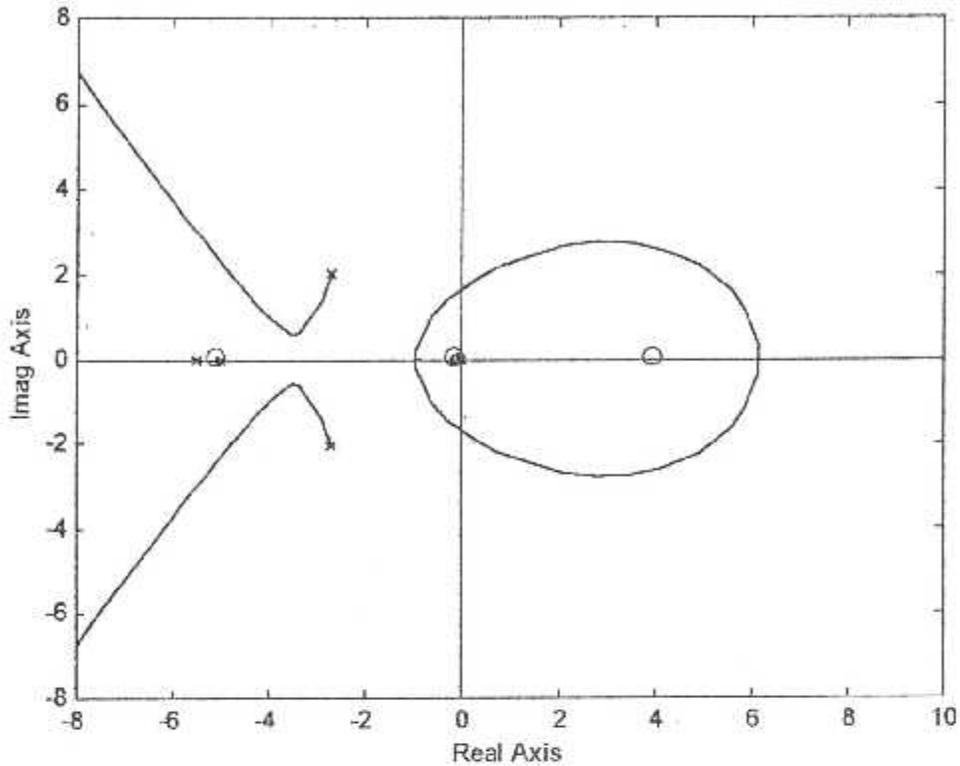


Figure 4.4 : les lieux d'EVANS pour la fonction G(s) en boucle fermée.

D'après la représentation des lieux d'EVANS l'intersection avec l'axe des imaginaires est : $s = j\omega = j1.8$; donc, si :

$$G(s) = Kc \frac{\prod_i (s + z_i)}{\prod_i (s + p_i)}, \text{ alors}$$

$$Kc = \frac{\prod_i |s + p_i|}{\prod_i |s + z_i|} \text{ à } s = j1.8$$

$$Kc = |-4.4142 + 2.8036i| \approx 5.2295$$

On remarque bien, qu'à partir du lieu $s = j1.8$, le système va être instable, donc la valeur critique de Kc sera obtenue de ce lieu (par le calcul précédant).

Si on donne à K une valeur supérieure à celle critique, la simulation sue SIMULINK montre bien que le système soit en état oscillatoire non amortie, et si ce dépassement est grand, nous perdons l'instabilité (la sortie aura une oscillation à terme exponentiel tend à l'infini).

Il reste le cas où le K_c varie entre 1 et K_c , là on joue sur les performances du système (temps de réponse, la période de l'oscillation, son facteur d'amortissement... etc.).

On prend $k_c = 5$ et on vérifie la stabilité avec le critère de NYQUIST ainsi, le diagramme BLACK-NICHOLS. (voire fig.....).

- La valeur de K_c sera injectée dès maintenant dans le programme.

On remarque bien que les fonctions de transfère ont des gains dépendants de la vitesse (Localizer et NAV-VOR) et de la distance oblique par rapport à l'émetteur.

Les lieux d 'EVANS montrent bien qu'il y ait des lieux d'instabilité en se rapprochant des émetteurs(distance maximale critique).

INTERPRETATIONS :

Si on tient compte de ces distances, on va les limiter par des valeurs maximales, le reste est de jouer sur le gain en boucle ouverte : K_c ; ce dernier va donc caractériser la distance maximale avant le désengagement de la tâche correspondante ou autrement dit, le distance maximale de guidage (minimiser la distance par rapport aux émetteurs).

Par analyse, les gains calculés vont au améliorer la distance $R_{G/S}$ à 1000 ft, et rappelons que l'émetteur G/S se trouve après l'entrée de la piste, ce qui assure un guidage de descente assez long d'où le début du Flare en pleine sécurité.

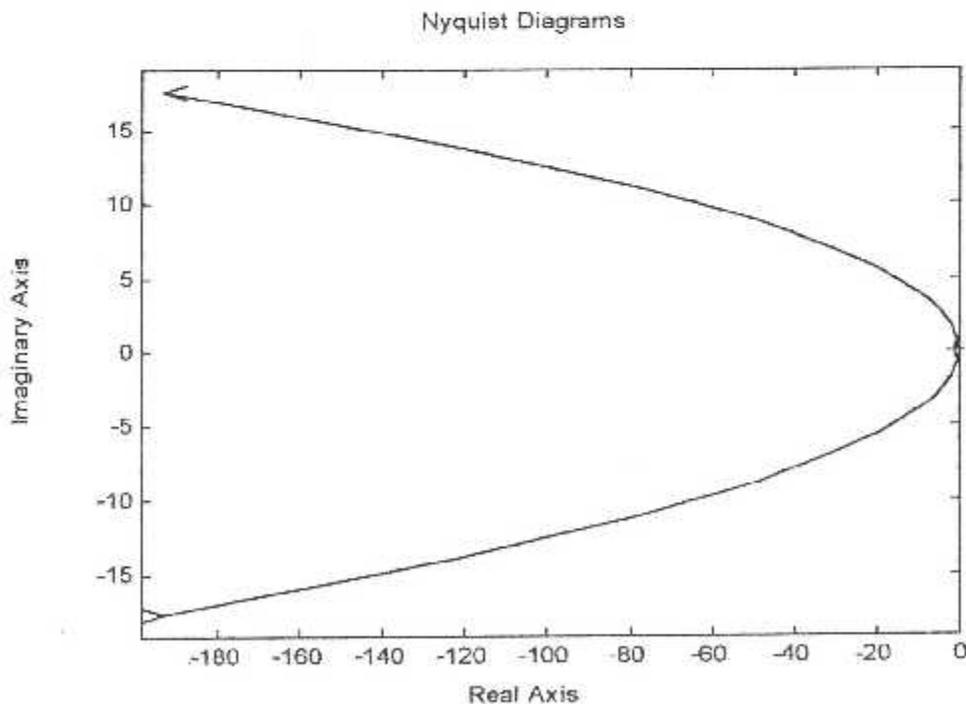


Figure 4.5 : la représentation de NYQUIST pour la fonction de transfère $G(s)$.

Cette représentation (figure 4.5) est obtenue en utilisant le gain critique de $G(s)$, l'application directe du critère simplifié (règle de révers) indique la stabilité du système : la courbe passe à droite par rapport au point critique.

On peut aussi discuter le comportement de $G(s)$ en utilisant le diagramme de BLACK-NICHOLS (voir la figure 4.6).

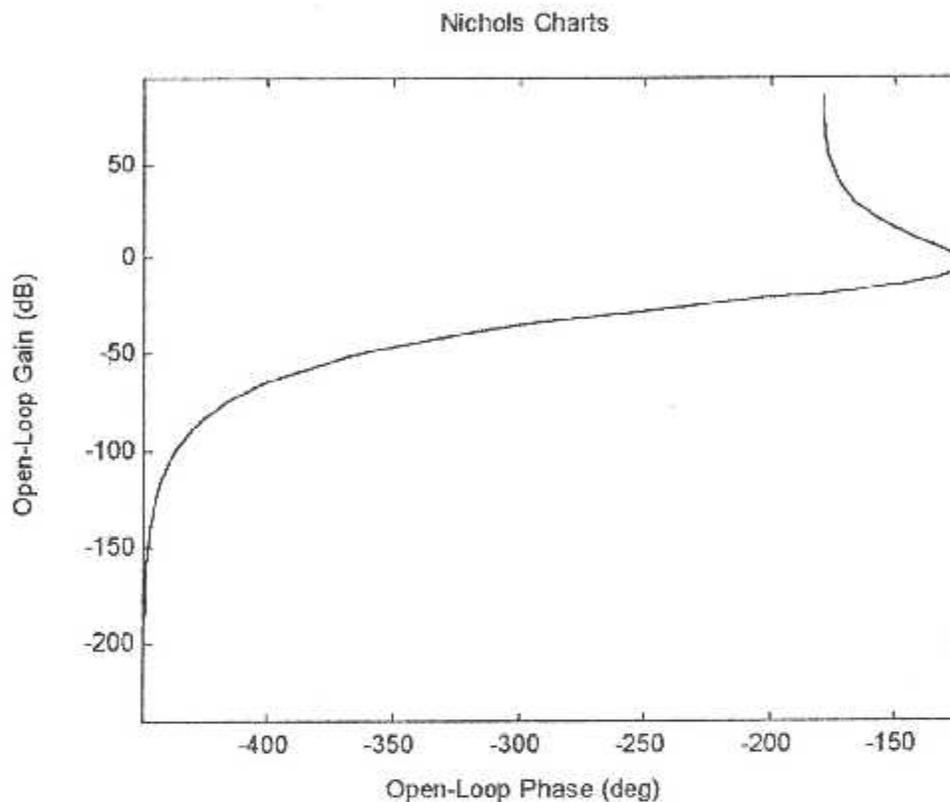


Figure 4.6 : diagramme de BLACK-NICHOLS pour la fonction $G(s)$.

D'après la figure 4. 6, on constate clairement que le gain en boucle ouverte de $G(s)$ -en dB- est égal à zéro si et seulement si la phase de $G(s)$ soit égale à 125° , donc on est loin du point critique (0 dB, 180°).

4.2.2 Guidage Localizer :

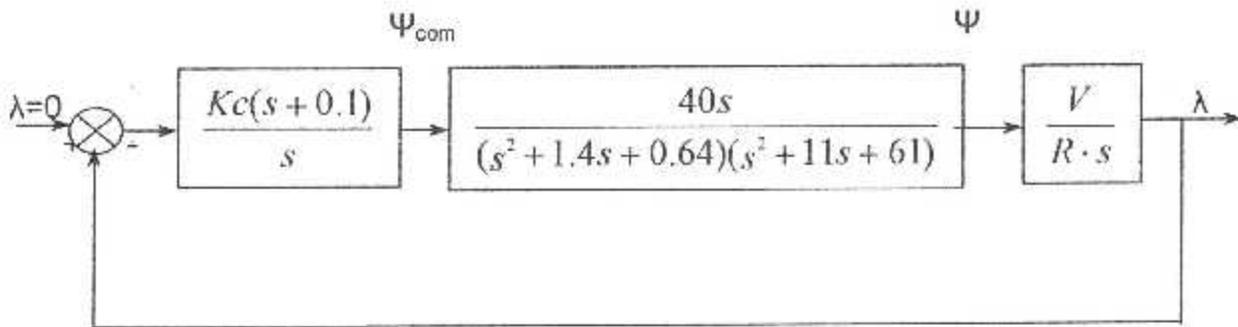


Figure 4.7 : schéma fonctionnel du mode LOC couplé

Avec la même méthode, en tenant compte une vitesse d'approche $V=180$ ft/s et $R=9000$ ft on trace les lieux d'EVANS pour la fonction simplifiée :

$$L(s) = \frac{40 s^2 + 4 s}{s^8 + 12.14 s^5 + 74.18 s^4 + 76.58 s^3 + 39.04 s^2} \dots\dots\dots 4.e5$$

D'après la représentation des lieux d'EVANS (voir figure 4.9) l'intersection avec l'axe des imaginaires est : $j\omega = j2.8$ donc, si :

$$L(s) = Kc \frac{\prod (s + z_i)}{\prod (s + p_i)}, \text{ alors}$$

$$Kc = \frac{\prod |s + p_i|}{\prod |s + z_i|} \text{ à } s = j2.8$$

$$Kc = |-11.9649 - 1.7291i| = 12.08$$

Aussi, on remarque bien, qu'à partir du lieu $s=j2.8$, le système va être instable, donc la valeur critique de Kc sera obtenue de ce lieu (par le calcul précédent).

Si on donne à Kc une valeur supérieure à celle critique, la simulation sur SIMULINK montre bien que le système soit en état oscillatoire non amortie, et si ce dépassement est grand, nous perdons l'instabilité (la sortie aura une oscillation à terme exponentiel tend à l'infini).

Il reste le cas où le Kc varie entre 1 et Kc , là on joue sur les performances du système (temps de réponse, la période de l'oscillation, son facteur d'amortissement... etc.).
On prend $kc=10$ et on vérifie la stabilité avec le critère de NYQUIST ainsi, le diagramme de et BLACK-NICHOLS :

La figure 4.10 (représentation de NYQUIST pour la fonction L(s)) montre que sa courbe correspondante passe à droite du point critique (0,-1) ce qui garantie la stabilité pour la valeur de K utilisée.

Ainsi, le digramme de BLACK-NICHOLS (figure 4.11) donne la phase du L(s) au même point qui correspond à l'abscisse est 0 dB la phase est égale à 160°, donc le système est stable.

INTERPRETATIONS :

Idem pour le guidage LOC, on a minimiser la distance R_{loc} à 9000 ft, ce qui garantie le même guidage à l'intérieur maximal de la piste (aide à l'alignement en mode Flare, en cas d'atterrissage forcé,... etc.).

4.2.3 Guidage VOR :

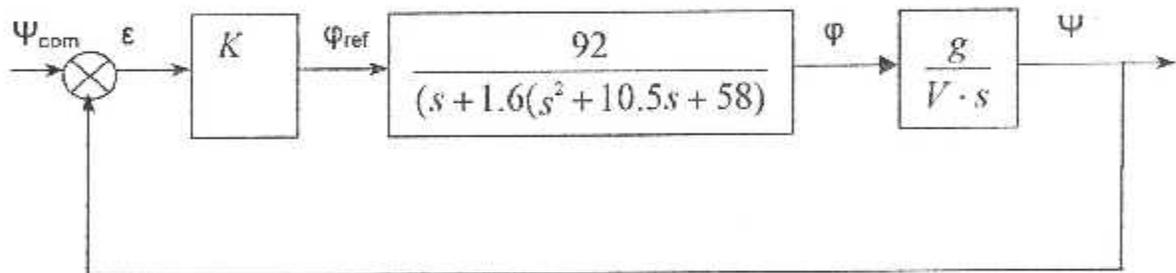


Figure 4.12 : fonction de transfère H(s) pour le mode NAV-VOR

De la même manière du Glide et Localizer, on peut calculer K, on trouvera pour la fonction simplifiée

$$H(s) = \frac{14.72}{s^4 + 12.1 s^3 + 74.8 s^2 + 92.8 s} \dots\dots\dots 4.e6$$

K=4

INTERPRETATIONS :

Pour le guidage VOR (remarquons qui il est similaire au guidage LOC), est très stable malgré sa dépendance de R, mais à cause de son utilité en navigation lui laisse un facteur de gain constant et ne touche pas la stabilité du système.

Donc on a établi des coefficients gains satisfaisants aux marges de gain et de phase, c'est à dire : une stabilité maximale avec des temps de réponse minimaux.

- La valeur de K_c sera injectée dès maintenant dans le programme.

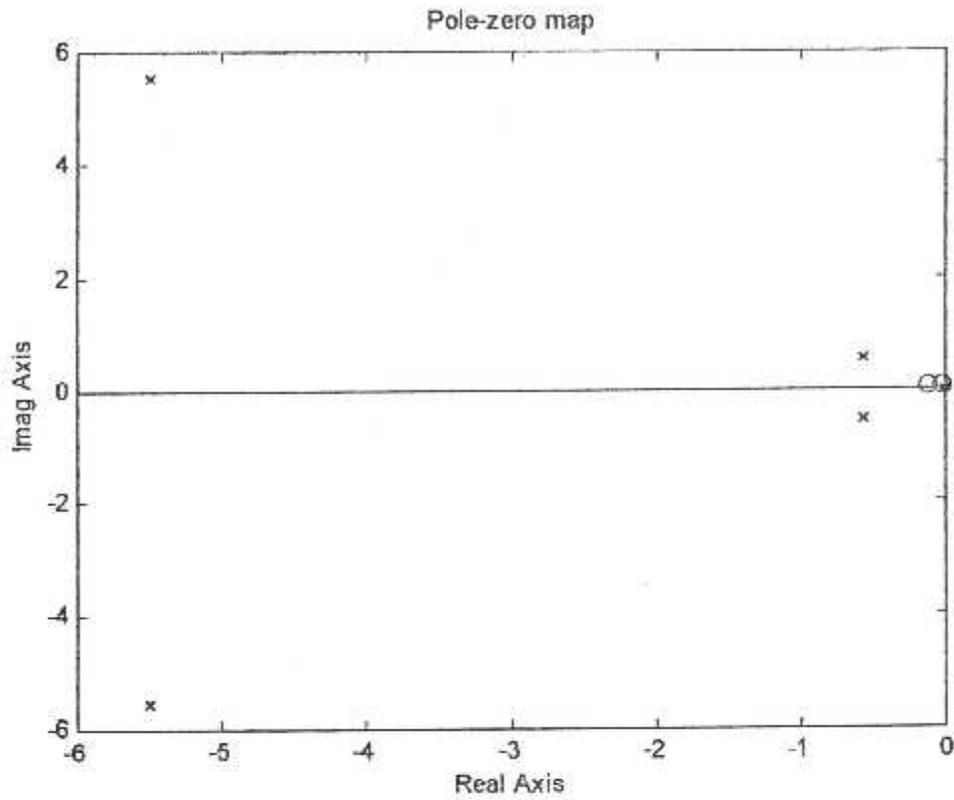


Figure 4.8 : les pôles et les zéros pour la fonction $L(s)$.
(x : pôle, o : zéro).

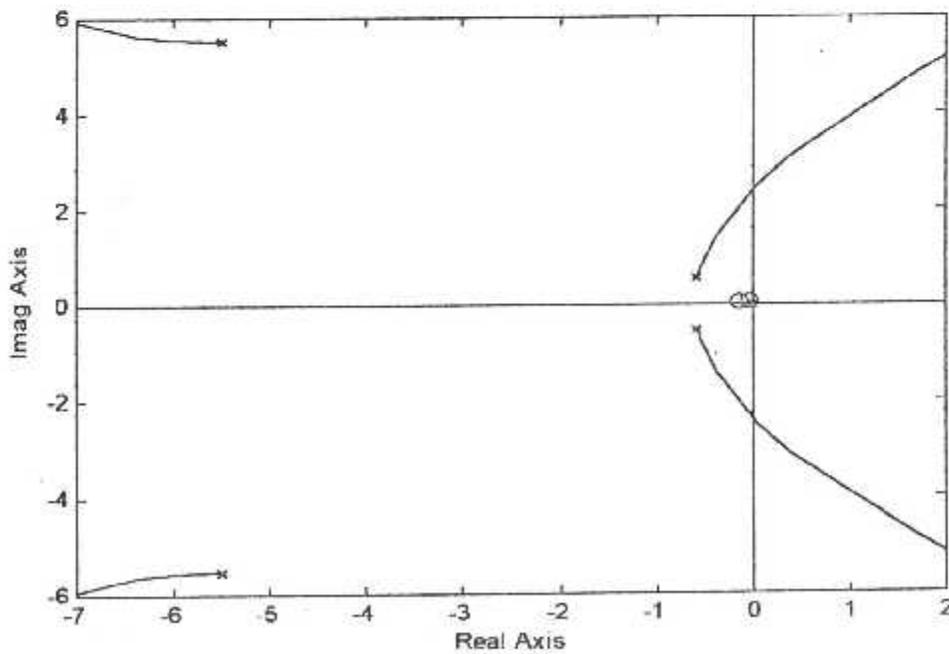


Figure 4.9 : les lieux d'EVANS pour la fonction $L(s)$ en boucle fermée

Nyquist Diagrams

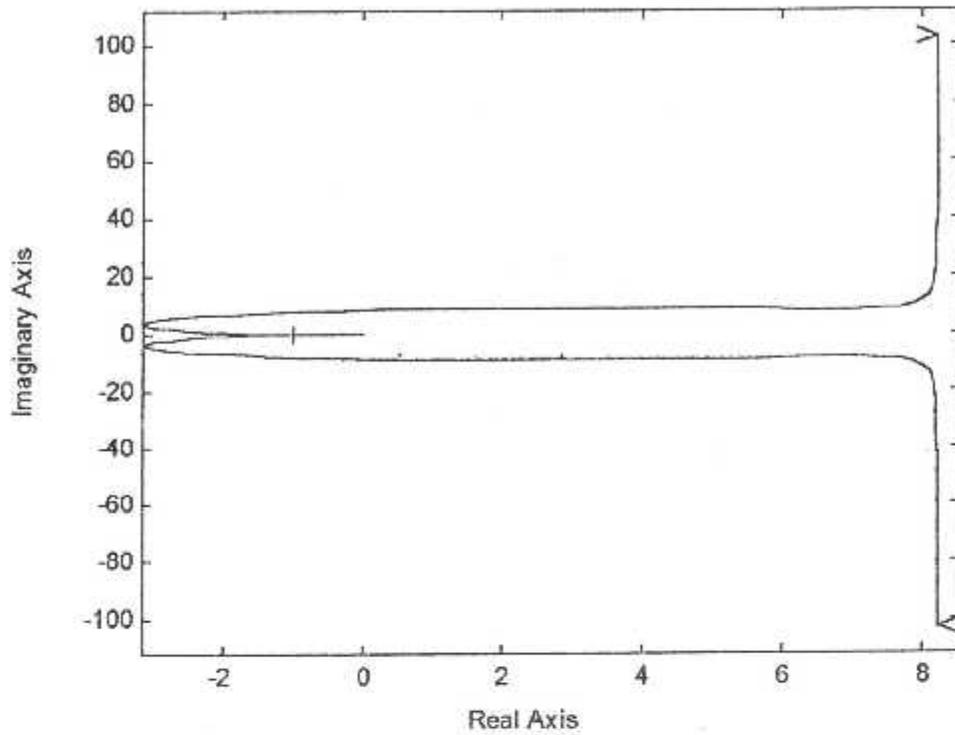


Figure 4.10 : représentation de NYQUIST pour la fonction $L(s)$

Nichols Charts

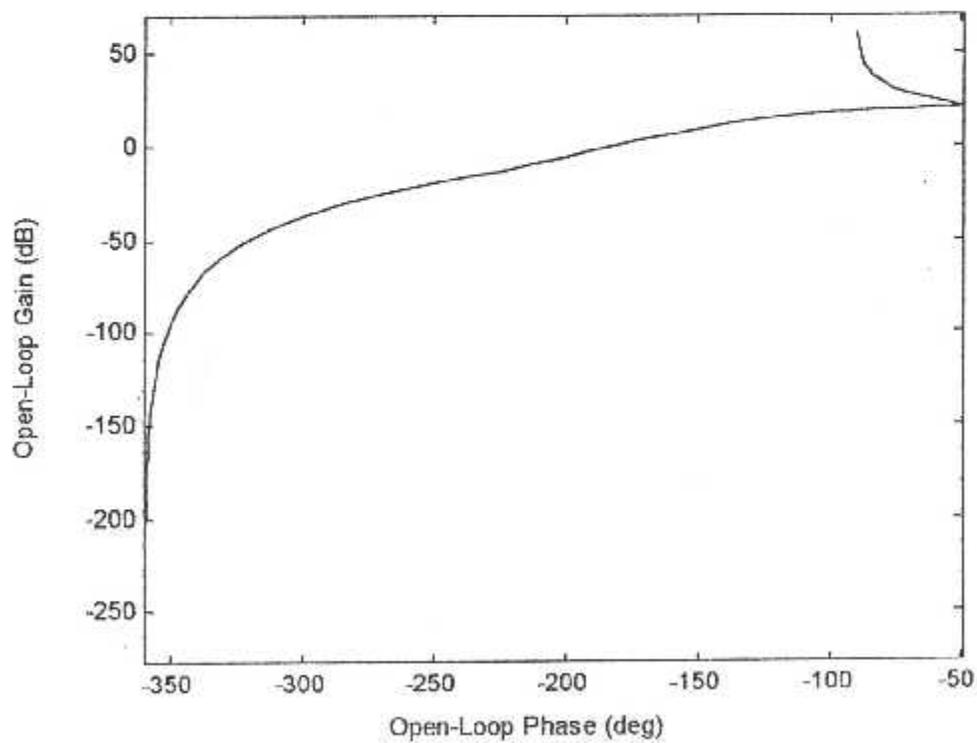


Figure 4.11 : diagramme de BLACK-NICHOLS pour la fonction $L(s)$.

4.3 SIMULATION ET VISUALISATION AVEC SIMULINK :

Par l'injection des fonctions de transfères et les gains, les schémas fonctionnels sur le logiciel de simulation SIMULINK (voir les figures correspondantes page 79 : le Glide, page 80 : le Localizer, page 81 : NAV-VOR) on a obtenu la visualisation de chaque réponse (sortie).

❖ Sur le Glide/Slope :

1. Le système est en repos : il n'y a pas de signal d'erreur.
2. Si on donne à la sortie une valeur initiale (écart de l'avion par rapport au plan de descente égale à 0.5°), la sortie prend une oscillation à courte période et bien amortie avec un temps de réponse égale à $t_r = 7s$. (figure 4.13)
3. Si on utilise dans la chaîne de retour un correcteur PID ($p=1, I=0, d=1$: dérivée), on éliminera l'oscillation et le temps de réponse sera $t_r = 4.5s$. (figure 4.14).

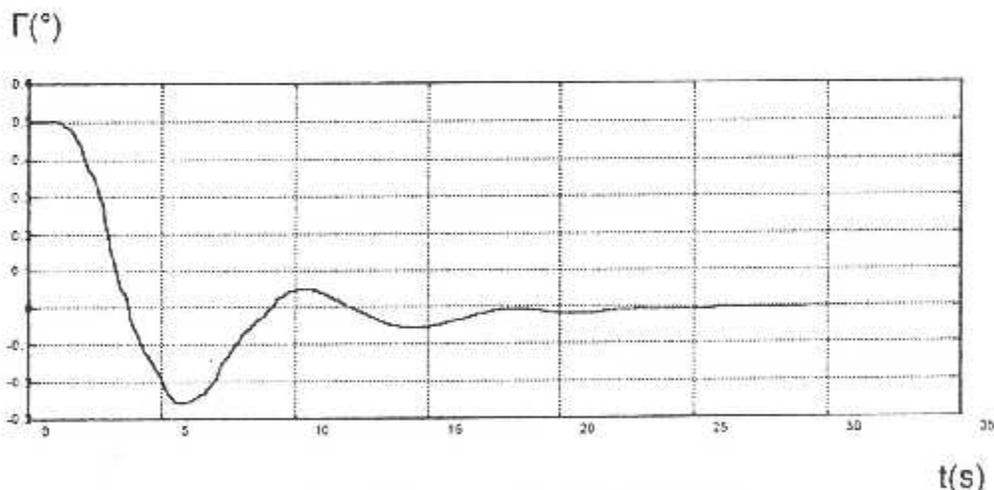


figure 4.13 réponse du système G/S avec un écart initial de 0.5°

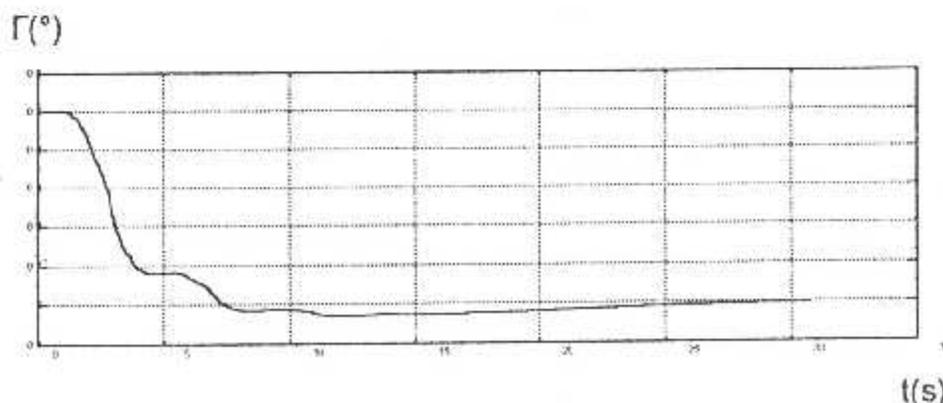


figure 4.14 réponse du système G/S avec un écart initial de 0.5° et la correction PID

❖ Sur le Localizer :

1. Le système est en repos : il n'y a pas de signal d'erreur.
2. Si on donne à la sortie une valeur initiale (écart de l'avion par rapport au plan d'alignement égale à 7° , la sortie prend une oscillation à longue période et bien amortie avec un temps de réponse égale à $t_r = 3s$, avec une très petite erreur. (figure 4.15)
3. Si on utilise dans la chaîne directe un correcteur PID ($p=1, I=3, d=0$: intégrale), et dans la chaîne de retour un correcteur PID ($p=1, I=0, d=3$: dérivée), on éliminera l'oscillation ainsi que l'erreur statique et le temps de réponse sera $t_r = 2.5s$. (figure 4.16)

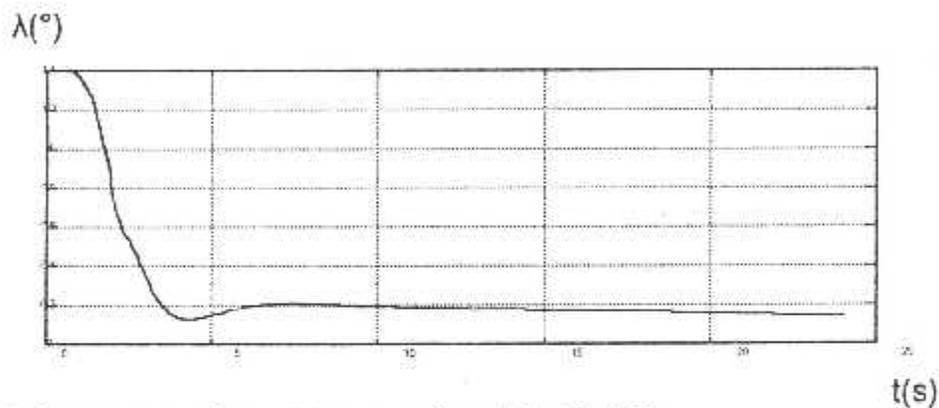


figure 4.15 réponse du système LOC avec un écart initial de 1.5°

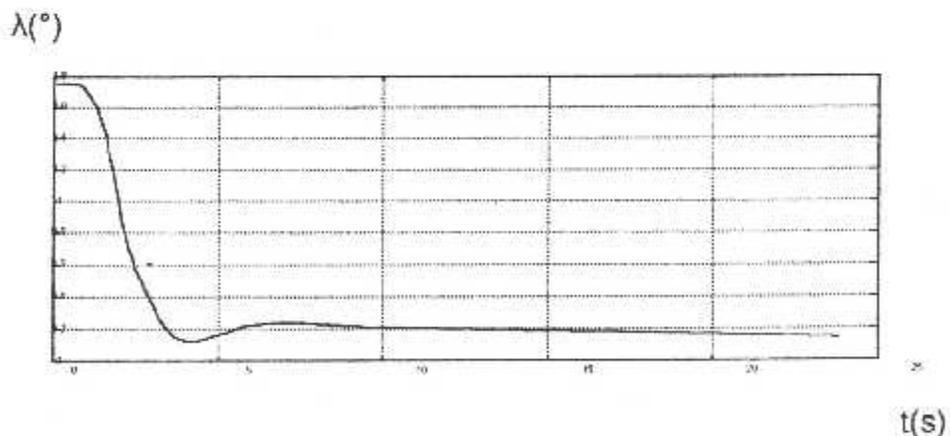


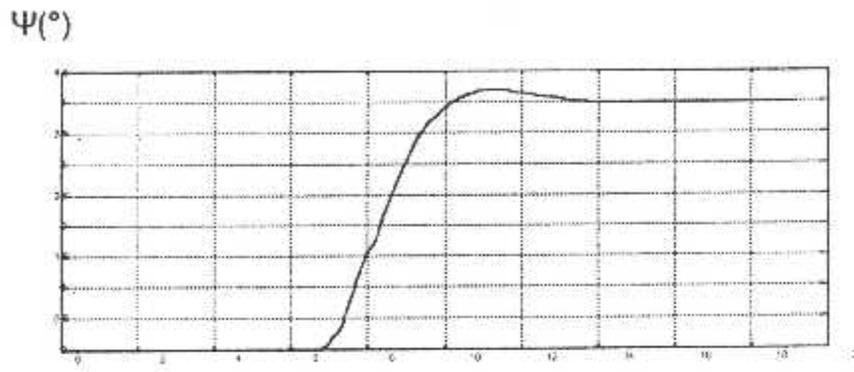
Figure 4.16 réponse du système LOC avec un écart initial de 1.5° et un correcteur PID.

❖ Sur le NAV-VOR :

1. Si on donne au système une valeur désirée de 4° , il converge de zéro à 4° avec une petite oscillation amortie à fin de se stabilisée précisément à 4° . (figure 4.17)

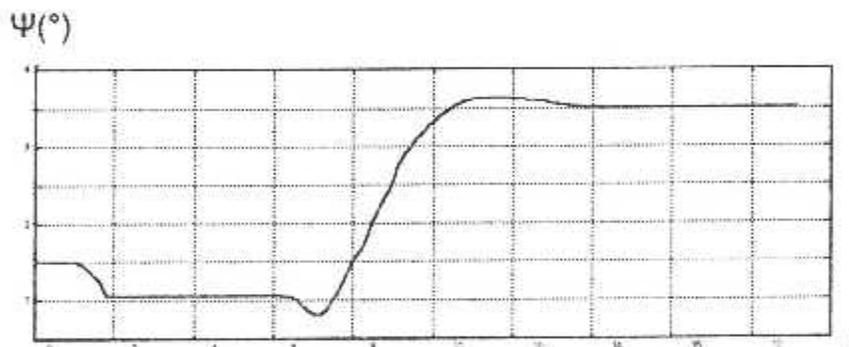
2. Si on donne à notre système une radiale initiale de 2° et on choisit la radiale désirée à 4° , il va y converger avec un temps de réponse égale à $t_r = 4.8s$. ((figure 4.18).

3. Si on introduit dans la chaîne directe un correcteur PID($p=4, I=0, d=4$: dérivée), l'oscillation sera bien éliminée et le temps de réponse sera amélioré à $2.5s$. (figure 4.19)



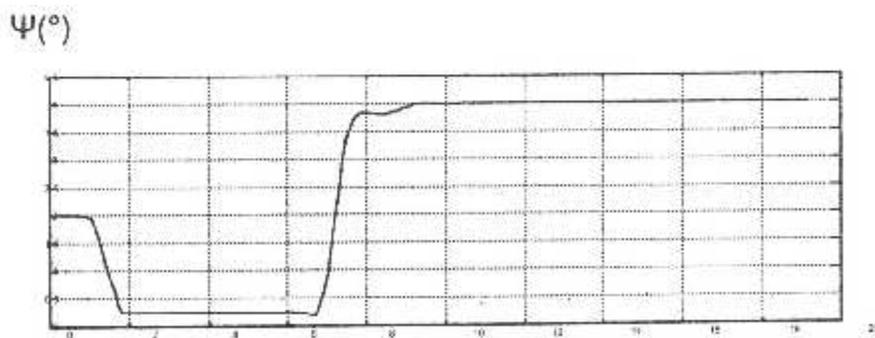
t(s)

Figure 4.17 réponse du système NAV-VOR à partir d'une radial égale à 0° vers celle commandée 4°



t(s)

Figure 4.18 réponse du système NAV-VOR à partir d'une radial égale à 2° vers celle commandée 4°



t(s)

Figure 4.18 réponse du système NAV-VOR à partir d'une radial égale à 2° vers celle commandée 4° en utilisant un correcteur PID

4.4 L'influence de la variation de vitesse et la distance vers l'émetteur :

Considérons maintenant les modes précédents du G/S et NAV-VOR où le premier dépend de la distance avion-émetteur et le deuxième dépend de la vitesse d'approche.

1. La simulation montre bien que si on commence le guidage G/S à partir des distances supérieures à 1200 ft (1500, 2000,...) le système prend une petite oscillation à longue période puis il se stabilise parfaitement. (figure 4.19)

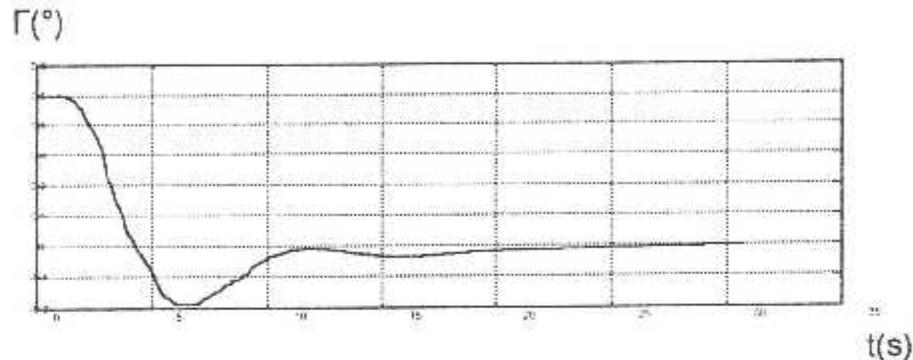


figure 4.19 réponse du système G/S avec un écart initial de 0.5° et à partir d'une distance R =2000ft

2. Pour le guidage NAV-VOR, on fait une simulation avec deux vitesses :

$$V = V_0 \pm 10\% \text{ (162 ft/s, 198 ft/s)}$$

Le résultat est clair après la simulation : dans les deux cas le système garde sa stabilité et aucun paramètre va se changer. (figure 4.20 et 4.21)

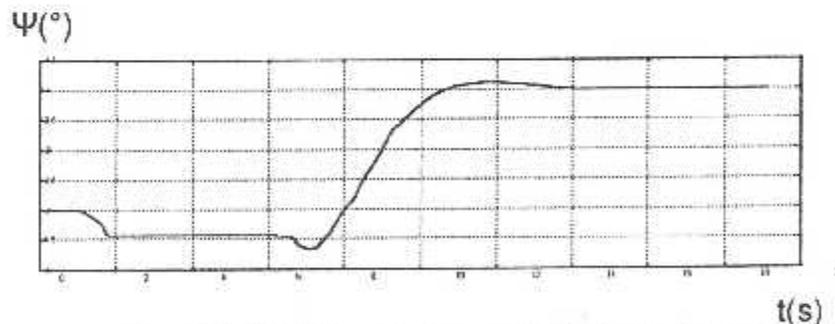


Figure 4.20 réponse du système NAV-VOR à partir d'une radial égale à 2° vers celle commandée 4°
Et une vitesse $V_p=198$ ft/s

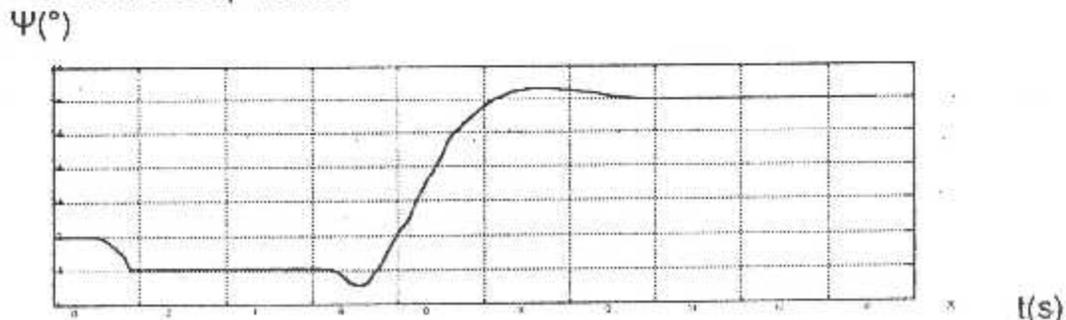


Figure 4.20 réponse du système NAV-VOR à partir d'une radial égale à 2° vers celle commandée 4°
Et une vitesse $V_p=162$ ft/s

3. Le guidage LOC est caractérisé par les deux propriétés du NAV-VOR et G/S, il garde aussi sa stabilité mais le temps de réponse change légèrement. (figures : 4.21 et 4.22)

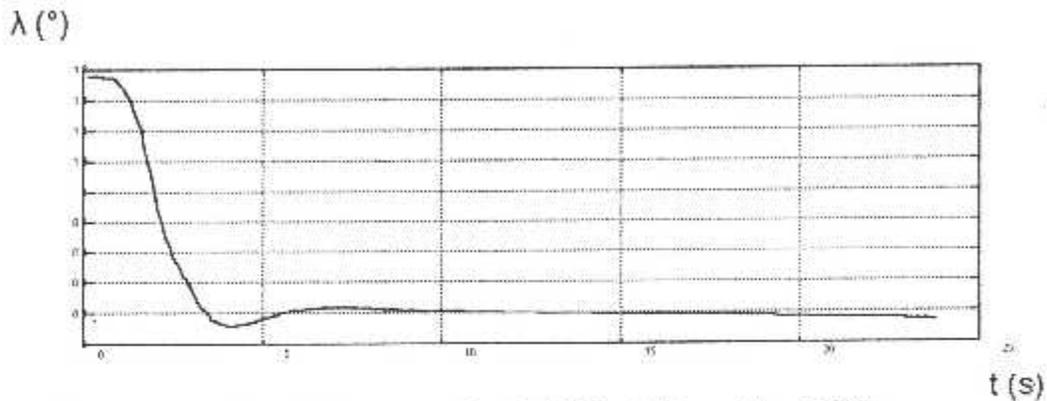


Figure 4.21 réponse du système LOC avec un écart initial de 1.5° avec $V_p=198$ ft/s

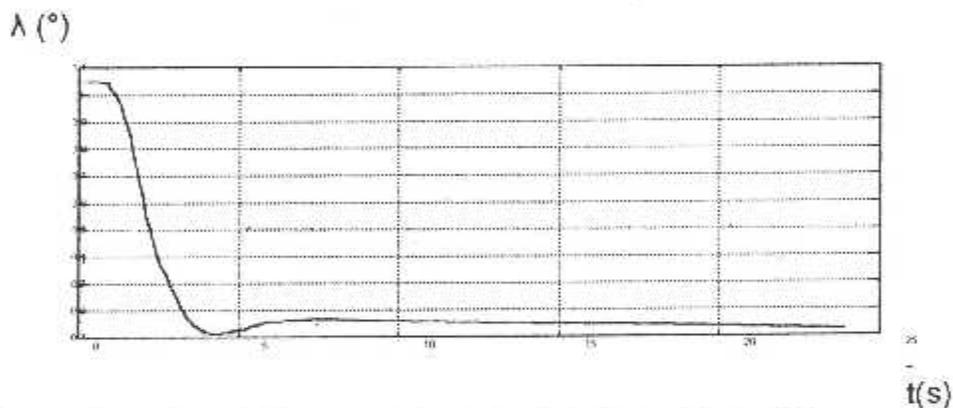


Figure 4.22 réponse du système LOC avec un écart initial de 1.5° avec $V_p=162$ ft/s

4.5 conclusions :

Les expériences précédentes donnent une conclusion générale sur le choix du gain en chaîne directe pour n'importe quelle fonction de transfert.

La méthode des lieux d'EVANS nous a permis de faire ce choix en respectant une marge de sécurité : en revenant à la première et la deuxième expérience, le changement de R et V n'a pas d'influence sur la stabilité du système car R (pris dans le dénumérateur) donne un gain inversement proportionnel au gain total, donc le K choisit caractérise une distance maximale critique et l'engagement de mode G/S à des distances supérieures que celle critique est sécurisé.

Et la même chose pour la variation de vitesse, c'est la même interprétation, mais en gardant une marge de variation petite (par exemple le cas d'un vent au sens de la vitesse ou l'inverse).

En prenant le même modèle avec ces résultats traités en Automatics Flight Control (J. ROSKAM, voir la bibliographie), pour le guidage Glide-Slope, la distance critique de R pour avoir l'instabilité est 1350 ft avec un temps de réponse égale à 30 secondes, par contre notre analyse nous a permis l'utilisation d'un gain qui a amélioré le temps de réponse à 7 secondes puis après l'introduction des contrôleurs PID a l'amené à 4.5 seconde avec une distance critique égale à 1200 ft.

CONCLUSIONS GENERALES

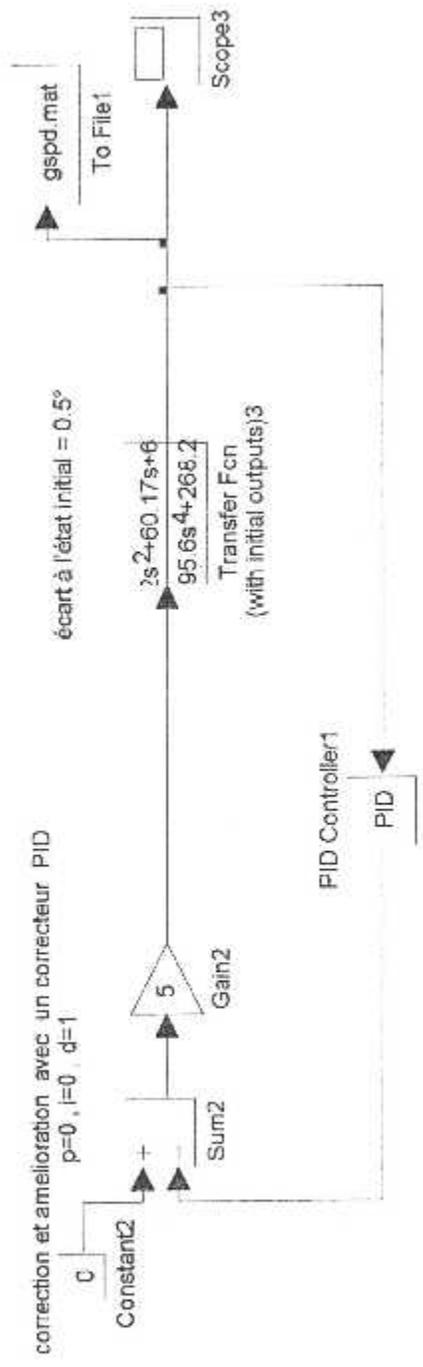
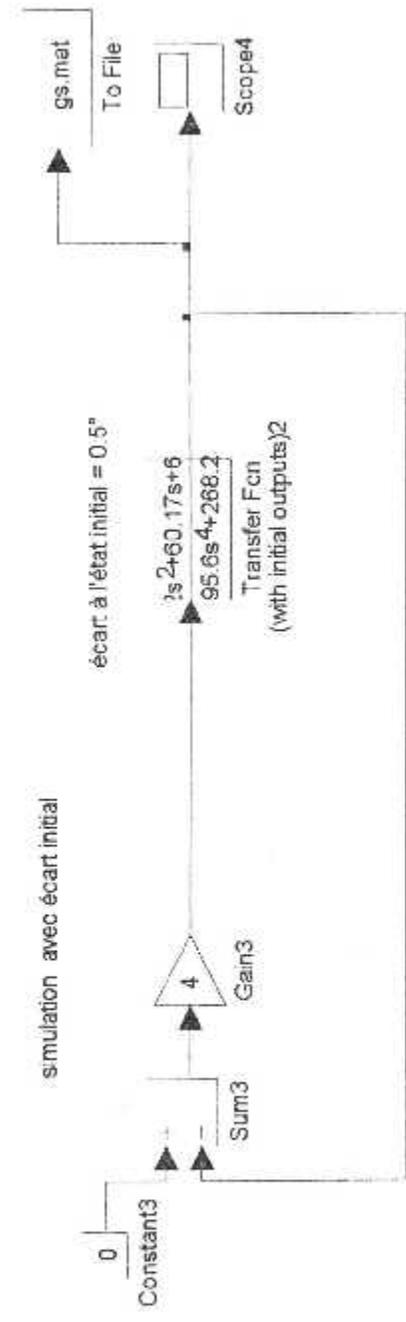
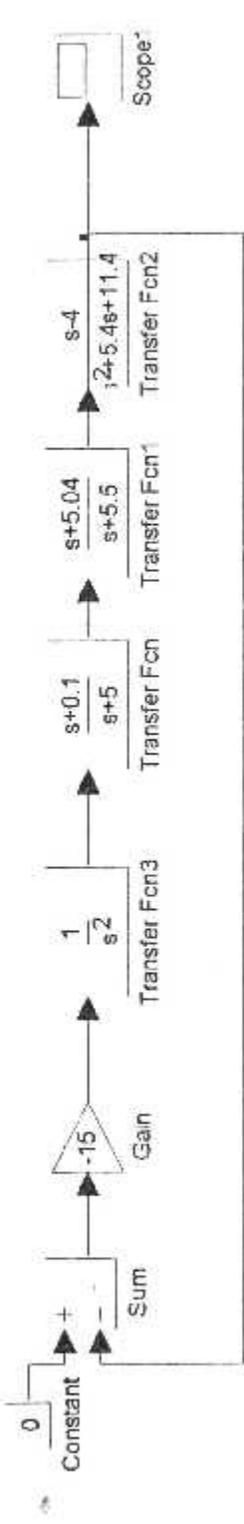
Cette étude permet d'avoir une idée générale sur l'application des différentes règles et leur utilisation pour l'analyse des systèmes automatiques.

Dans notre cas, un tel système ayant une tâche de guidage pour le modèle d'avion considéré, peut être évalué par des différentes techniques, mais il reste à tenir en compte, les performances de l'avion garanties par ces systèmes de bord et leur identification à partir des valeurs extraites par la simulation aux celles réelles.

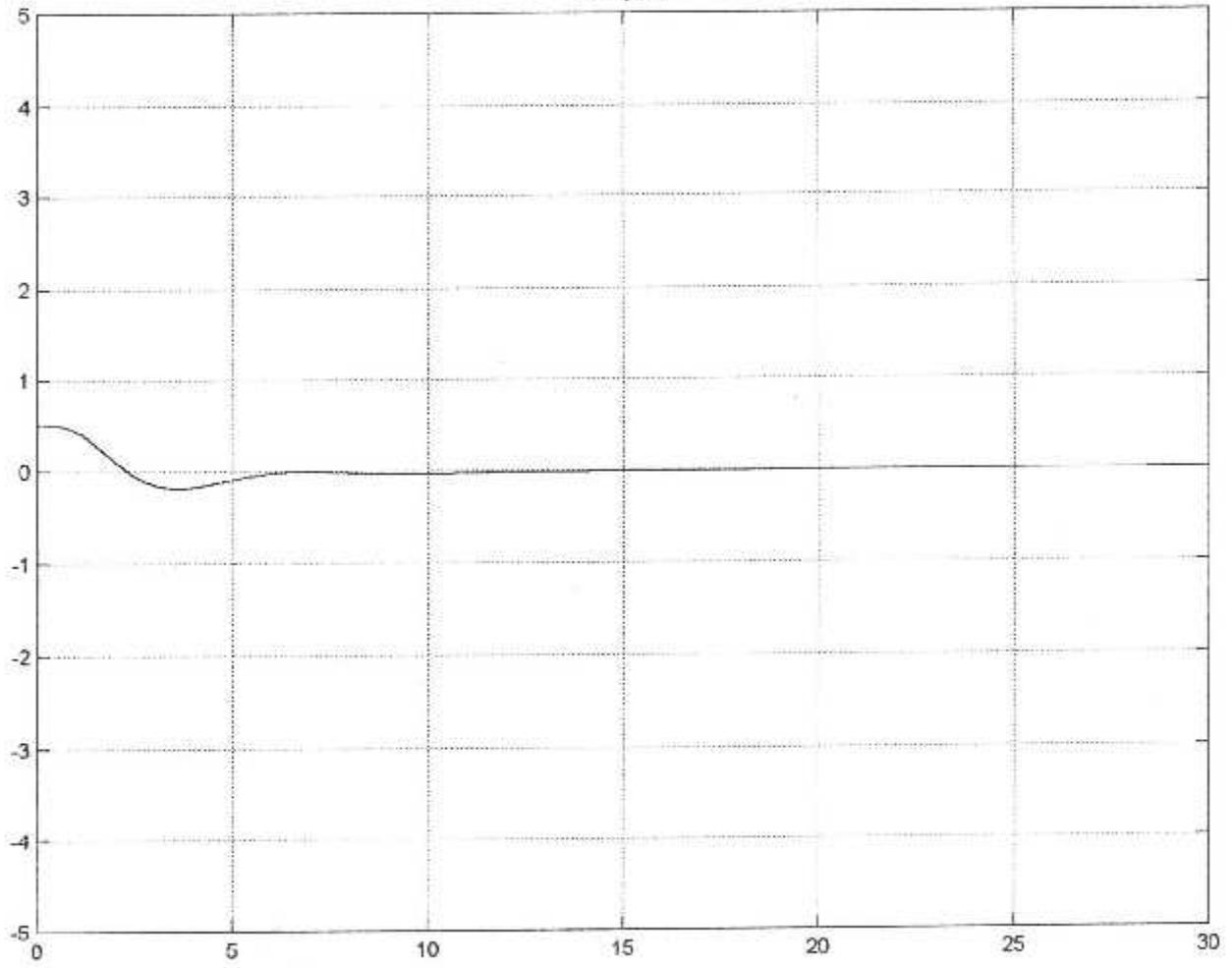
En plus, elle nous a permis aussi d'approfondir dans l'utilisation de MATLAB et SIMULINK, en ce qui concerne la simulation du mode d'approche ILS en appliquant des commandes qu'on les avait étudié durant notre formation en automatique et on a essayé dans notre travail, d'améliorer les performances des réponses de chaque système en utilisant des méthodes d'analyse appropriées, sans oublier que la méthodologie proposée dans cette étude reste largement utilisée pour la commande des avions légers.

Finalement, nous proposons pour les futures études :

- De prendre modèle d'avion complet.
- L'application d'autres techniques de commande pour améliorer plus en plus les performances de réponse des systèmes, sur tout, pour les systèmes complexes (MIMO).

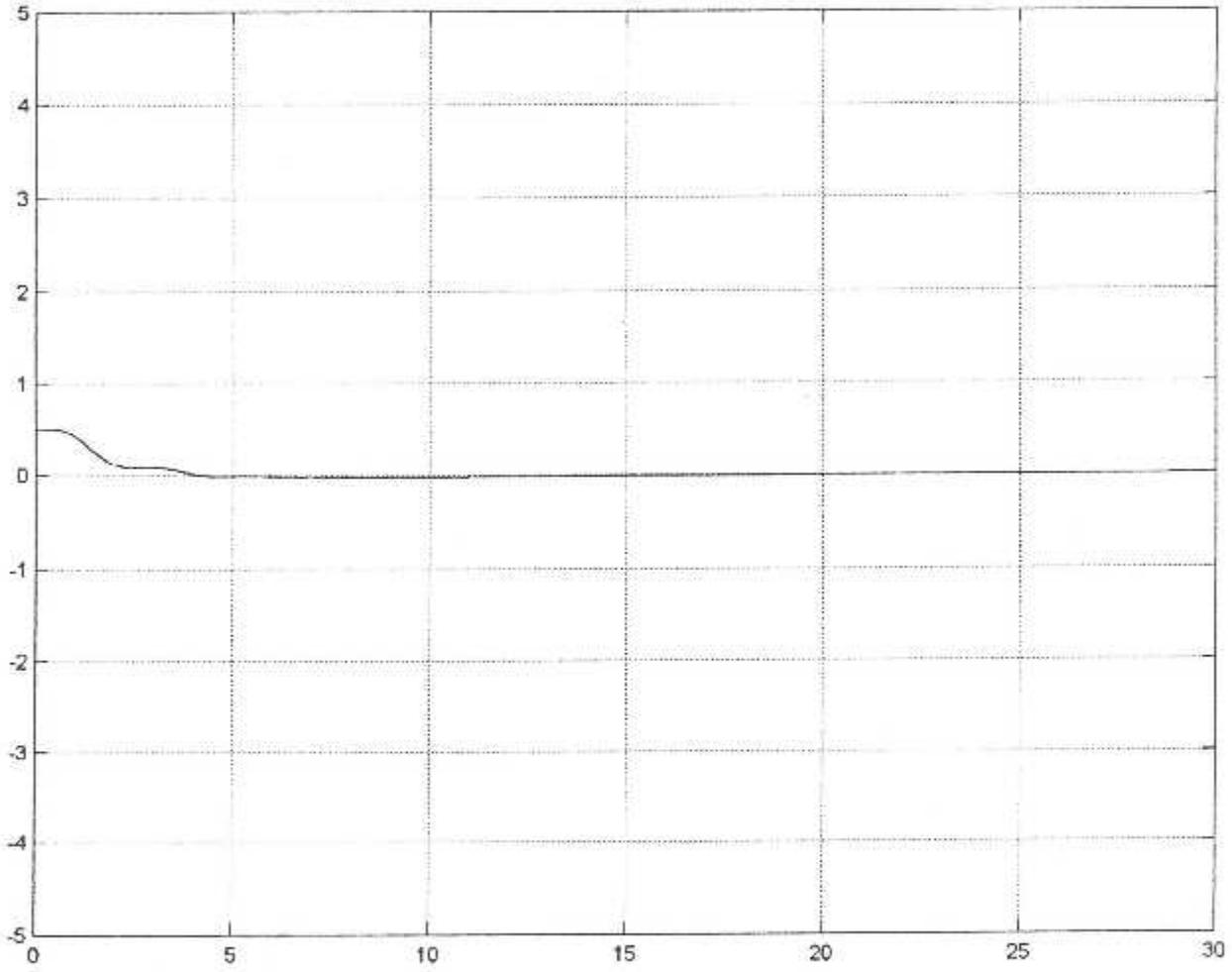


Scope4

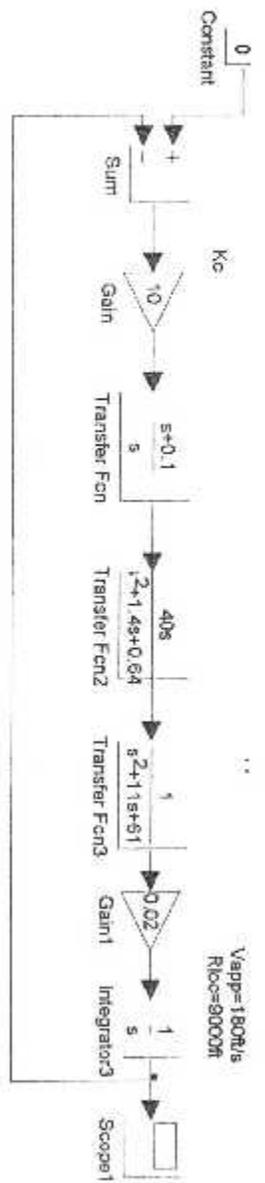


Time offset: 0

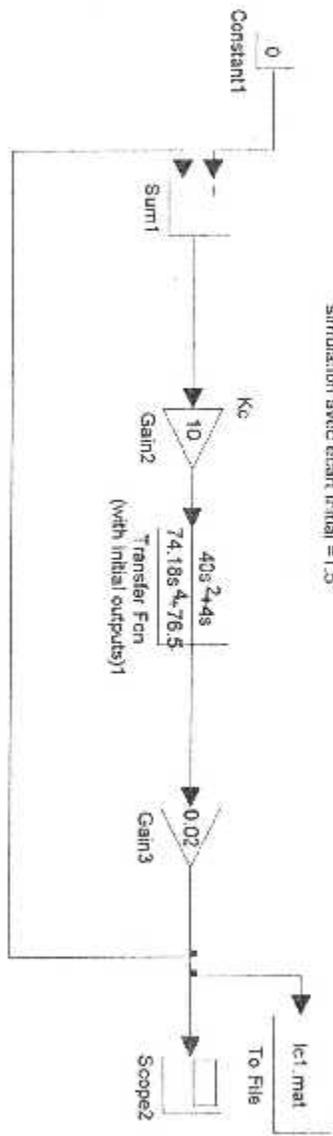
Scope3



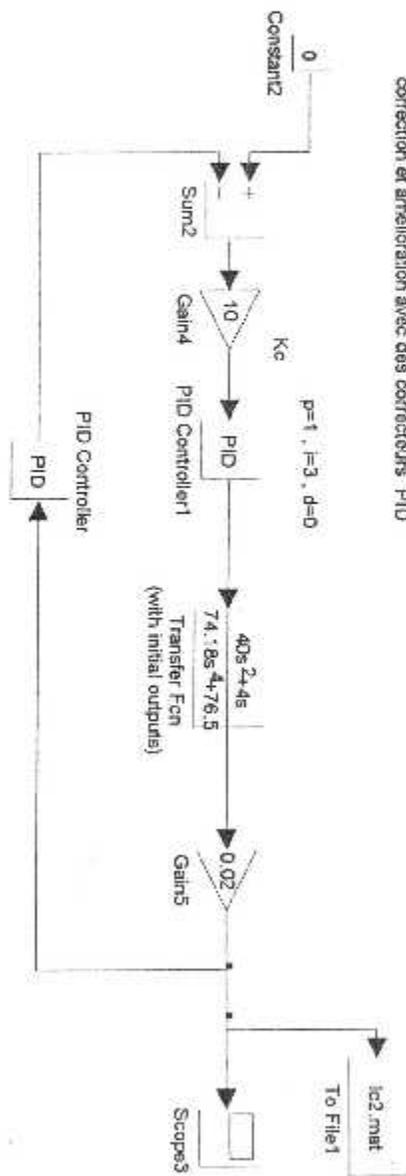
Time offset: 0



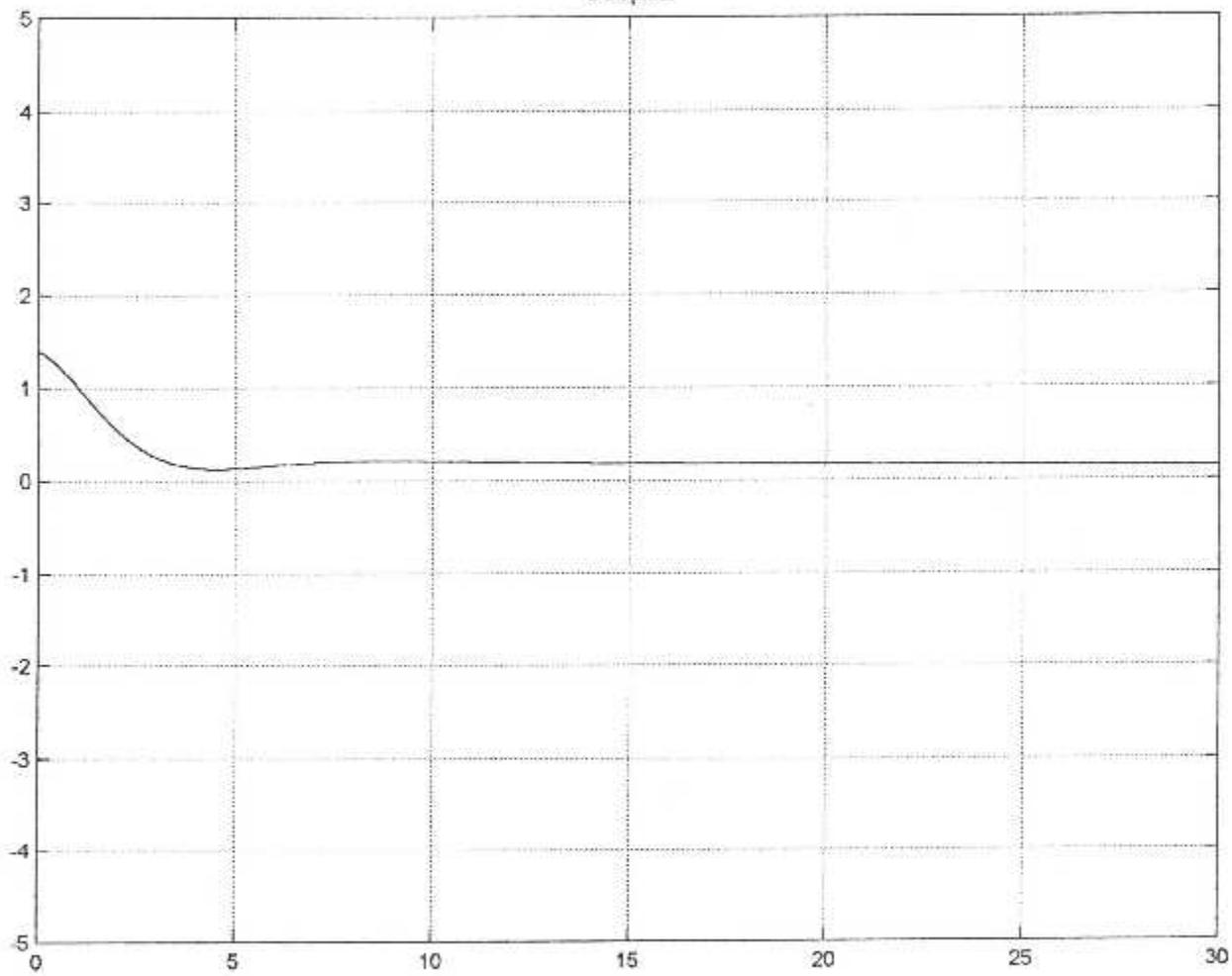
simulation avec écart initial = 1.5°



correction et amélioration avec des correcteurs PID

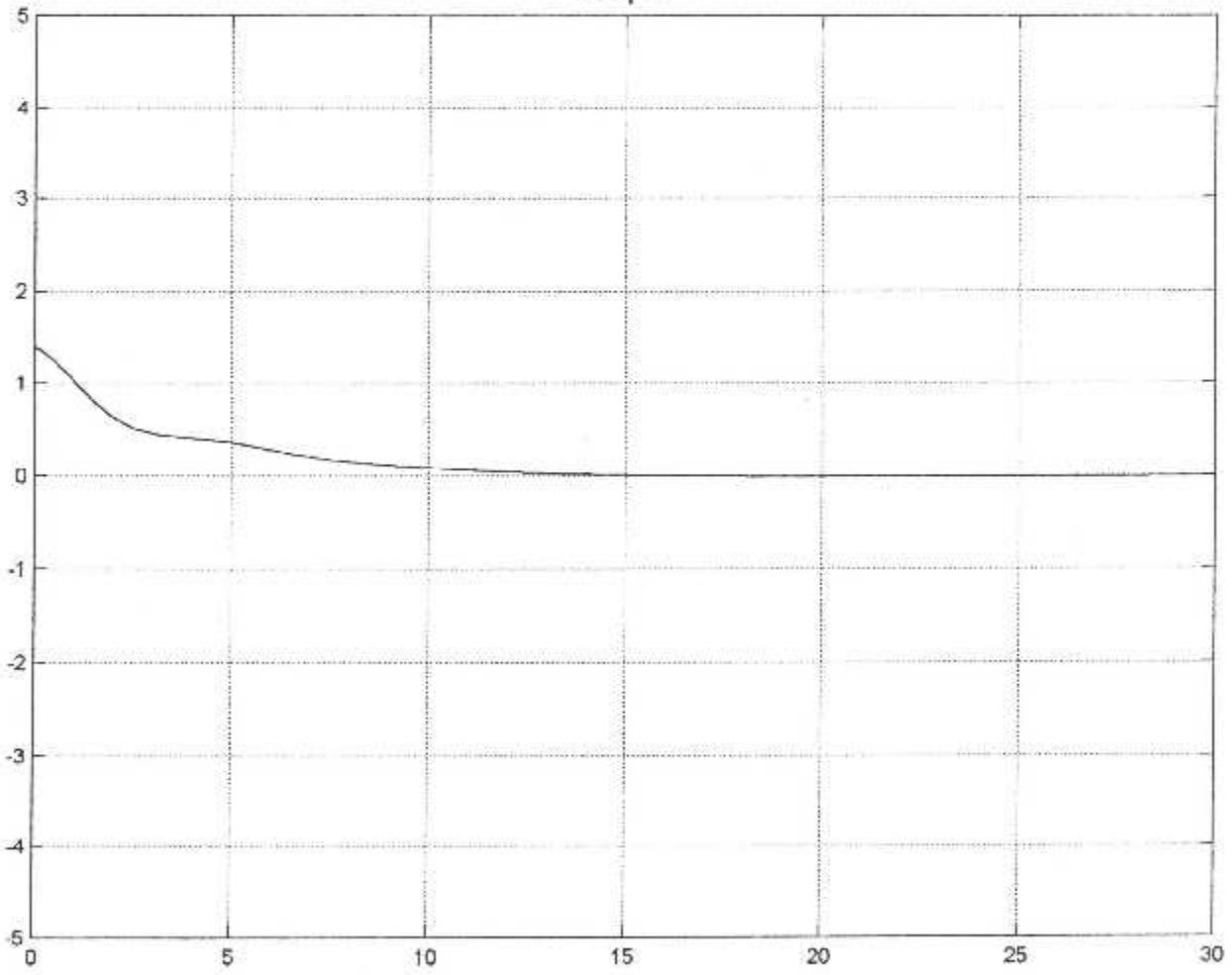


Scope2

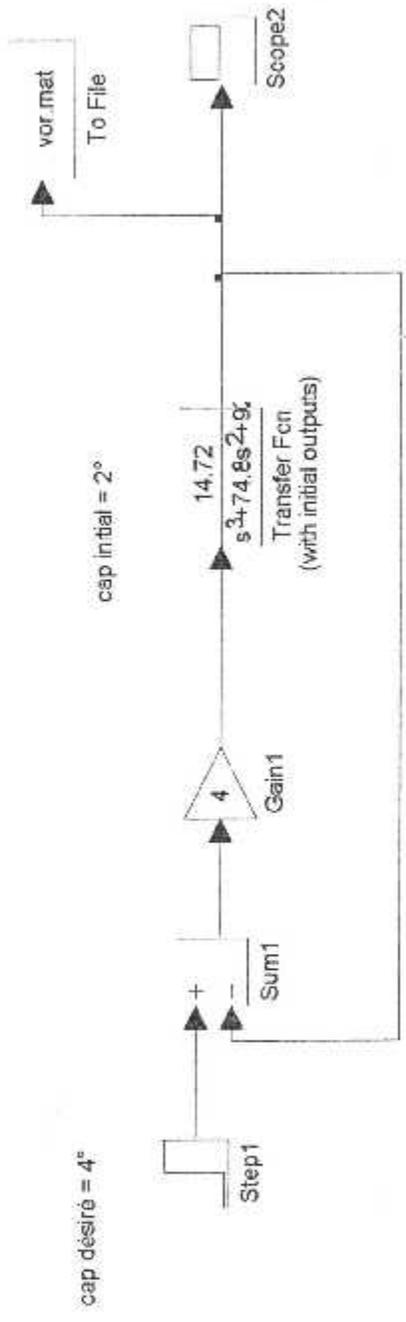
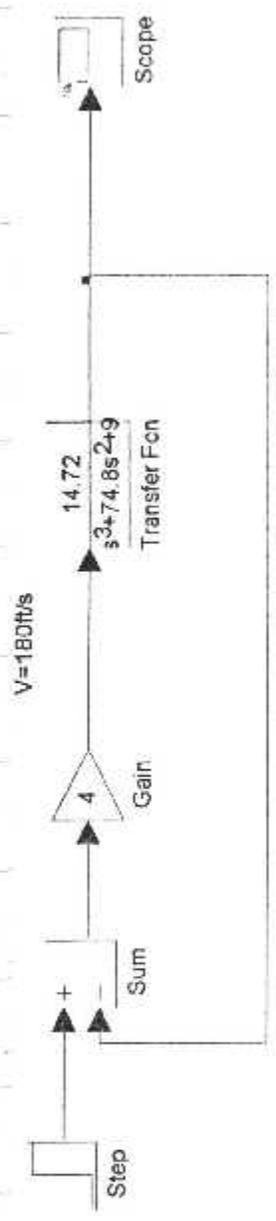


Time offset: 0

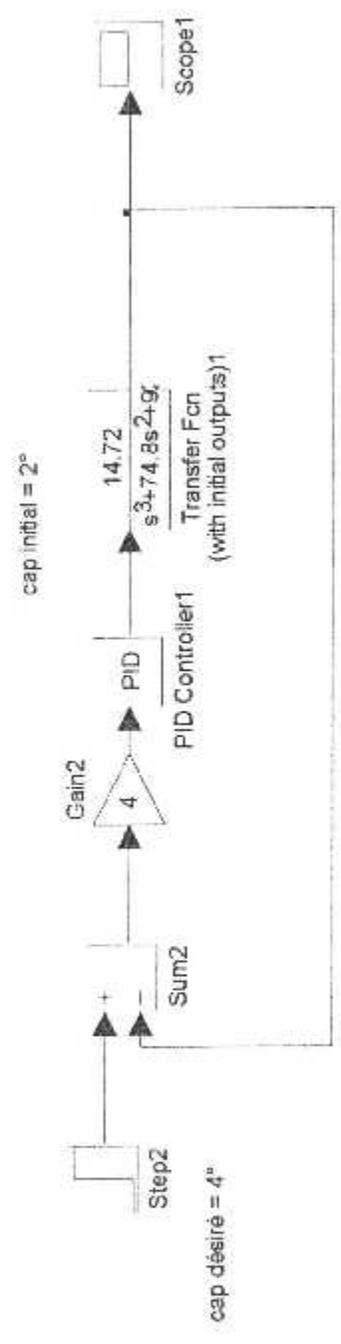
Scope3



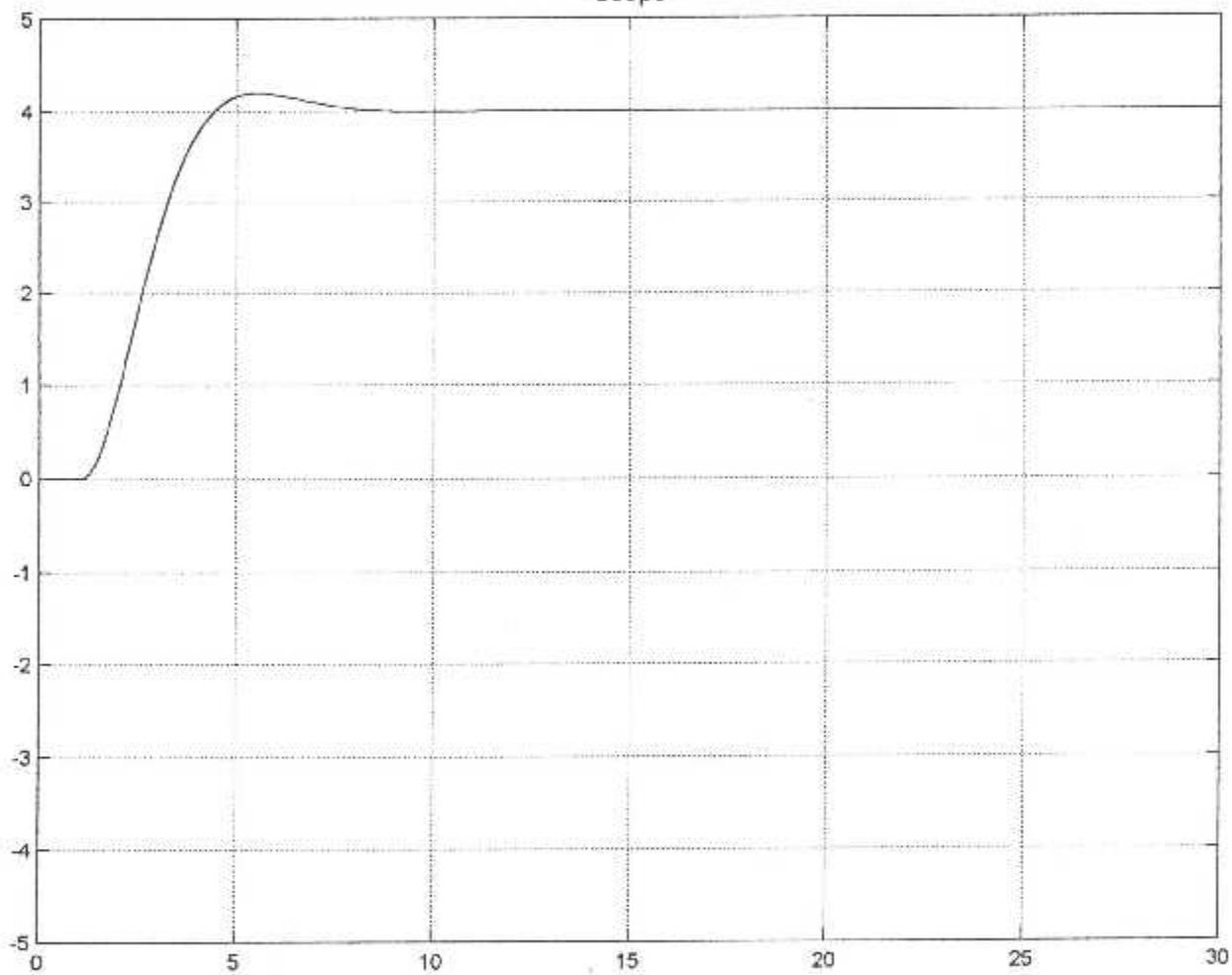
Time offset: 0



correction et amelioration et avec un correcteur PID
 $p=8, i=0, d=4$

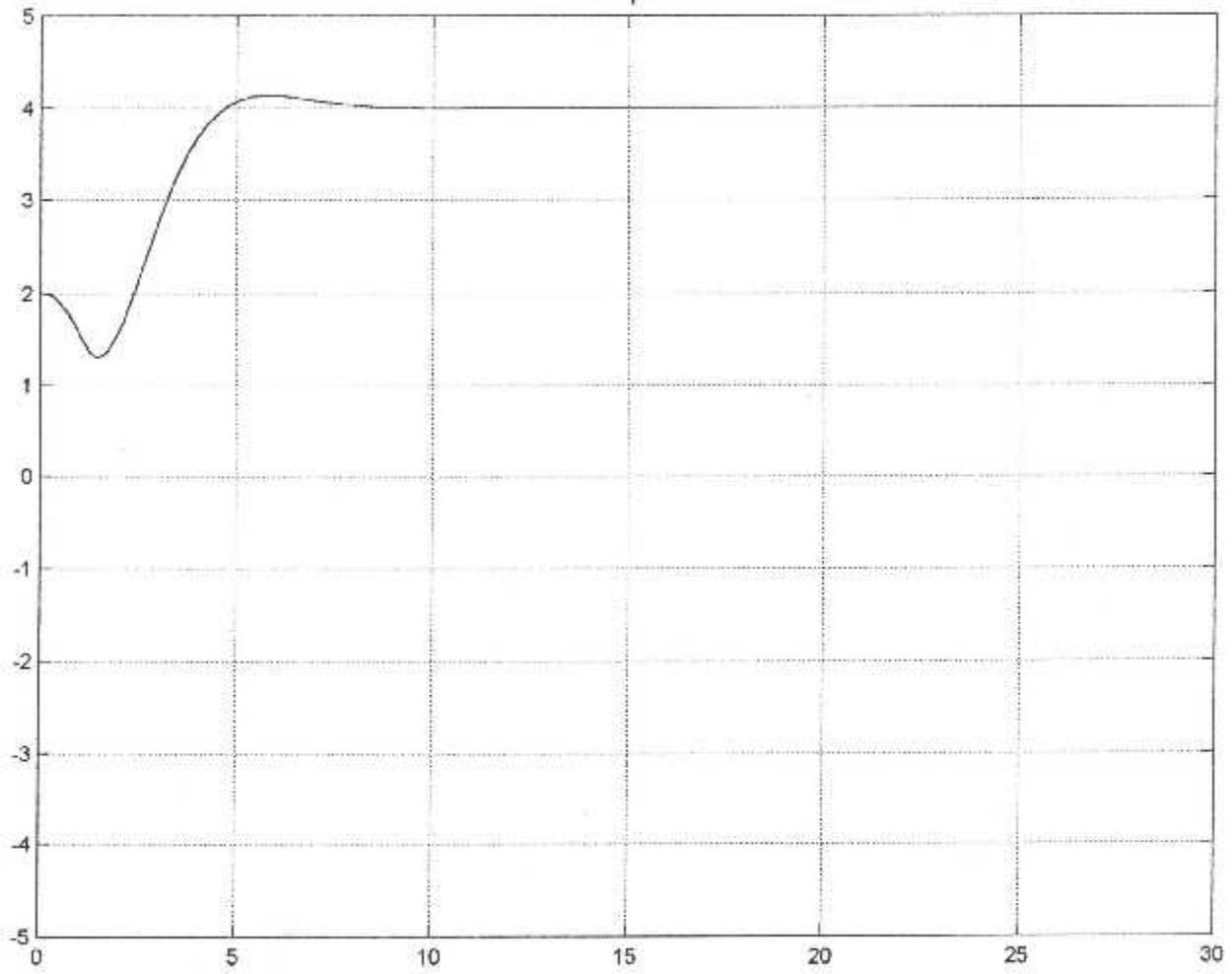


Scope



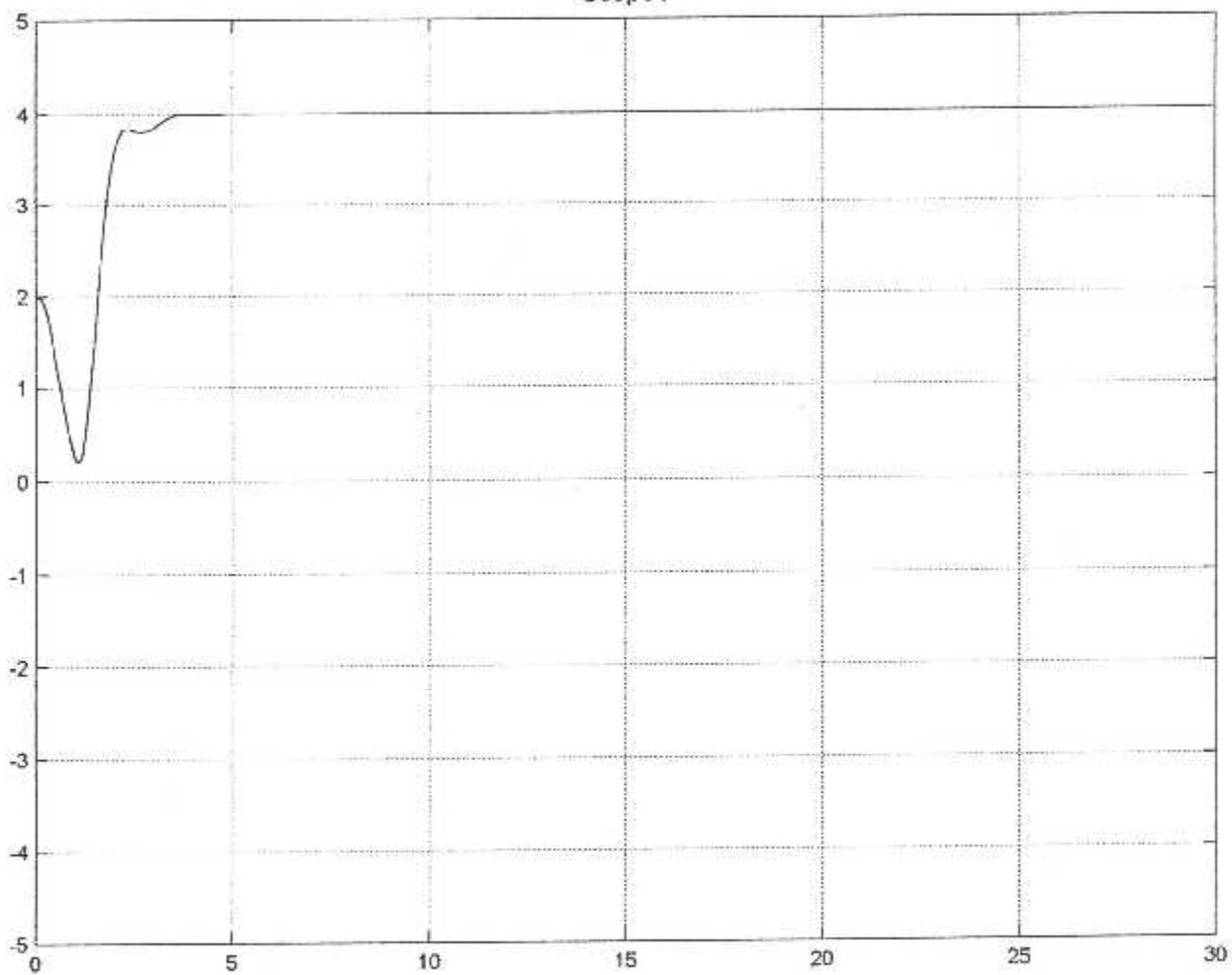
Time offset: 0

Scope2



Time offset: 0

Scope1



Time offset: 0

BIBLIOGRAPHIE

- ❖ Automatique de base : P. SIRRRRY
- ❖ Asservissement-Régulation : M. RIVOIRE
J L FERRIER
- ❖ Radionavigation (ILS. VOR. DME) : Publication de
l'ENAC.
- ❖ Cours Equipement de Bord : S. BEN CHIKH.
- ❖ Automatics control of aircraft and missiles : J H. BLAKELOK.
- ❖ Flight control : J. ROSKAM
- ❖ Stability and control : FACULTY OF
AEROSPACE
ENGINEERING
- ❖ Théorie et calcul des asservissements linéaires : J CH. GILLE
P. DECAULNE
M. PELEGRIN