

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE & POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE DE BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE
MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

79/02
073/2002
MEX

En vue de l'Obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat en
Aéronautique

Option : Installation



Thème

**CONTROL DE LA TRAJECTOIRE D'UN VOL
LATERAL PAR LA COMMANDE PREDICIVE MPC
D'UN AVION DE TYPE BEAVER**

Réalisé par :

SAMET Djillali
SEMATI Nedjma

Dirigé par :

M^{elle}. DOUDOU Faiza

PROMOTION : 2002

Remerciement

Avant tout, nous remercions Dieu tout puissant qui nous a donné force de parvenir à donner fin à notre modeste travail.

Ainsi, nous tenons à adresser notre profonde reconnaissance à notre promotrice M^{le}. DOUDO Faiza pour son aide précieuse, sa disponibilité et sa compréhension.

Nous adressons nos remerciements à M. Ben Achenhou.

Toute notre gratitude à nos familles pour les sacrifices consentis dans le seul but de nous procurer un avenir avantageux.

S. Djilali & S. Nedjma

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à ma mère, mon père, ainsi, je le dédie à tous mes frères(M,AEN) et mes sœurs(F,D,F,CH,Am,Ai).

A la personne qui m'a donné le soutien morale H.

A ma grande mère, mon grand père et mon oncle Hadj que dieu garde leur âme en paie.

A toutes la famille Samet, Kibou, Guerfi, Kasmi et Zerouki.

*A mon binôme Smati Nedjma
A mes neveux : Oualid, Amine, Khaled et Asia.*

*A ma promotrice : M^{re}.Doudo Faiza, mes enseignants :
M.Kamel ben Achhou, M.Meguelliati, M.benoared, M.Lagha.*

*Je le dédie à mes amis : Omar G, Houari B, Ali, Toufik,
Mahfoudh, Med(Daoudi, Bekkhada), Rollam, Nourddine,
Hamid, hadj K, chheida, Mellahi, Douha, Abess, Omer,, Ben
bedra, Hammadi, , A Med mansour, Abd ennour et Aide et les
amis de 13C et tous mes autres amis.*

*Sans oublier mes collègues de l'option : Mouna, Achour, Khaled,
BED Dj, Med T, Benna et tous les étudiants de l'aéronautique.*

A tous les éléments de la promotion 96 et le bloc2.

S.Djilali

SOMMAIRE

Résumé

Introduction Générale.....	1
Organisation De La Thèse.....	3

Chapitre I : Instruments De Radionavigation

I-1 Introduction	4
I-2 Le V.O.R: (VHF Omni Rang).....	4
I-2-1 Définition	4
I-2-2 Principe du V.O.R	6
I-2-3 Indications fournies a bord	10
I-2-4 Zone de silence	13
I-2-5 Equipements de bord	13
I-2-6 Avantages :.....	13
I-2-7 Inconvénients :	14
I-2-8 Antenne de réception.....	14
I-3 D.M.E : (Distance Measuring Equipement).....	14
I-3-1 Définition :.....	14
I-3-2 Principe de mesure de la distance :.....	15
I-3-3 Fonctionnement de DME.....	16
I-3-4 Interrogateur de bord:	17
I-3-5 Transpondeur du sol:.....	18
I-4 Association VOR-DME	18
I-5 La radiocompas ou ADF :(Automatic Directional Finder).....	18
I-6 I.L.S:(Instrument Landing System).....	19
I-7 Gyroscope :	21
I-8 Conclusion :.....	23

Chapitre II : Commande Automatique

II-1 Introduction	24
II-1-1 Les Commandes Du Vol	24
II-1-2 La Commande Automatique Du Vol (C A D V)	24
II-2 Rappel sur les systèmes asservis	25
II-2-1 Définition	25
II-2-2 Fonction de transfert des systèmes asservis	25
II-2-3 Correction Des Systèmes Asservis	26
II-3 Pilotage Automatique	28
II-3-1 Le Rôle Du Pilotage Automatique	28
II-3-2 Fonctionnement du pilote automatique	28
II-3-3 Composition du Pilote automatique	29
II-3-4 Les Modes De Base En Pilote Automatique Latérale	30
II-3-5 Modes supérieurs	35

Chapitre III : Modèle Mathématique

III-1 Introduction.....	39
III-2 Hypothèse Du Travail.....	39
III-3 Systèmes D'axes.....	39
III-4 L'Orientation De L'avion.....	42
III-5 Composantes Des Forces Intervenantes Dans	
Les Equations De Mouvement	45
III-5-1 Notion De Vol Stationnaire.....	45
III-5-2 Composantes Des Forces De Gravite	45
III-5-3 Composantes Des Forces Aérodynamiques.....	46
III-5-4 Développement Des Equations De Mouvement Suivant	
Un Système D'axes Fixe.....	50

III-5-5 Linéarisation Des Equation De Mouvement	53
III-6 Equations Latérales	56
III-7 Les Equations De Mouvement Latérale	56
III-8 Etude en boucle ouverte	58
III-9 Conclusion	62

Chapitre IV : la commande prédictive MPC

IV-1 Introduction	63
IV-1-1 Adaptation	63
IV-1-2 Contrôles Adaptatifs	63
V-2 Commande MPC "Model Predictive Control"	63
IV-3 Modèle Du Contrôleur Prédictive Sans Contraintes.....	65
IV-4 Modèle Du Contrôleur Prédictive Avec Contrainte	66
IV-5 Choix Des Horizons Du Contrôleur	68
IV-6 Système En Boucle Fermée.....	69
IV-7 Simulation et interprétation des résultats	70
IV-8 Interprétation De Série De Figure	74
IV-9 Conclusion.....	75

Chapitre V : simulation et visualisation des graphes

V-1 choix de matlab	78
V-2 l'inter Face	79
V-3 Interprétations des courbes	80
V-4 conclusion	83

Conclusion Générale.....

ANNEXE A -Schéma de l'ADI-

ANNEXE A -Schéma de l'HSI-

ANNEXE B

Bibliographie.

TABLE DE FIGURES

Figure I-1 : Exemple sur les radials.....	5
Figure I-2 : Différents angles de navigation de station	5
Figure I-3 : Schéma synoptique du système VOR.....	6
Figure I-4 : Diagramme de rayonnement d'un cardioïde.....	7
Figure I-5 : Diagramme de rayonnement circulaire du signal REF.....	8
Figure I-6 : Diagramme de rayonnement du signaux REF et VAR.....	9
Figure I-7 : L'indicateur CDI.....	10
Figure I-8 : S'électeur d'azimut.....	12
Figure I-9 : Principe de mesure de la distance.....	16
Figure I-10 : Répartition des fréquences D.M.E.....	17
Figure I-11 : Le radiocompas.....	19
Figure I-12 : Présentation de L'ILS.....	20
Figure I-13 :	21
Figure I-14 : Le gyroscope.....	22
Figure II-1 : Schéma fonctionnel d'un système asservi.....	25
Figure II-2 : La correction du signal de sortie par dérivation.....	27
Figure II-3 : Correction par intégration.....	27
Figure II-4 : Schéma fonctionnel simplifié.....	30
Figure II-5 : Schéma simplifier d'une boucle de maintien de cap.....	32
Figure II-6 : Prise de maintien de cap.....	33
Figure II-7 : Variation de l'angle de roulis.....	34
Figure II-8 : Prise et maintien de route magnétique.....	35
Figure II-9 : Chaîne de commande et de maintien d'axe VOR.....	36
Figure III-1 : Repère avion R_b par rapport au repère terrestre R_0	40
Figure III-2 : Repère aérodynamique R_a positionné par rapport au repère avion R_b	43
Figure III-3 :	44
Figure III-4 : Force de gravité.....	45
Figure III-5 : Les pôles et les zéros.....	59
Figure III-6 : la réponse temporelle(ailerons).....	60
Figure III-7 : La réponse temporelle(rudder).....	60
Figure III-8 : La réponse temporelle(ailerons) en 20 sec.....	61

Figure III-9 : La réponse temporelle(rudder) en 20 sec.....	61
Figure IV-1 : Commande MPC sans contrainte.....	65
Figure IV-2 : Système en boucle fermée en appliquant l'algorithme commande prédictive...69	
Figure IV-3 : Effet de l'horizon de contrôle P : 5-25,sur psi.....	70
Figure IV-4 : Effet de l'horizon de contrôle P : 5-25,sur phi.....	70
Figure IV-5 : Effet du facteur de pesée Ywt sur psi.(Ywt = 0.1).....	71
Figure IV-6 : Effet du facteur de pesée Ywt sur phi.(Ywt = 0.1).....	71
Figure IV-7 : Effet du facteur de pesée Uwt sur psi.(Uwt = 0.1).....	72
Figure IV-8 : Effet du facteur de pesée Uwt sur phi.(Uwt = 0.1).....	72
Figure IV-9 : $U_{\min}(\text{rudder}) \leq U(\text{rudder}) \leq U_{\max}(\text{rudder})$ Saturation du rudder. (Uwt = 0.01)..	73
Figure IV-10 : Visualisation des variations de psi et de phi.(Uwt = 0.01).....	73

LES TABLEAUX

Tableau(III-1) : nomenclature utilisée pour l'application de la loi de NEWTON.....	41
Tableau(III-2) : Les modes de la matrice dynamique latéral en boucle ouverte.....	58

Résumé

L'automatique est toujours le remède nécessaire et suffisant à tous les problèmes que les avionneurs rencontrent régulièrement pour assurer la sécurité des passagers .
L'amélioration des méthodes de guidage de l'appareil même dans les conditions les plus délicates est le but primordial de la méthode prédictive utilisée dans notre cas sur l'avion de type BEAVER en vol latéral .

ملخص

الآليات هي الحل الضروري و الكافي لكل المشاكل التي يتعرض لها الطيارون يوميا لضمان سلامة الركاب .
تحسين طرق التحكم في الطائرة و حتى في ظروف حرجة هو الهدف الأساسي لطريقة التقرب المستعملة في حالتنا هذه على الطائرة بيفر . مسار عرضي .

Summary

Automatic resolves all troubles which avionneur suffer from .
Innards to improve the methods of Aircraft guidance when this is affected by exteriors conditions , we are oblige to use the predictive method as it is used on Beaver Aircraft .

INTRODUCTION

GENERALE

Introduction Générale

Etant donné un système, défini comme un ensemble physique, l'objectif de l'automatique est de l'analyser et de le commander. La synthèse de la loi de commande, effectuée à l'aide d'un modèle, aboutit à la conception d'un bloc de commande appelé régulateur. Dans le cas où la consigne future serait connue, le régulateur peut être obtenu par la théorie de la commande prédictive. Lorsque les paramètres du système à commander varient dans le temps, à cause par exemple de perturbations qui affectent le système ou de ses non-linéarités, afin de maintenir un niveau de performances, un ensemble de techniques, appelé commande adaptative, permet l'ajustement automatique, en ligne et en temps réel, des paramètres des régulateurs.

La prédiction est une notion qui joue un rôle important dans toute démarche pour laquelle on cherche à anticiper une trajectoire. Dans de nombreuses activités humaines telles que la marche, la conduite d'un avion ou d'une automobile, on cherche à anticiper une trajectoire afin de prévoir les gestes et manœuvres à effectuer. C'est sur ce concept intuitif et 'naturel' que se base la commande prédictive. Les processus industriels, pour une grande partie d'entre eux, doivent également suivre certaines consignes. Les actions 'naturelles' naissant de la volonté de prédiction peuvent être aussi transposées dans le cadre de la commande de processus.

En effet, les actions déterminées à l'avance pour un système dynamique peuvent être réparties en deux points :

- L'action liée à la poursuite de trajectoire au cours du temps.
- L'action liée à la stabilité autour des trajectoires, c'est-à-dire le rejet de perturbations.

La commande prédictive, méthode récente dite avancée, apporte en partie une réponse à la mise en place de ce type d'actions.

La richesse de la commande prédictive provient du fait que d'une part sa démarche repose sur une *methodologie* permettant la prise en compte des contraintes pour la mise au point de la loi de commande; d'autre part, il est possible d'exploiter pleinement les informations de *trajectoires prédéfinies* situées dans le futur. En effet, le but de la stratégie, est de faire coïncider la sortie du processus avec une consigne dans le futur et sur un horizon choisi. De plus, la commande prédictive est applicable sur une large classe de systèmes (stable, instable en boucle ouverte, à phase non minimale, avec retard). C'est pourquoi elle est apparue très performante aux industriels dans le cadre général de problèmes de suivi de trajectoires.

Organisation De La Thèse

L'objectif de notre travail est de concevoir un système de contrôle pour satisfaire les qualités d'un vol latéral stable, cet objectif est achevé en appliquant à notre système physique une classe de commande adaptative MPC (Model Prédictive Control).

On a organisé ce travail en commençant par le premier chapitre qui a pour but de décrire et d'expliquer quelques instruments de radionavigation et de citer aussi quelques indicateurs, ainsi que le deuxième est consacré à la définitions de notions préliminaires sur le fonctionnement du pilote automatique. Et le troisième chapitre est pour la modélisation de la dynamique du vol de l'avion (*BEAVER*) [1], ainsi l'étude en boucle ouverte.

Chapitre quatre basé sur l'étude de la commande prédictive MPC.

À la fin, le dernier chapitre consacre pour la simulation et la visualisation graphiques des résultats

En terminant par une conclusion général.

CHAPITRE I
INSTRUMENTS DE
RADIONAVIGATION

I-1 Introduction

La navigation est l'art de faire parvenir un mobile a une destination donnée dans des conditions données. Elle comprend la capacité de trouver le bon chemin et éventuellement la conduite de l'avion.

Le mobile et l'infra structuration constituent une configuration bien définie par des angles et des vitesses pour mesurer ceux-ci et en déduire la position et la vitesse du mobile, il faut établir des liaisons entre la navigation classique et la radionavigation différent l'une de l'autre mais elles font appel aux même procédés généraux.

Pour cela plusieurs équipements de radionavigation se sont mis en service pour améliorer et développer la navigation aérienne.

I-2 Le V.O.R: (VHF Omni Rang)

I-2-1 Définition

C'est un radiophare VHF omnidirectionnel de radionavigation à courte et moyenne distance normaliser par l'O.A.C.I en 1950. Il émet une fréquence comprise entre 108 et 118 MHz.

L'émetteur VOR au sol est matérialisé dans l'espace autant d'axe que de degré 360. Chaque un de ces axes est un rayon au « radial » partant de la station est destinée par un nombre indiquant la direction magnétique de ce radial. A bord de l'avion le « QDM » est calculer par:

$$QDM = QDR \pm 180^\circ.$$

Et le gisement calculer par :

$$gt = QDM - cap.$$

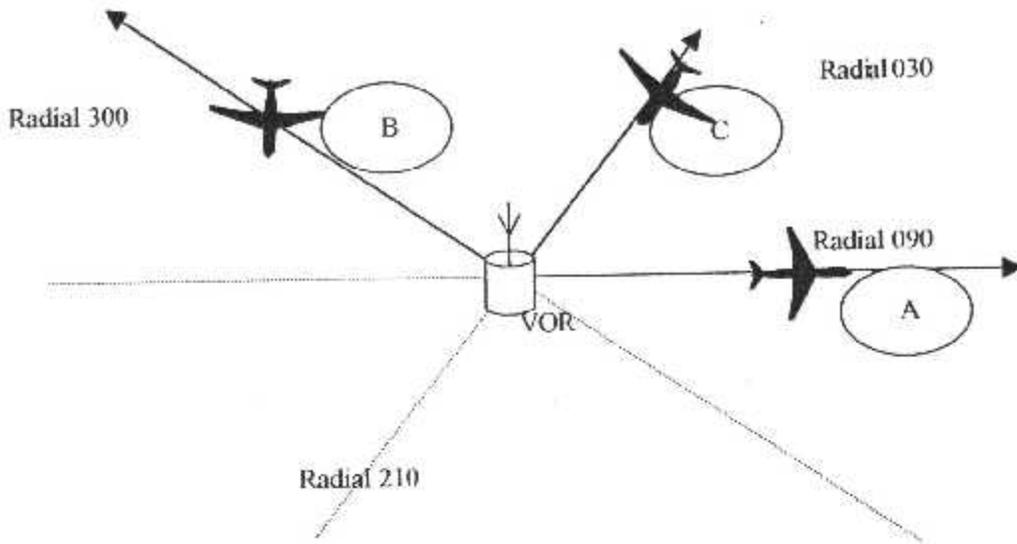


Fig. I-1 : Exemple sur les radials

- L'avion A vole sur le radial 090
- L'avion B vient de franchir le radial 300.
- L'avion C se trouve sur le radial 030. Et en position TO. En considérant le radial 210.

$$Q_1 = QDM - QDR \pm 180.$$

NM : Nord magnétique.

QDR : le relèvement magnétique d'une station par rapport à une station.

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

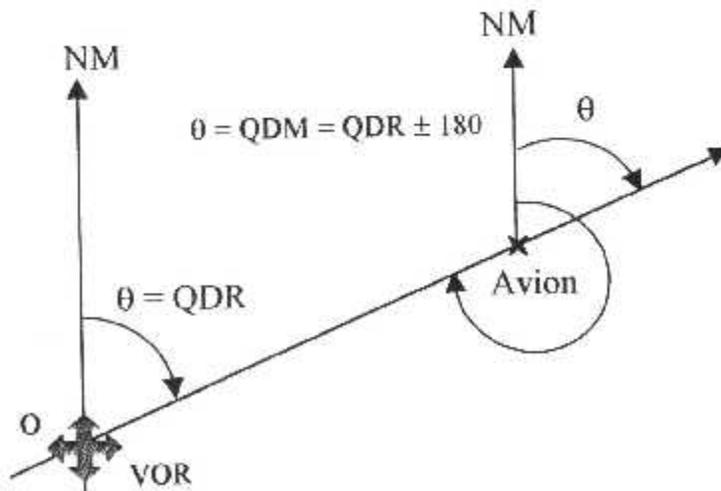


fig. I-2 : Différents angles de navigation d'une station VOR

I-2-2 Principe du V.O.R

Le schéma synoptique du système de navigation **VOR** est le suivant :

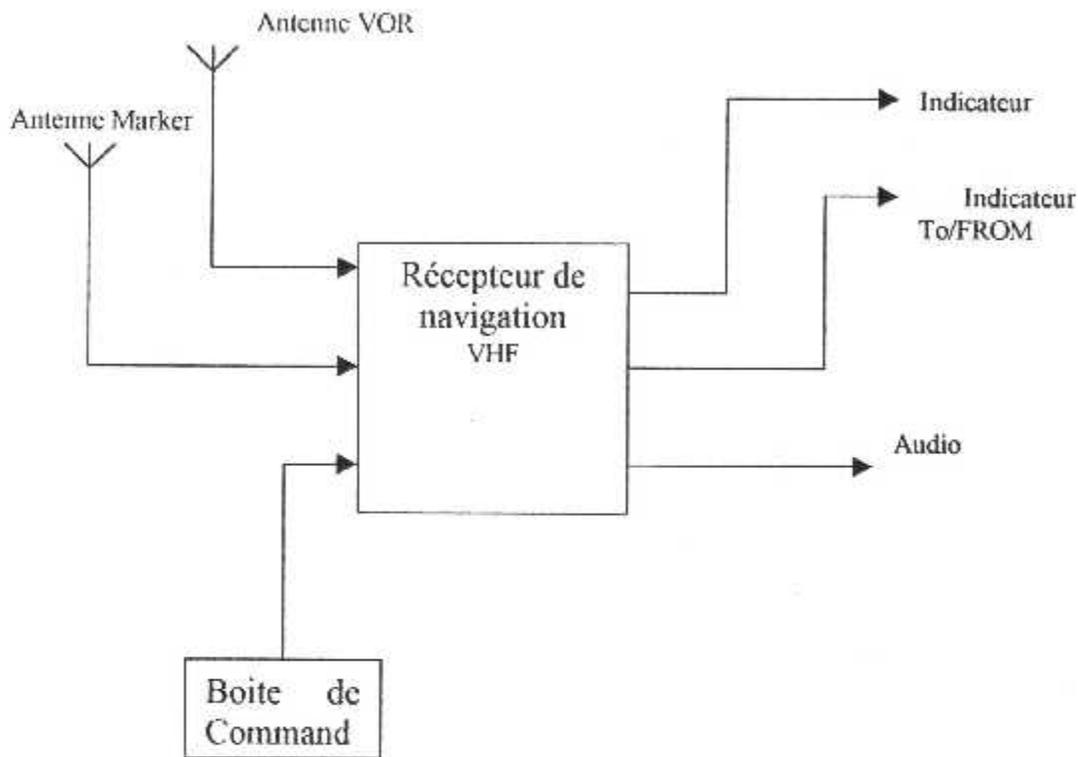


Fig.1.3 Schéma synoptique du système VOR

Le radiophare émet une porteuse VHF modulée de façon à transmettre simultanément et indépendamment, deux signaux de navigation à 30Hz dont la différence de phase dans un azimuth donné sait précisément égal à cet azimuth.

L'information angulaire est transmise sous forme de différence de phase entre deux

Signaux sinusoïde à base fréquence (BF) :

- Un signal sinusoïdal de 30 Hz appelé « 30REF » dont la phase est identique quelle que soit la direction d'émission

- Un signal sinusoïdal de phase variable « signal de position appelée « 30 VAR » dont le déphasage par rapport au précédent est égale à QDR de la direction d'émission.

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

Examinons tout d'abord le signal variable dont la phase de modulation doit varier avec l'azimut. L'émetteur VOR rayonne dans son antenne (θ) un champ électromagnétique dont le diagramme est sous la forme d'une cardioïde tournant à une vitesse uniforme de 30tour/seconde (Voir figure I-4).

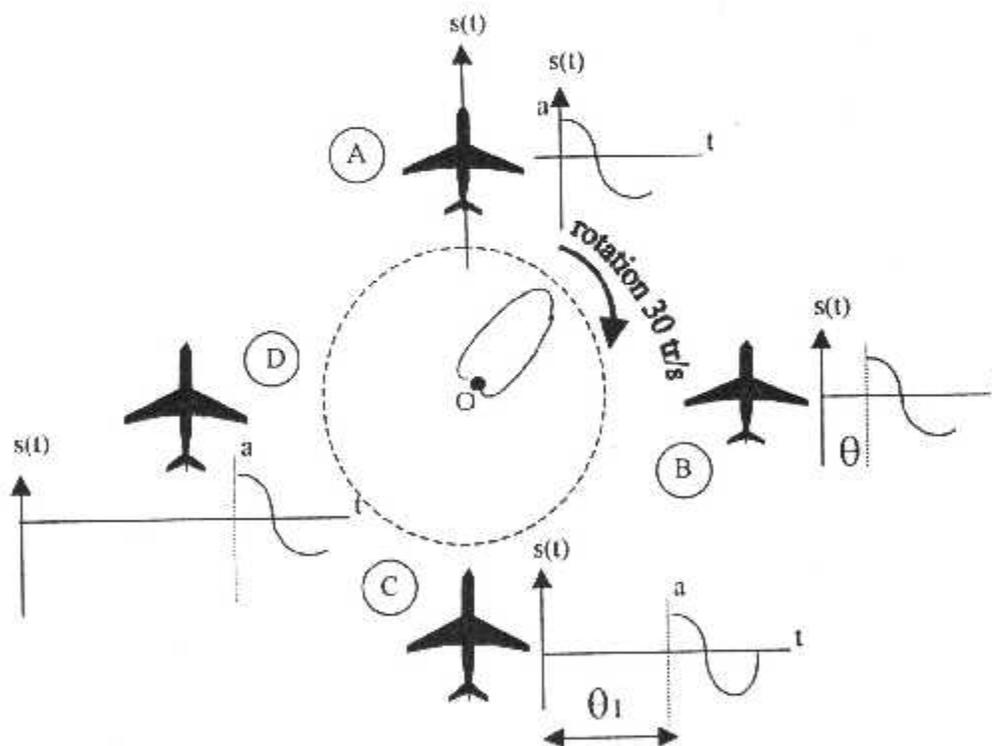


fig. I-4 : Diagramme de rayonnement d'une cardioïde

Si l'avion est en A. le signal est de modulé à une phase déterminée et on suppose que ce signal est maximum à l'instant t_0 . (maximum a).

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

Si l'avion est en C. le récepteur de bord c recevra le maximum de tension de la modulation à 30 HZ avec un décalage encor plus grand par rapport au temps t (décalage θ_1).

En D sera même pour un avion situé en C Pour mettre en évidence le moment où l'émission de position passe par un maximum au nord de la station on sert de second signal. C'est le signal de référence (émission non directionnelle. Ce signal est obtenu en modulant l'onde porteuse et on aura donc un rayonnement circulaire identique sur tout l'horizon. La phase de la modulation à un instant donné t . Sera la même sur tous les points de cet horizon (figure I-5).

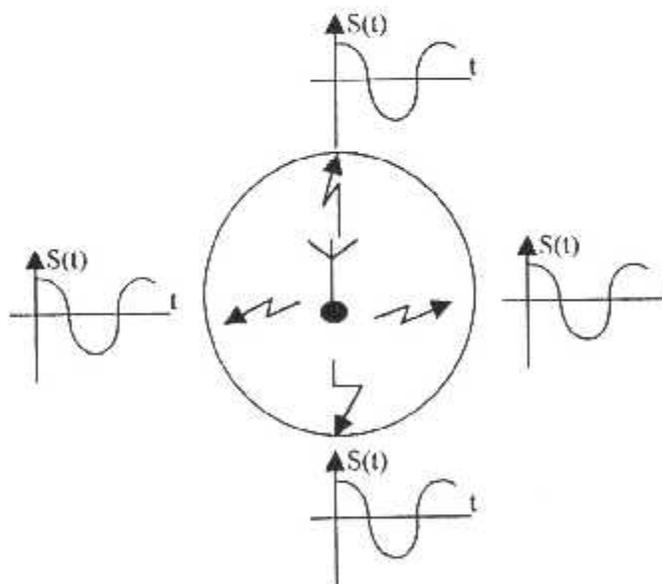


fig. I-5 : Diagramme de rayonnement circulaire du signal REF

Au nord magnétique de la station les deux signaux sont en phase. Et pour tous les autres points le maximum positif du signal VAR (position) sera toujours reçu

après le maximum positif deux signaux REF. Donc il aura un déphasage. La fraction de période écoulée entre les deux maxima permettra de déterminer l'angle d'azimut de chaque point où se trouvera le récepteur par rapport au Nord magnétique.

Remarque :

Comme les deux signaux (référence et position) sont tout deux modulés à 30Hz. Il est nécessaire de pouvoir les distinguer l'un de l'autre pour pouvoir mesurer le déphasage pour cela on module la porteuse en amplitude à 9690HZ ± 480 HZ et ce nouveau signal sera modulé à 30Hz en modulation de fréquence qui donnera le signal de référence d'une manière générale, on peut schématiser ses deux signaux par autre dessin plus clair comme suit : (figure I-6)

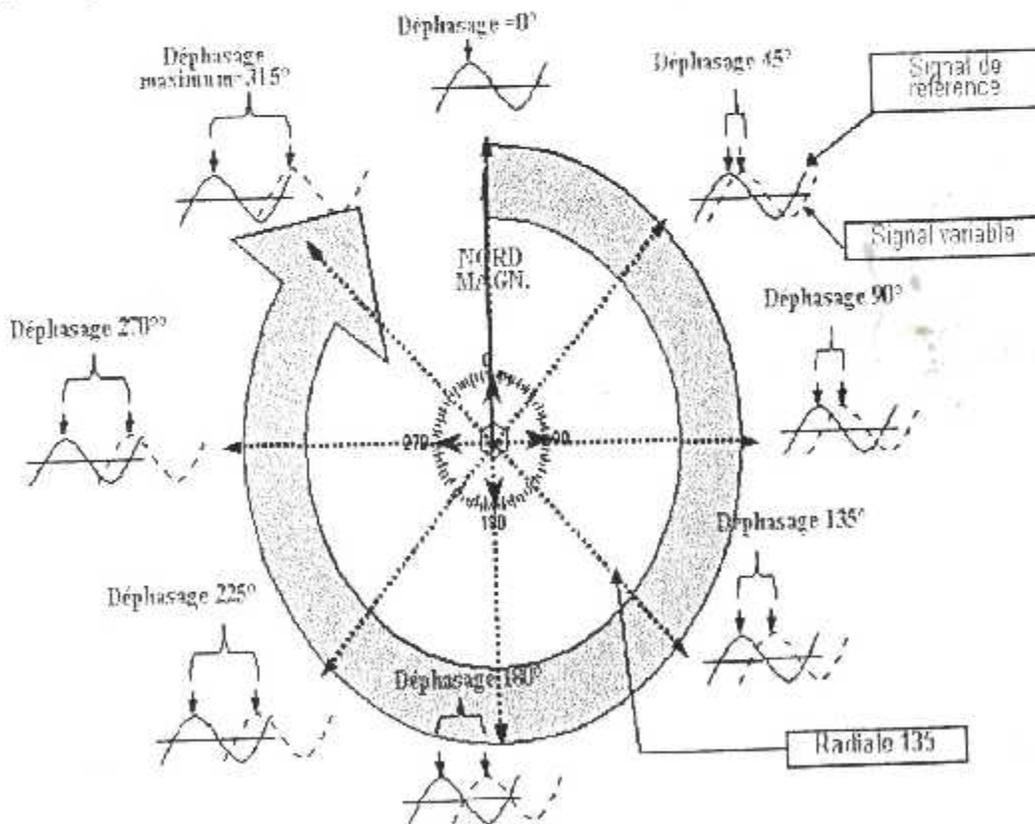


fig. I-6 : Diagramme de rayonnement du signaux REF et VAR

I-2-3 Indications fournies a bord

L'ensemble VOR à bord de l'avion permet au pilote de:

- connaître en permanence le relèvement de la station VOR (Le QDM de cette station), C'est -à- dire le cap magnétique à suivre par- vent nul pour se diriger vers l'émetteur VOR ;

- savoir en choisissant un radial, si ce radial est à gauche ou à droite ;

-Connaître par rapport au radial choisi précédemment si la station VOR. Au sol se trouve devant le récepteur : indication TO

Dernière lui : indication FROM.

Les deux signaux de position et de référence sont séparés par des filtres et leur comparaison peut avoir lieu. Cette comparaison des phases des signaux s'effectue dans l'indication radio-magnétique

- Indicateur CDI

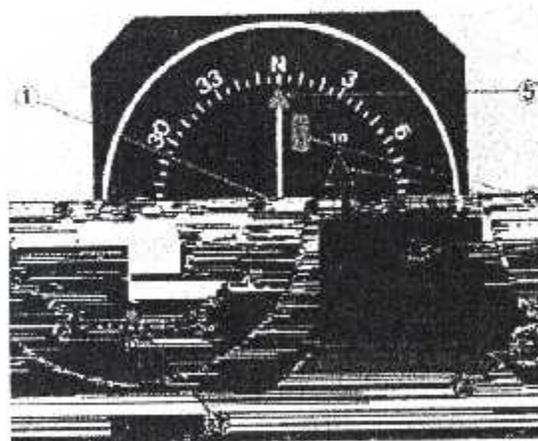


fig. 1-7 : l'indicateur CDI.

① :le rond central représente l'avion et de chaque coté cinq points de 2° de déviation. La précision de l'information est de 10° de chaque coté.

② : Une aiguille mobile qui représente la route sélectionnée.

③ : Le bouton OBS (Omni Bearing Selector).

④ : Une couronne de routes magnétiques en dizaine de degrés.

- ⑤: Index d'affichage de route.
- ⑥: Deux flèches TO et FROM d'orientation de la route « TO=QDM et FROM=QDR », et un drapeau (flag) rouge ou OFF est le signal de non réception du VOR.

□ Indication Radio magnétique

Le RMI permet la lecture directe :

- du cap magnétique.
- du QDR, dans tout les cas , sans la queue de l'aiguille .

la figuration est toujours double aiguille

- simple effectuée à une fréquence (ADF ou VOR)
- double effectuée à une fréquence (VOR ou ADF)

- **H.S.I** : (*Horizontal Situation Indicateur*). (voir ANNEX A)

Le H.S.I est parfois appelé le PNI (Pictorial Navigation Indicateur).il fait partie de la famille des instruments intégrés .En effet la tendance actuelle est de rassembler un maximum d'information sur un même instrument .La conduite du vol est ainsi facilitée car d'un seul regard le Pilote connaît tous les paramètres de sa navigation.

Le H.S.I fournit au pilote les informations suivantes :

- CAP magnétique.
- Indication LOC et GLIDE de ILS .
- Distance DME par rapport au NAV1 ou NAV2.
- Vitesse sol .
- Dérive.

- **A.D.I** :(*Attitude Director Indicator*).

Donne comme information de base l'assiette longitudinal maximale est en général limitée à 80° et il y a une liberté total en roulis . (ANNEX A)

- **Le sélecteur d'azimut**

Appelé encore sélecteur de route (Omni Bearing Selector : OBS.)

Une fenêtre dans laquelle le pilote peut au moyen d'un bouton de commande afficher manuellement un nombre de 3 chiffres ce nombre représente le radial sélectionné.

Dès que l'affichage du radial a été effectué par le pilote ,une petite aiguille placés sur le sélecteur d'azimut et pouvant osciller puis se stabiliser sur une des 2 indication :TO ou FROM, permet de connaître la position de l'avion .

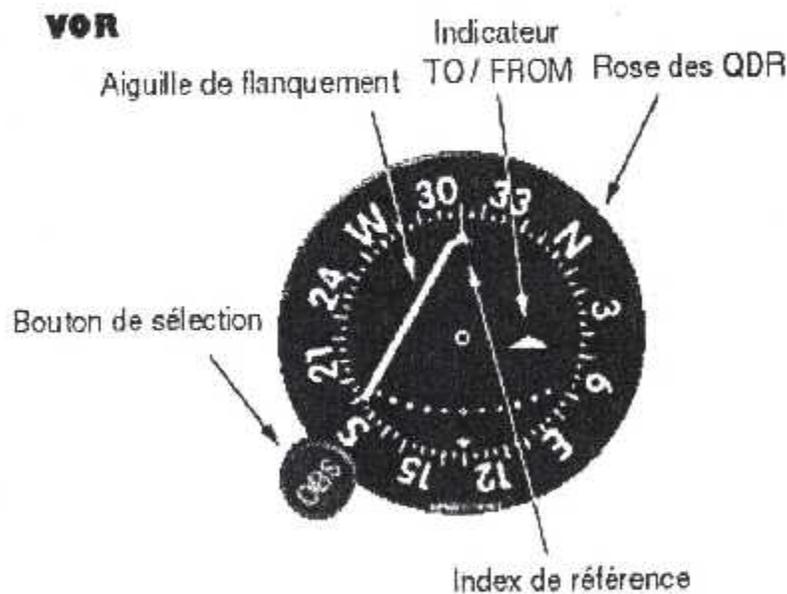


Fig. I-8 : Sélecteur d'Azimut

I-2-4 Zone de silence

Comme dans tout radiophare à rayonnement circulaire on trouve au-dessus de l'émetteur VOR. Un « cône de silence » dans le quel la réception devient nulle.

Dans cette zone l'indication de relèvement du RMI tourne plusieurs fois pour finalement se stabiliser sur une valeur différente de 180° de l'indication donnée auparavant.

Pendant la traversé du cône de silence l'aiguille de l'indicateur TO-FROM oscille également plusieurs fois pour finalement rester sur l'indication opposée à la précédente lorsque l'avion sera revenu dans la zone de réception normale.

I-2-5 Equipements de bord

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

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

I-2-6 Avantages :

- C'est un appareil VOR qui n'est donc pas influencé par les parasites atmosphériques.
- Les indications sont visuelles et continues donc directement exploitable par le pilote.
- Associé à un DME (appareil donnant la distance d'une station) il permet de résoudre le problème du « point ».

I-2-7 Inconvénients :

- portée optique.
- Implantation de l'émetteur au sol nécessite l'utilisation un terrain plat sans obstacles jusqu'à 500m de la station.

I-2-8 Antenne de réception

Une antenne particulière au récepteur VOR a été créée. Elle a la forme d'un doublet replié et n'est utilisée que pour les fonctions VOR et localiser en raison de sa directivité.

Une deuxième antenne est nécessaire pour recevoir la communication VHF. un relais permet dans le cas de brancher soit l'une soit l'autre.

I-3 D.M.E : (Distance Measuring Equipment)

I-3-1 Définition :

C'est un équipement de mesure de distance entre un avion équipé d'un interrogateur et station au sol équipé d'un transpondeur le but de l'équipement est de fournir au pilote de façon permanente sur le tableau de bord la distance oblique de l'avion et le point de référence d'une station au sol identique.

Le DME est le complément naturel du VOR: Ces deux ailes radioélectriques associés fournissent à distance la position en coordonnées polaires ainsi que les spécifications opérationnelles du DME sont:

- Mesure des distances automatiques avec précision et permanent.
- Capacité du répondeur au sol : 100 avions interrogateurs au minimum.
- Sécurité :
 - Protection contre les échos fixes.
 - Protection contre les brouilleurs.
 - Protection contre les autres stations DME.

- Exploitation indépendante des conditions météorologique.

Le DME est associé avec le VOR afin d'assurer :

- Une compatibilité des installations au sol.
- couverture utile identique.
- Même nombres de voies.
- Coût minimum de bord : puissance d'émission réduit en particulier.

I-3-2 Principe de mesure de la distance :

Chaque interrogateur de bord interroge en Impulsion le transpondeur en sol qui répond avec un retard systématique de sons.

L'équipement DEM bord mesure la distance d'après le temps qui sépare les instants d'émission et de réception chaque interrogateur a son rythme propre d'émission et ne retient donc que les réponses synchrones de ce rythme.

D : distance avion - station

C : vitesse d'onde électromagnétique

$$\Delta t = 50\mu s + 2D/C$$

Δt : l'écoulé aller-retour

Soit en mètres :

$$D_m = 150 (\Delta t_{\mu s} - 50)$$

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

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

Distance en Nm et h est l'altitude de l'avion en pied.

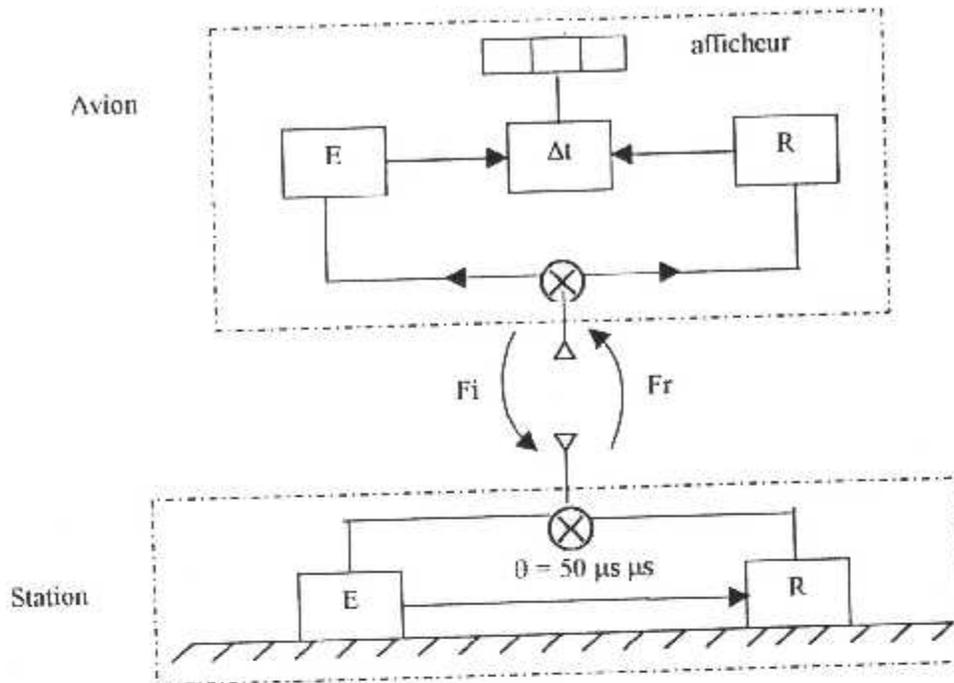


fig. 1-9 : Principe de mesure de la distance

I-3-3 Fonctionnement de DME

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

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

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

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

L'ensemble E/R de bord et E/R au sol dispose donc de 150 canaux espacés de 1 MHz et répartis en mode X ou Y (voir figure).

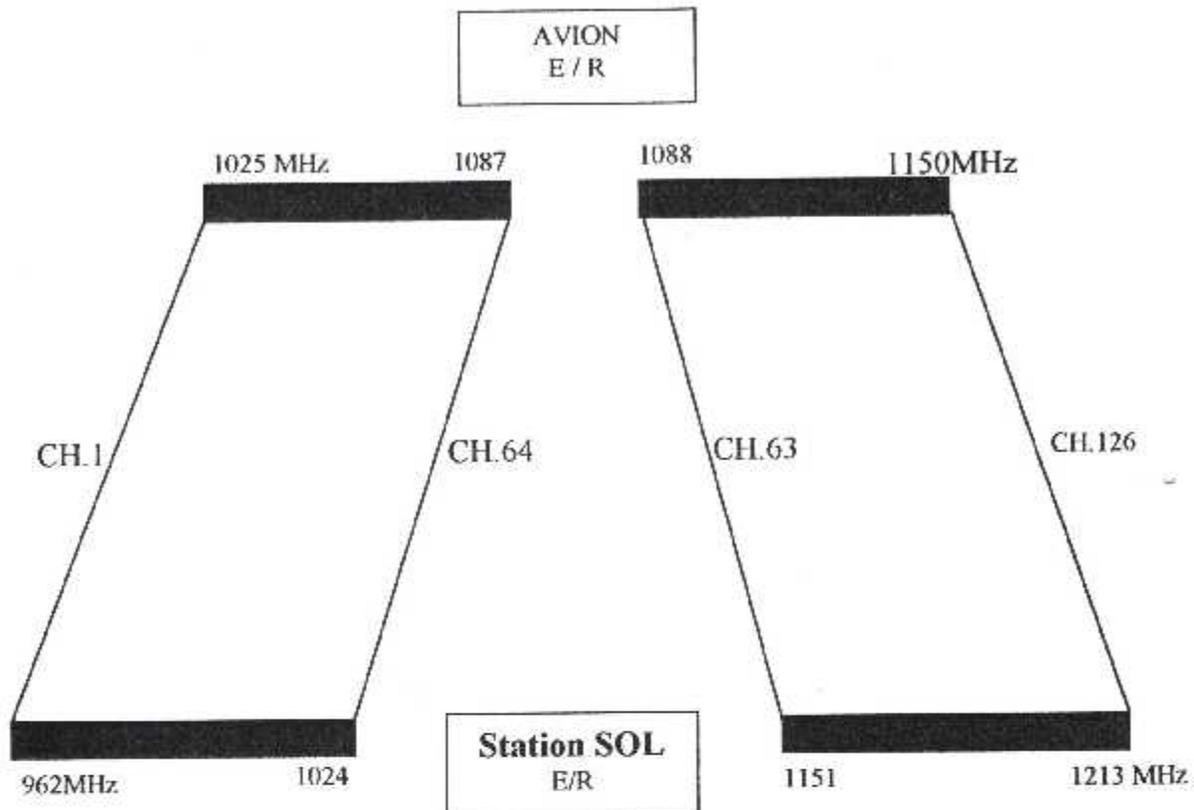


fig. I-10 : Répartition des fréquences D.M.E

I-3-4 Interrogateur de bord:

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

- Emetteur UHF à impulsion déclenchée (puissance 0.1-1km).
- Récepteur UHF.
- Circuit de recherche et de poursuite.
- Indication.

I-3-5 Transpondeur du sol:

Il comprend :

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

I-4 Association VOR-DME

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

- 30 mètres maximums pour les besoins à courte distance.
- 600 mètres maximums pour les besoins en route

Ou mieux ; La co-implantation c'est-à-dire l'antenne DME est superposé à l'antenne VOR de plus.

Les fréquences sont Appariées suivant un tableau OACI(20 voies VOR appariés à 100 voies DME. Mode x plus 10 voies mode y.

Ce qui permet à bord le choix simultané et sans erreur des fréquences VOR et DME.les indicatifs sont identique et combiné en 30 secondes a indicatif DME plus 3 indicatifs VOR.

I-5 Le radiocompas ou ADF :(Automatic Directional Finder)

Désigne le récepteur de Bord recevant les émissions des « LOCATOR » et des « NDB » (Non Directionnel Beacan).

Le radiocompas est un goniomètre de bord il donne la direction de la station par rapport à l'axe longitudinal de l'avion ; des « gisements » (figA) la difficulté d'emploi de cet indications de gisement en indications de QDM au QDR.

On obtient donc le QDM en ajoutant au cap le gisement.

$$\text{QDM} = \text{cap} + \text{gt}$$



fig. I-11 : Le Radiocompas

I-6 I.L.S:(Instrument Landing System)

C'est un système radioélectrique d'atterrissage fournissant au pilote :

- 1- Des informations continues d'écart par rapport à un plan vertical aligné sur l'axe d'atterrissage le « localiser » (fréquence VHF de 108 à 112 MHz).
- 2- Des informations continues d'écart par rapport à un plan oblique de trajectoire idéale de descente, suivant un angle compris entre 2°.5 de 3° (=5%) aboutissant au point de toucher des roues : le « Glide PATH » (fréquence UHF 329 à 335 MHz.)
- 3- Des informations discontinues donnant la distance au point de toucher des roues :

ce sont trois balises à rayonnement vertical, les « MARKERS » émettant en 75 MHz.

Caractéristiques :

Pour localiser :

Le faisceau est de 5° d'ouverture : $2^\circ 5'$ de part et d'autre de l'axe.

La portée est d'environ 25 Nm à $\pm 10^\circ$ de l'axe (17 Nm en dehors).

Les antennes sont implantées à environ 300m après le bout de la piste.

Le Glide PATH :

Portée : elle est aux environs de 10 NM à $\pm 8^\circ$ de l'axe de localiser.

Précision : Elle est de 0.02° à 0.05° . donc il est assez précis pour la procédure d'atterrissage qui va effectuer l'avion.

Puissance : celle de l'émetteur au sol est de 30 watts.

Déviations de l'aiguille : l'aiguille de glide dévie d'environ $\pm 0.5^\circ$.

L'affichage sur le récepteur de bord d'une fréquence « localiser » entraîne la sélection de la fréquence « ALD » (Glide) correspondante par couplage des émetteurs.

La portée est de 10 Nm à 80° de part et d'autre de l'axe.

Les Markers : (Voir figure suivante).

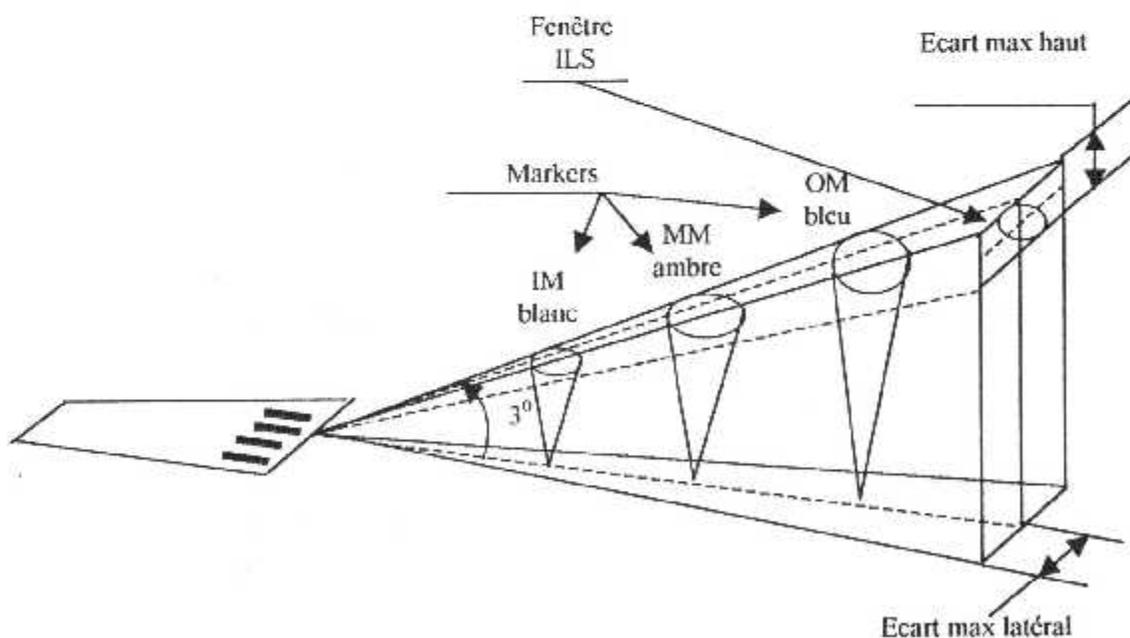


fig. I-12 : Présentation de l'ILS

I-6-1 Description :

Le récepteur de bord s'apparente à celui du V.O.R sur beaucoup d'avions c'est le même instrument qui assure les deux fonctions en fonction I.L.S. La rose des valeurs de QDM ou QDR est inopérante et l'indicateur d'écart comprend une deuxième aiguille horizontale, les valeurs de déviation de l'aiguille verticale diminuent de moitié.

L'instrument comprend donc :

- Une aiguille verticale « localizer » active aussi en fonction V.O.R la déviation Maximale gauche/ droite de l'aiguille est obtenue pour $2^{\circ}5$ de part et d'autre de l'axe.
- une aiguille horizontale « Glide PATH » dont la déviation maximale haute/basse est de $0^{\circ}5$ de part et d'autre de l'axe horizontal
- Un récepteur « Markers » auditif et visuel.

I-7 Gyroscope :

Partons du problème pratique suivant : étant à bord à un véhicule se déplaçant à la surface de la terre, nous voulons connaître à chaque instant l'orientation de ce véhicule par rapport à une direction de référence.

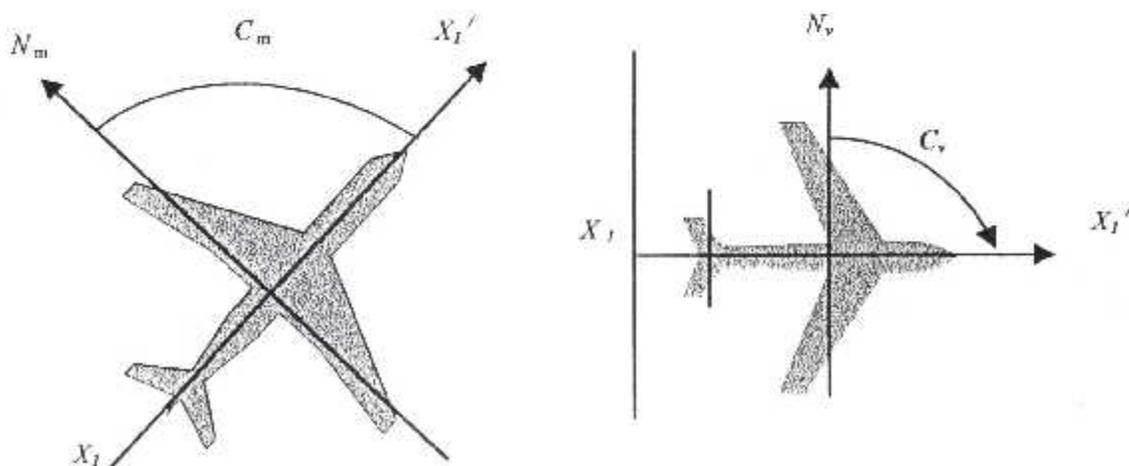


Fig. I-13

L'analyse est limitée à une mesure dans le plan de l'angle que fait cette référence véhicule avec la référence de direction choisie (en navigation et pilotage, il s'agira toujours d'effectuer cette mesure dans le plan horizontale local), et il faudra donc pouvoir matérialiser :

(voir fig I-13)

- Une référence du véhicule (axe de roulis $x_1' x_1$ de l'avion)
- Une référence de direction (Nord magnétique, Nord géographique)

C_m : cap magnétique.

C_v : cap vrai.

Le gyroscope apporte une stabilité à la chaîne de mesure du cap pour la mesure du cap il s'agissait de mesurer une orientation par rapport à une référence terrestre (N_m, N_v) si pour cela qui on fait appel au gyroscope qui lui matérialise une référence absolue

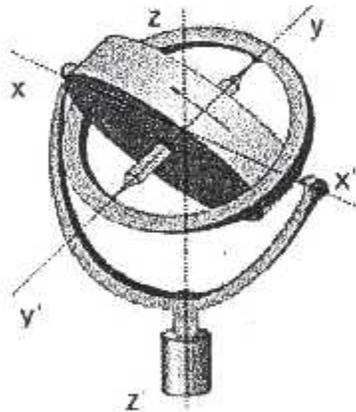


Fig. I-14 : le Gyroscope

On deux réponses :

- A une échelle de temps très courte (quelques secondes) nous pouvons toujours admettre que le gyroscope « gelé » une direction géographique qui est confondue avec une référence absolue ;Ainsi pointé vers le N_m .

Le gyroscope « avalera » les oscillations du compas magnétiques et fournira une référence précise et stable de nord magnétique.

- A une échelle de temps plus grand, la fixité dans l'espace absolu du gyroscope n'a plus aucune utilité et il faut « recalcr » la référence.

- gyroscope sur la référence terre : Mais là encore le processus de recalage.

Nous le verrons dans la suite, introduit la propriété de stabilité dans la chaîne de mesure.

Elargissant : le cas de la mesure du cap, peut être étendu à la détermination des assiettes de l'avion : Il s'agira cette fois encore de mesurer l'angle que fait à chaque instant, une référence avion avec une référence terrestre. Cette mesure sera faite par un équipement embarqué à partir de la matérialisation.

- des références avion concernés (axes de roulis, lacet-tangage).

- de la référence terrestre (vertical local).

La mesure de ces assiettes longitudinales (θ) et latérale (\emptyset) se fera là encore, en associant à un capteur (élément pendulaire) un gyroscope qui jouera le rôle d'élément stabilisateur de la chaîne de mesure.

Dans les cas d'utilisation du gyroscope, c'est la propriété de stabilité que celui-ci apporte à l'équipement de mesure qui justifie son emploi, et non pas vraiment sa propriété de fixité dans l'espace absolu : cette dernière implique la réalisation d'une opération de recalage du gyroscope pour lui faire matérialiser une référence terrestre.

I-8 Conclusion :

Nous avons présenté dans ce chapitre ,en générale les instruments de la radionavigation (V.O.R , D.M.E et I.L.S), ainsi quelques indicateurs pour bien comprendre notre travail.

CHAPITRE II

COMMANDE AUTOMATIQUE

II-1 Introduction

Piloter un appareil, c'est assurer à celui-ci une position angulaire déterminée par rapport à un certain repère de référence.

Le pilotage ne consiste pas à choisir cette position mais seulement à assurer qu'elle sera prise à l'avance pour être conservée le choix et le pouvoir de décision sans le fait d'une autre fonction qui est le guidage .

Pour faciliter la tâche du pilote, l'avion sera équipé de dispositif plus ou moins automatique, permettant une précision de pilotage et une sécurité suffisante une première étape a été réalisée par le directeur de vol qui fournit sous forme synthétique Les ordres à exécuter par le pilote . La seconde étape fut le pilote automatique qui exécute ces ordres . Le pilote-pouvant alors se consacrer totalement à la surveillance du vol ..

Dans ce chapitre nous allons examiner les principaux dispositifs de pilote automatique et à la fin donner le modèle d'avion qu'on a utilisé .

II-1-1 Les Commandes Du Vol

Les commandes de vol sont les organes permettant de transmettre aux gouvernes les ordres de braquage désirés par le pilote, elles sont réalisées de la façon suivante :

En profondeur, un manche commandera le braquage de la gouverne de profondeur par un mouvement d'avant et d'arrière .

En gauchissement un volant commandera le braquage des ailerons par mouvement de gauche et droite .

II-1-2 La Commande Automatique Du Vol (C A D V)

On appelle commande automatique de vol l'ensemble des systèmes qui permettent d'automatiser le pilotage et le guidage d'un avion de façon à les rendre plus efficaces et plus sûrs .

On distingue en général quatre types de problèmes pour les quels les CADV peuvent apporter des solutions :

- Problèmes liés au pilote .
- Problèmes liés aux compagnies .
- Problèmes liés aux passagers .
- Problèmes liés aux qualités du vol naturelles de l'avion.

II-2 Rappel sur les systèmes asservis

II-2-1 Définition

Un système asservi est un système de commande avec amplification de puissance et muni d'une chaîne de retour, alors le principe des asservissement est de comparer à l'aide d'une boucle de retour, une valeur d'entrée en amont d'un système de commande à une valeur de sortie en avale du même système de commande.

- Schéma Fonctionnel D'un Système Asservi

La valeur de consigne est comparée à la valeur de sortie à l'aide d'un comparateur . Le signal d'écart (\mathcal{E}) puis amplifier et envoyer à travers le système de commande qui modifier la valeur de sortie jusqu'à ce que : $\text{Sortie} = \text{Entrée}$. (voir fig.II-1)

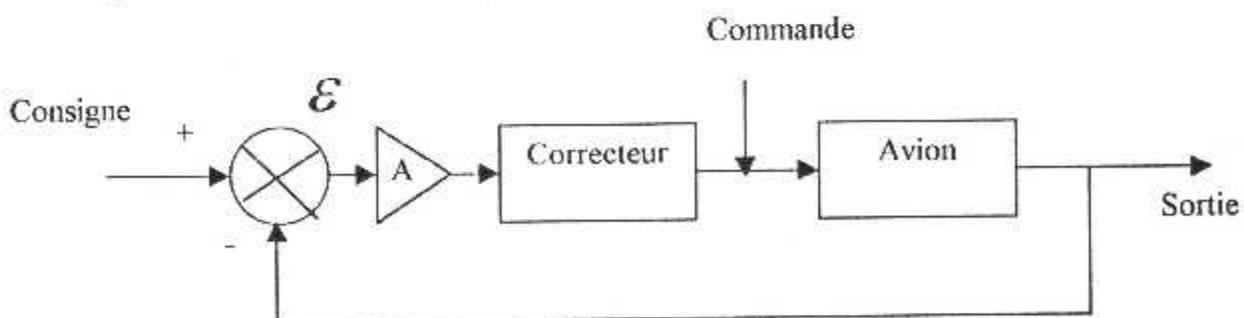


Fig. II-1 : Schéma fonctionnel d'un système asservi

II-2-2 Fonction de transfert des systèmes asservis

Un système asservi peut être représenté par une équation définissant le rapport entre la valeur du signal d'entrée et celle du signal de sortie .

Cette équation est appelée fonction de transfert de système asservis et elle est représentée en général dans le domaine de Laplace .

1) Système Asservi De Premier Ordre

Ce système est représenté par une fonction de transfert de la forme suivante :

$$\frac{S(P)}{E(P)} = \frac{K}{1+Tp}$$

Avec : S(P) : signal d'entrée dans le domaine de Laplace .

E(P) : signal de sortie dans le domaine de Laplace .

K : gain .

T : constante de temps .

P : opérateur de Laplace.

2) Système Asservi De Seconde Ordre

Il est représenté par une fonction de transfert de la forme suivante :

$$\frac{S(P)}{E(P)} = \frac{K}{1 + \frac{2\varepsilon}{W_n}P + \frac{1}{W_n^2}P^2}$$

avec :

S(P) : signal d'entrée dans le domaine de Laplace .

E(P) : signal de sortie dans le domaine de Laplace .

K : gain .

ε : amortissement de système .

W_n : Pulsation propre de système .

II-2-3 Correction Des Systèmes Asservis

Il existe entre autre deux grandes méthodes de correction ; la correction par dérivation et la correction par intégration .

1) Correction Par Dérivation

En dérivant par rapport au temps le signal de sortie on obtient la vitesse de dérivation de la sortie, cela permet d'anticiper la tendance de variation de signal afin d'améliorer la stabilité .

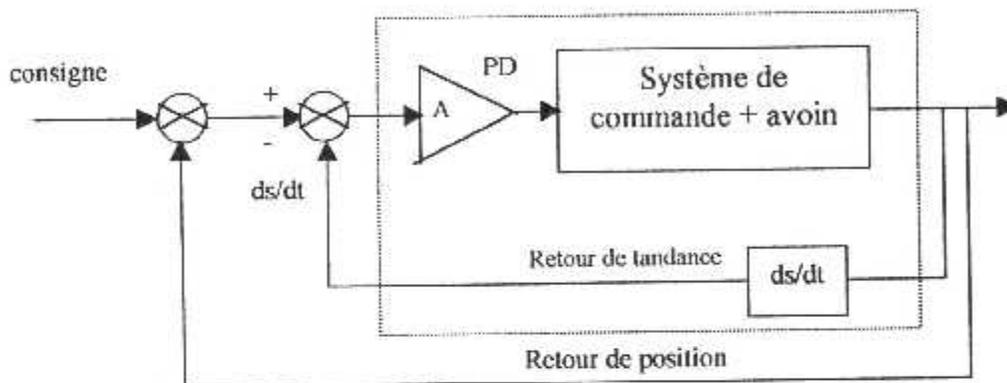


Fig. II-2 : la correction du signal de sortie par dérivation

2) Correction Par Intégration (PI)

En intégrant le signal d'erreur par rapport au temps, la précision du système augmente. En effet même si le signal d'erreur est très faible. L'expression $\int \varepsilon(t) dt$ sera non négligeable pendant un intervalle de temps (ΔT) . Le signal d'erreur sera donc modifié et ceci jusqu'à ce que le signal d'erreur soit rectifié, à ce moment on aura : $S(t) = r(t)$. voir la figure II-3.

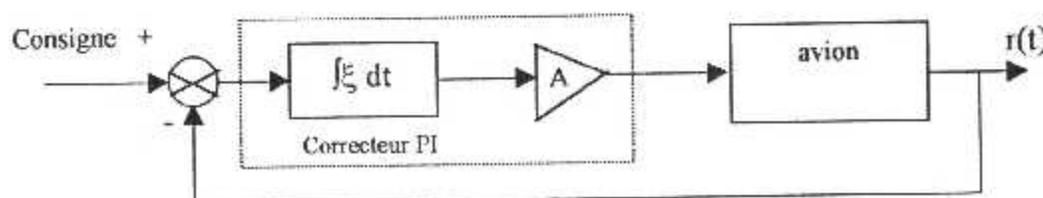


Fig. II-3 : Correction par intégration

II-2-2 Fonction de transfert des systèmes asservis

Un système asservi peut être représenté par une équation définissant le rapport entre la valeur du signal d'entrée et celle du signal de sortie .

Cette équation est appelée fonction de transfert de système asservis et elle est représentée en général dans le domaine de Laplace .

1) Système Asservi De Premier Ordre

Ce système est représenté par une fonction de transfert de la forme suivante :

$$\frac{S(P)}{E(P)} = \frac{K}{1+Tp}$$

Avec : S(P) : signal d'entrée dans le domaine de Laplace .

E(P) : signal de sortie dans le domaine de Laplace .

K : gain .

T : constante de temps .

P : opérateur de Laplace.

2) Système Asservi De Seconde Ordre

Il est représenté par une fonction de transfert de la forme suivante :

$$\frac{S(P)}{E(P)} = \frac{K}{1 + \frac{2\varepsilon}{W_n} P + \frac{1}{W_n^2} P^2}$$

avec :

S(P) : signal d'entrée dans le domaine de Laplace .

E(P) : signal de sortie dans le domaine de Laplace .

K : gain .

ε : amortissement de système .

W_n : Pulsation propre de système .

II-2-3 Correction Des Systèmes Asservis

Il existe entre autre deux grandes méthodes de correction ; la correction par dérivation et la correction par intégration .

1) Correction Par Dérivation

En dérivant par rapport au temps le signal de sortie on obtient la vitesse de dérivation de la sortie, cela permet d'anticiper la tendance de variation de signal afin d'améliorer la stabilité .

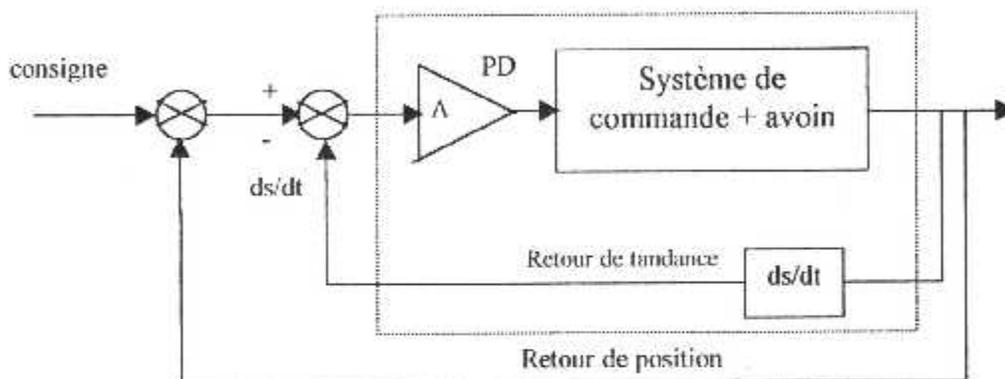


Fig. II-2 : la correction du signal de sortie par dérivation

2) Correction Par Intégration (PI)

En intégrant le signal d'erreur par rapport au temps, la précision du système augmente. En effet même si le signal d'erreur est très faible. L'expression $\int \varepsilon(t) dt$ sera non négligeable pendant un intervalle de temps (ΔT) . Le signal d'erreur sera donc modifié et ceci jusqu'à ce que le signal d'erreur soit rectifié, à ce moment on aura : $S(t) = r(t)$. voir la figure II-3.

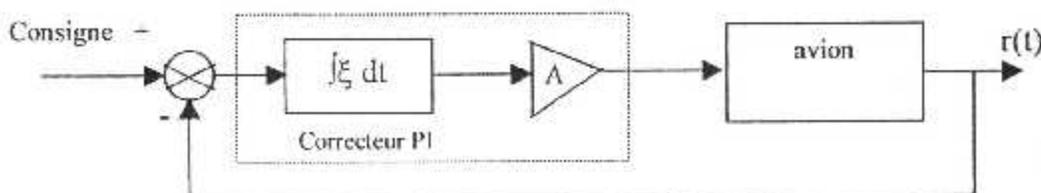


Fig.II-3 : Correction par intégration

II-3 Pilotage Automatique

II-3-1 Le Rôle Du Pilotage Automatique

Il consiste avant tous à soulager le pilote dans ses taches pour lui permettre de le consacré à surveillance et au contrôle du vol, c'est à dire que le PA remplace le pilote humain pour certaines taches

Les fonction de Pilote Automatique sont les suivant :

1-Stabilisation (pilotage) autour de centre de gravité de l'avion par maintien de son attitude (assiettes longitudinale et latéral ,cap)

2-Maintien (guidage) sur une trajectoire déjà acquise.

3- Acquisition (guidage) d'une nouvelle trajectoire.

4-Réalisation de l'atterrissage automatique et gère l'auto manette

II-3-2 Fonctionnement du pilote automatique

Le pilote consiste à suivre une trajectoire horizontale et verticale définie, pour ce faite, le pilote interprète les instruments à sa disposition et si nécessaire engage une action sur les gouvernes correspondantes, ce processus peut s'apparenter à un asservissement entre le pilote et le trajectoire du centre de gravité de l'avion .

Pour modifier la position de l'avion dans l'espace (virage, montée, descente), le pilote doit agir sur les gouvernes et crée un tangage, un roulis ou bien un lacet .

Le principe de pilotage automatique est identique à celui de pilotage manuel ou le PA interprète les instruments à sa disposition, pour connaître la position de l'avion et élaborer des ordres de braquage des gouvernes pour modifier cette position si c'est nécessaire .

Le pilote automatique est constitué de trois chaînes de commande qui fonctionnent séparément, dont chacune assure la commande autour d'un des trois axes de l'avion .

- Chaîne de profondeur .

- Chaîne de roulis .
 - Système de la chaîne de YAW DAMPER (amortisseur de lacet)
- IL existe trois canaux qui forment le système pilote automatique.

- **Le canal de profondeur (PITCH)** : a pour but de canaliser toutes les évolutions de pique, cabré de l'avion, sa principale fonction est le maintien d'altitude .

- **Le canal de roulis (ROLL)** : a pour but de calculer toutes les évolutions de virage (virage à droite, virage à gauche).Sa principale fonction est de le maintien du CAP .

- **Le canal de (YAW DAMPER)** : a pour but d'amortir l'avion dans ces évolutions de virage en présence de perturbation.

II-3-3 Composition du Pilote automatique

Le pilote automatique comporte les élément suivants :

Un interface homme machine composé

- D'un levier d'engagement / déengagement du pilote automatique.
- D'un boîtier de commande (Flight Control Unit F.C.U) permettant au pilote de choisir le mode de fonctionnement du pilote automatique et d'afficher les consignes à suivre.

- D'un indicateur de mode (Flight Mode Annonciator F.M.A) qui informe le pilote du mode de fonctionnement du pilote automatique mode en opération et mode en attente ou « Armés » sur des avions plus modernes. Cet indicateur est intégré à l'indicateur électronique d'altitude de l'avion ou de chaînes de mesures (données aérodynamiques-données inertielles-données de radionavigation) qui fournissent les éléments de calcul au système et les valises des paramètres de vol à surveiller.

- Des calculateurs électroniques qui recevant les consignes du pilote (modes sélectionnées) ou du système de gestion de vol(mode managés)

et les valeurs des chaînes de mesure élaborant les signaux de commandes correspondants.

- Des chaînes de transmission des signaux de commande vers les servocommandes qui actionnent les gouvernes et l'arrivée de carburant aux moteurs.

Les pilotes automatiques sont utilisés depuis la montée initiale (quelques secondes après le décollage) jusqu'à l'atterrissage et l'arrêt final.

III-3-4 Les Modes De Base En Pilote Automatique Latérale

Ce mode de base en roulis est en général la tenue de cap qu'avait l'avion à l'enclenchement et quelque fois la tenue de l'angle de roulis qu'avait l'avion à l'enclenchement .

1) Le mode de maintien d'assiette lateral :

L'assiette latérale ϕ est mesurée par un instrument inertiel , la vitesse de roulis P est considérée représentative de la tendance de l'assiette ($r = \frac{d\phi}{dt}$)

Remarque :

Nous admettons que le pilote automatique commande uniquement le roulis, les stabilisateurs étant supposé réalisés correctement la compensation en lacet .

On a donc le schéma fonctionnel simplifié .

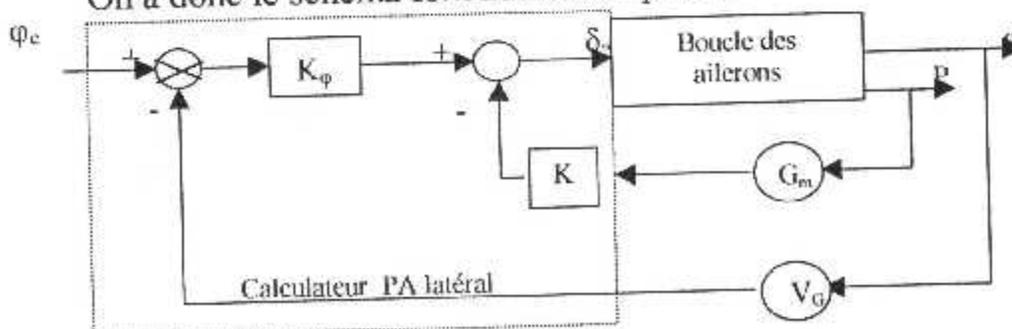


fig II-4 :schéma fonctionnel simplifié

La loi de braquage des ailerons est donnée par la relation suivante :

$$\delta_a = K \phi (\phi_c - \phi) - K_p P$$

telle que :

ϕ_c : assiette latérale commandée .

ϕ : assiette latérale instantanée .

P : vitesse angulaire de roulis .

δ_a : braquage de gouverne (ailerons) .

On viendra ici de «s'ajouter des corrections intégrales (précision) et des limitations en position et en vitesse pour la valeur de consigne, en général, ϕ_c est l'assiette latérale de l'avion au moment de l'engagement du pilote automatique .

2) Le mode du maintien de cap :

Le maintien de cap à l'engagement du PA (à condition que l'assiette latérale soit faible) constitue aussi sur certains systèmes de pilotage automatique un mode de base qui à connue mode supérieur d'acquisition et la tenue de cap sélectionné au boîtier de commande (Flight Central Unit – FCU) du pilote automatique .

En général, c'est la même loi qui est assure la capture et le maintien de cap même s'il est possible de tenir le cap par la gouverne de direction, aujourd'hui c'est par la commande du roulis, par les ailerons que cette fonction de guidage est réalisé .

L'information de cap peut être soit magnétique, soit inertielle . Dans le premier cas, c'est un système gyromagnétique (DG) qui fournit le cap magnétique dans le deuxième cas une centrale inertielle qui fournira le cap inertielle .

Le schéma fonctionnel simplifié de la loi de guidage est comme suit :

le schéma ci-dessous.

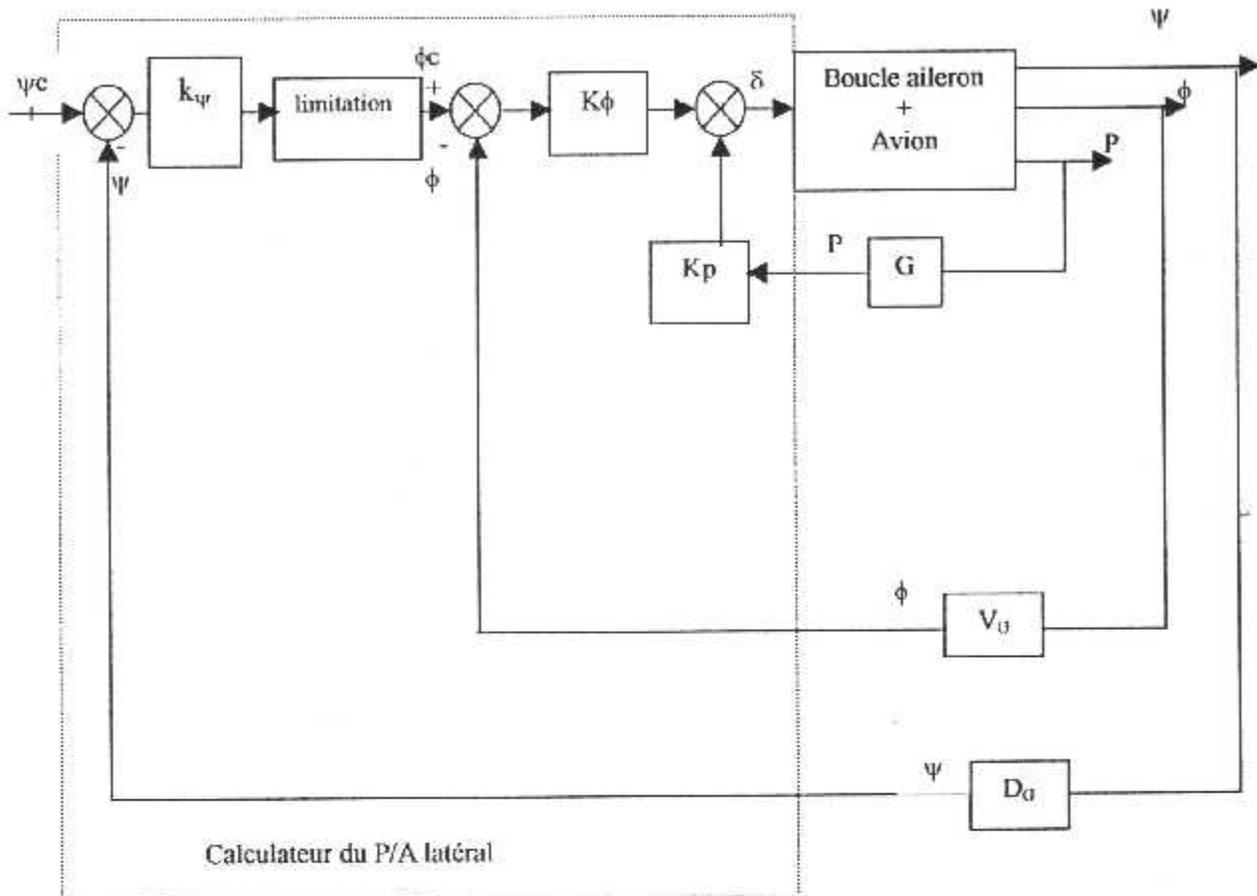


Fig. II-5 : Schéma simplifié d'une boucle de maintien de cap.

On a la loi du pilotage est comme suit :

$$\delta a = K_{\phi} (\phi_c - \phi) - K_P \cdot p$$

avec : $\phi_c = K_{\psi} \cdot (\psi_c - \psi)$

donc l'ordre de braquage s'écrit :

$$\delta a = K_{\phi} [K_{\psi} \cdot (\psi_c - \psi) - \phi] - K_P \cdot p$$

avec:

K_{ϕ}, K_{ψ}, K_P : constante.

ψ_c : cap commandé.

ψ : cap avion.

il faut maintenir les chûmes de MPK.

V_G : gyroscope d'assiette.

G_m : gyromètre.

D_G : gyromagnétique.

Ainsi, le mouvement de roulis restera limité même si à l'engagement du mode d'écart entre le cap actuel et le cap sélectionné est important, ceci permettra d'une part d'assurer le confort des passagers et d'autre part de limiter le couplage entre les mouvements longitudinaux et latéraux de l'avion.

Prise et terme de cap affiché :

Pour les besoins de la navigation, il est intéressant de pouvoir afficher un cap précis, la loi de pilotage est la même que celle du terme de cap « actuel » quand l'avion est proche du cap désiré.

Si on est loin, on sera amené à limiter les mouvements pour des raisons de sécurité et de confort, un virage de prise de cap s'effectue sur avion de transport à une inclinaison maximale de 30° environ.

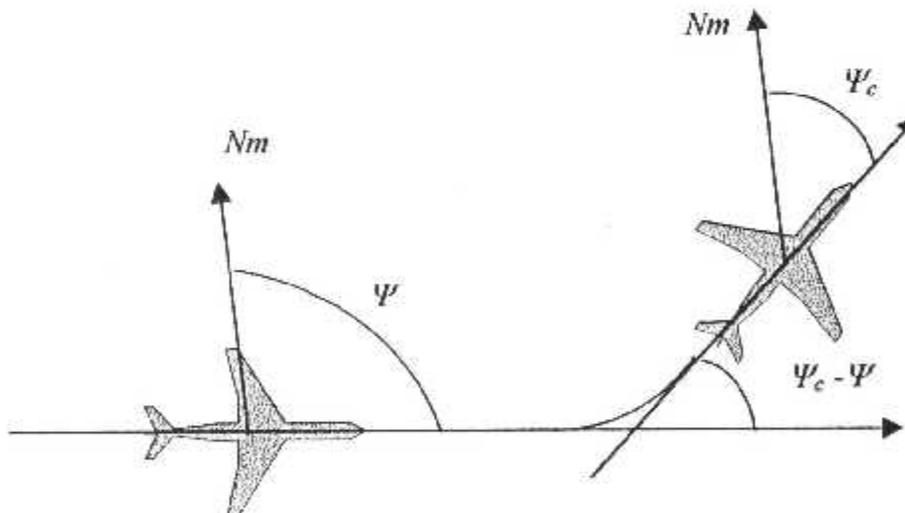


Fig. III-6 : prise de maintien de cap.

Dans ce cas, il s'agit de commandée à partir d'un sélecteur de cap située en général sur le boîtier du pilote automatique, une mise en virage de l'avion.

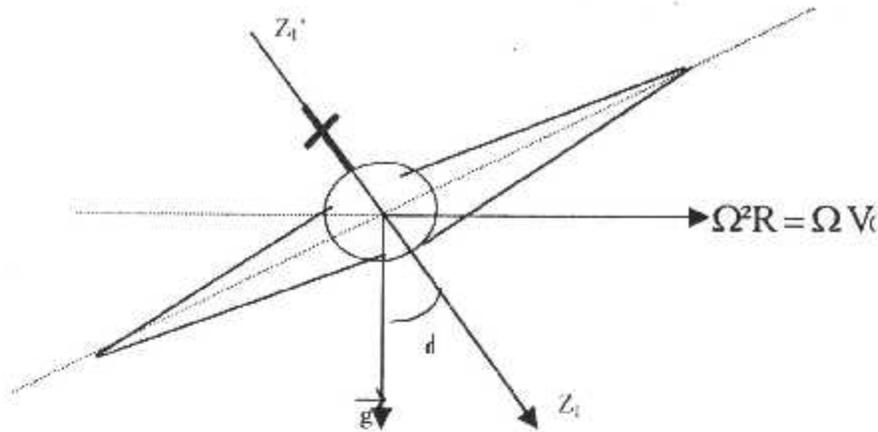


Fig. II-7 : Variation de l'angle de roulis.

Dans un virage stabilisé et à dérapage nul existe la relation suivante :

$$A = \dot{\psi} = (g/V_0) \cdot \text{tg}\phi$$

Où:

V_0 : Vitesse stabilisée en virage.

ϕ : Assiette latérale.

C'est donc bien à partir de l'assiette latérale (ϕ) que l'on commande un taux de virage A .

Si $(\psi_c - \psi)$ est l'écart de cap instantané, on commandera une assiette ϕ_c telle que :

$$\phi_c = K_{\psi} \cdot (\psi_c - \psi)$$

avec:

$$\phi_c \leq 30^\circ, \quad d\phi/dt \leq 5^\circ/s.$$

La loi de pilotage pour la gouverne (ailerons) s'écrit alors:

$$\begin{aligned} \delta a &= K_{\phi} (\phi_c - \phi) - K_P \cdot p \\ &= K_{\phi} [K_{\psi} \cdot (\psi_c - \psi) - \phi] - K_P \cdot p \\ &= - K_{\phi} \cdot \phi - K_P \cdot p + K_1 \cdot (\psi_c - \psi) + K_2 \cdot \int (\psi_c - \psi) \cdot dt \end{aligned}$$

avec: $-K_{\phi} \cdot \phi - K_P \cdot p$ est un terme de stabilisation.

$$K_1 = K_{\phi} \cdot K_{\psi}$$

On remarque qu'au mode de base (stabilisation) on ajoute une commande" qui prend en compte.

- 1) L'écart bruit de cap.
- 2) Un terme intégrateur permettant de compenser les erreurs sur les mesures de ψ , ϕ , P , δa .

II-3-5 Modes supérieurs :

1) Mode VOR :

La navigation moyenne courrier traditionnel se fait suivant des itinéraires composés de segments rectiligne (route aérien) délimités par des balises radio (ADF et VOR).

Les principaux paramètre du problème sont représentés sur la figure suivante :

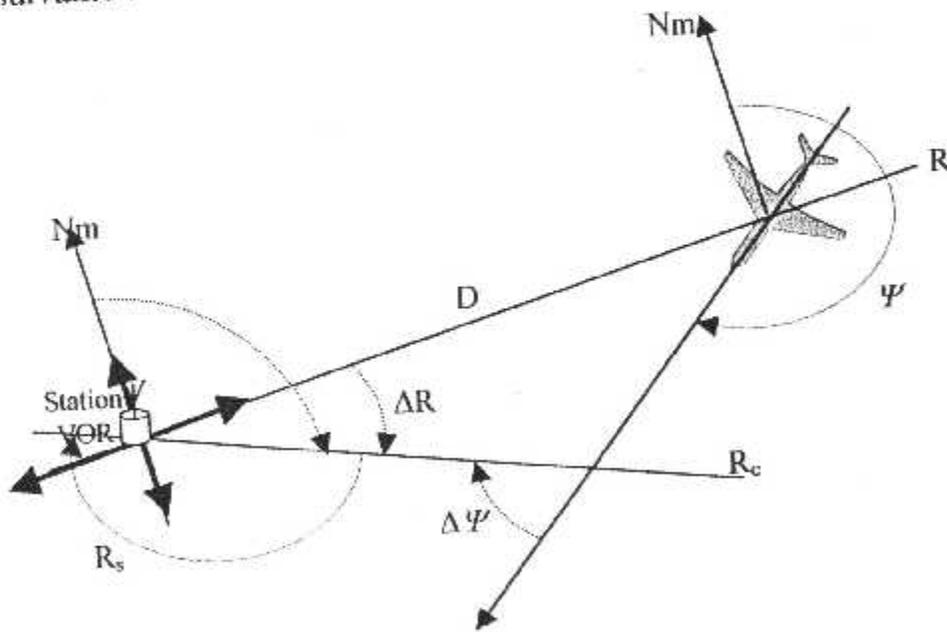


Fig. II-8 : prise et maintien de route magnétique.

Telle que :

ΔR : écart de route magnétique.

$\Delta \psi$: angle d'interception de la route à suivre.

D : distance de l'avion par rapport à l'émetteur.

R_c : route à suivre.

R_s : radiale sélectionnée (QDM à obtenir).

On a le schéma fonctionnel suivant :

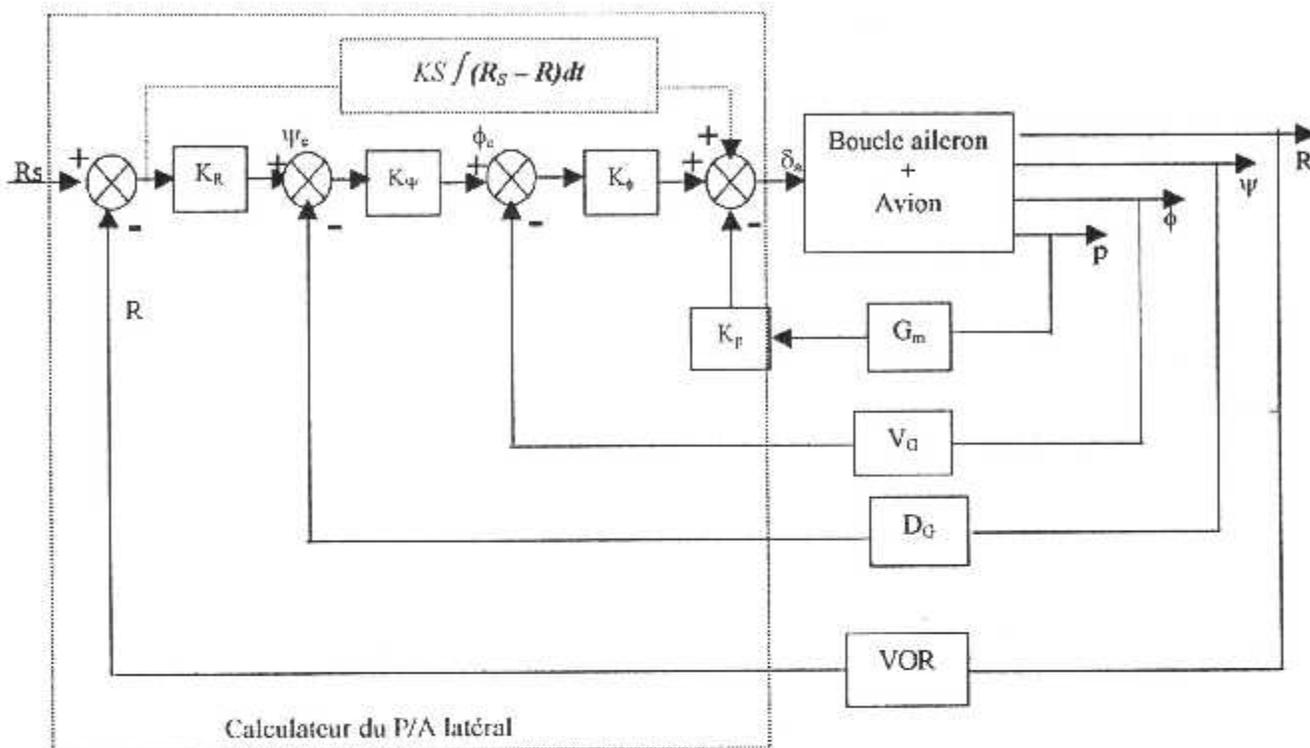


Fig. II-9 : Chaîne de commande et de maintien d'axe VOR

La loi de commande du braquage des ailerons est comme suit :

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

avec:

$$\phi_c = K_{\psi} \cdot (\psi_c - \psi)$$

$$\psi_c = K_R \cdot (R_s - R)$$

Si ψ_c est le cap à suivre (sans vent) lorsque R_c est obtenu, il faut réaliser dans le cas général pour tenir la route R_c .

$$\psi_c = \psi_0 + K_R \cdot (R_c - R)$$

Maintenant on doit trouver une commande d'assiette (ϕ_c) qui ramène l'avion vers R_c (soit $\Delta R \rightarrow 0$).

$$\phi_c = K_\psi [\psi_0 + K_R (R_c - R) - \psi]$$

avec:

$$\phi_c = K_\psi (\psi_c - \psi)$$

où:

$$\psi_c = \psi_0 + K_R (R_c - R)$$

et l'ordre de braquage ailerons s'écrit :

$$\begin{aligned} \delta a &= K_\phi (\phi_c - \phi) - K_P p \\ &= K_\phi [K_\psi [\psi_0 + K_R (R_c - R) - \psi] - \phi] - K_P p \\ &= -K_\phi \phi - K_P p + K_\phi K_\psi (\psi_0 - \psi) + K_\phi K_\psi K_R (R_c - R) \end{aligned}$$

telle que:

$$-K_\phi \phi - K_P p : \text{terme de stabilisation.}$$

ψ_0 : étant assimilable à R_c affichée au boîtier de commande

d'où :

$$\delta a = -K_\phi \phi - K_P p + K_1 (\psi_0 - \psi) + K_2 (R_c - R)$$

S'il y a du vent, lorsque l'avion sera sur la route à suivre, en général, la dérive ($\psi - \psi_c$) ne sera pas nulle et l'avion aura tendance à s'écarter de cette route. A fin de l'y maintenir on rajoutera alors un terme intégral $K_s \int (R_c - R) dt$. L'avion se déplacera alors sur une route en présentant un cap non égal à celui de cette route. En général, la capture d'un radial VOR se fait soit à la suite d'un terme de cap (qui est le mode latéral immédiatement « inférieur ») soit à suite d'une autre terme d'axe VOR, pour que la capture soit possible il faut que lorsque l'angle d'interception soit important la distance à la balise soit suffisamment grande et lorsque la distance à la balise est faible, l'angle d'interception doit être faible, sinon le pilote automatique n'acceptera pas l'ordre de capture.

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

- Le faisceau radio est bruité, ce qui oblige à utiliser des filtres pour ignorer ses signaux aux alentours de la verticale du balise.

- L'information reçue par le VOR est un écart au glaire que l'on en peut transformer en écart de route métrique si l'on ne connaît pas précisément la distance à la balise.

- La présence de vent de travers impose dans la loi de commande la présence d'un effaceur d'écart de route ce qui est mauvais pour la stabilité de l'asservissement et dégrade donc les performances en capture.

CHAPITRE III

MODEL MATHEMATIQUE

III-1 Introduction

Dans ce chapitre, nous commencerons à établir les équations qui régissent le mouvement d'un avion de type rigide en vol, par application de la deuxième loi de NEWTON.

Le résultat obtenu sera représenté par un système d'équations non linéaires couplées. A ce niveau nous ferons appel à la théorie des petites perturbations pour linéariser et découpler ces équations. En fin de compte, nous obtiendrons le système d'équations qui régit le mouvement latéral de notre avion.

III-2 Hypothèse Du Travail

Les hypothèses énoncées ci-dessous sont nécessaires pour simplifier les développements mathématiques qui suivront :

- 1- L'avion est assimilé à un corps rigide, et la distance entre deux points quelconque de ce corps est invariants.
- 2- La terre est supposée plate et fixe dans l'espace
- 3- On suppose que la masse de l'avion reste constante durant notre étude.
- 4- Le plan (XZ) est un plan de symétrie pour l'avion, par conséquent :

$$I_{xy} = I_{yz} = 0$$

5- Les perturbations des conditions de vol sont assez petites que les carrés des changements de vitesse sont négligeables vis-à-vis de leurs changements.

6- Durant la phase de vol en palier, l'avion est supposé en vol horizontal avec assiette fixe.

7- L'écoulement est considéré quasi-stationnaire.

III-3 Systèmes D'axes

Afin de décrire le mouvement d'un avion, du fait que les forces agissantes sur l'avion sont de natures différentes ne s'exprime aisément que dans les repères cartésiens différents, on utilise donc deux systèmes d'axes, dont :

Le premier est liée à la terre et qui est supposé fixe, c'est-à-dire que sa rotation est négligée, son utilité est de déterminer la position du centre de gravité de l'avion.

Le second, est fixe à l'avion est à pour origine son centre de gravité, ce système d'axes nous permet de déterminer le mouvement de rotation de l'avion. Pour faciliter le passage entre ces deux systèmes de repères on utilise des repères intermédiaires, tel que :

$R' (O, X', Y', Z')$: repère lié à la terre (qui est fixe)

$R (G, X, Y, Z)$: repère lié à l'avion (d'origine centre de gravité de l'avion)

$R_a (G, X_a, Y_a, Z_a)$: repère aérodynamique.

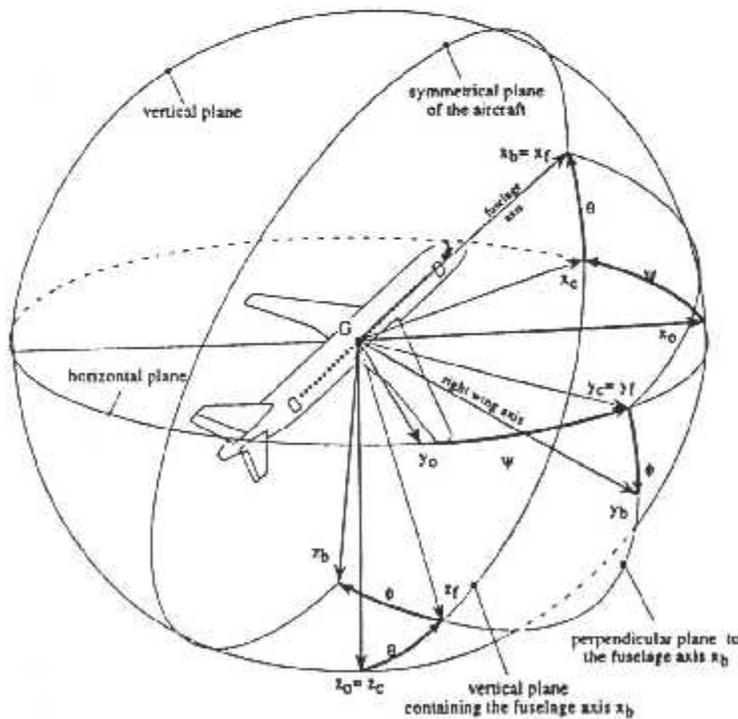


Fig. III-1 : Repère avion R_b par rapport au repère terrestre R_0

Le tableau (III-1) définit la notation choisie conformément à l'application de la seconde loi de NEWTON :

Axes	X	Y	Z
Vitesse linéaire le long de l'axe	U	V	W
Vitesse angulaire autour de l'axe	P	Q	R
Somme des moments autour de l'axe	ΣL	ΣM	ΣN
Somme des forces suivant l'axe	ΣF_X	ΣF_Y	ΣF_Z
Déplacement autour de l'axe	ϕ	θ	ψ
Moment cinétique suivant l'axe	h_X	h_Y	h_Z
Moment d'inertie	I_{XX}	I_{YY}	I_{ZZ}

Tableau (III-1): nomenclature utilisée pour l'application de la loi de NEWTON

III-4 L'Orientation De L'avion

Pour décrire l'orientation de l'avion, par rapport à la terre il suffit de décrire l'orientation du système d'axes (X,Y,Z) liés à l'avion par rapport au système d'axes (X',Y',Z') fixes à la terre.

Pour cela, on considère que le système d'axes X', Y', Z' est translaté parallèlement à lui-même jusqu'à ce que son origine coïcide avec le centre de gravité de l'avion. L'orientation de l'avion est donnée par les trois possibilités de rotation, dont l'ordre est important parce que ces angles ne sont pas orthogonaux. Ces angles sont appelés les angles d'EULER. on plus, l'avion est mutuellement supposé orienté de telle façon que ses axes (X,Y,Z) soient parallèle à (X',Y',Z') , puis il est soumis aux trois rotations suivantes :

1- une rotation d'angle positif ψ autour de GZ' amenant les axes à G,X,Y,Z ce mouvement est appelé lacet, représenté par la fig. (III-1)

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} \quad \dots(III-1)$$

2- Une rotation d'angle positif θ autour de GY_1 amenant les axes à G, X_2, Y_1, Z_2 , ce mouvement est tangage, représenté par la fig. (III-2).

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} \quad \dots(III-2)$$

3- Une rotation d'angle positif ϕ autour de GX_2 amenant les axes à G, X_2, Y, Z , ce mouvement est roulis, représenté par la fig. (III-3)

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad \dots(III-3)$$

En remplaçant l'équation (III-3) dans (III-2) dans (III-1) il en résulte la transformation qui permet de passer du repère initial (GX'Y'Z') au repère final (GXYZ) lié à l'avion, définie :

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 & \cos\theta & 0 & \sin\theta & 1 & 0 & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & 0 & 1 & \sin\theta & 0 & \cos\theta & 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad \dots(II-4)$$

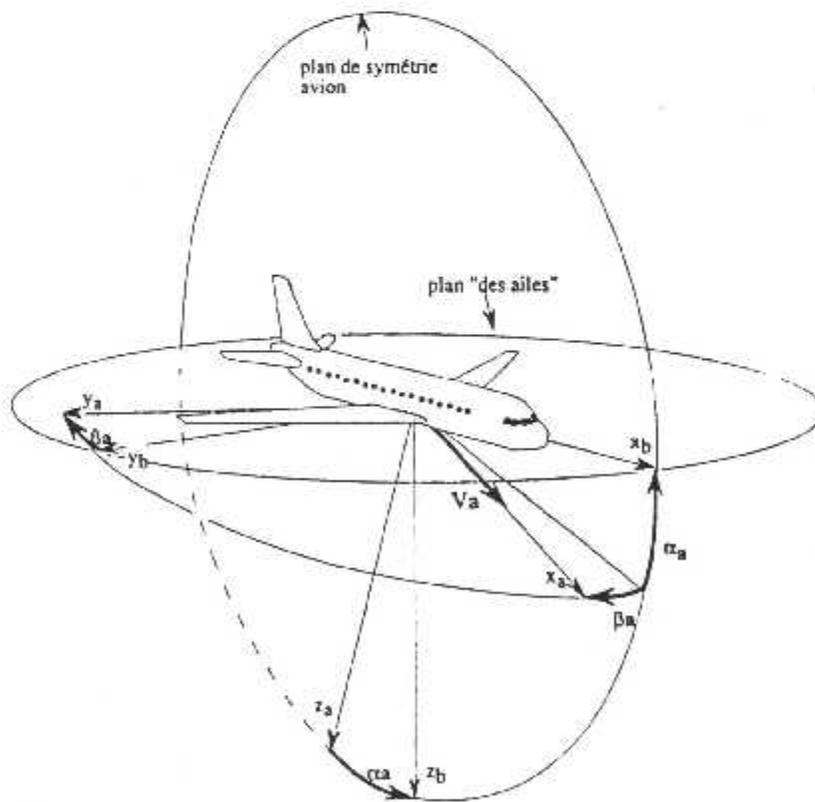


Fig. III-2 : Repère aérodynamique R_a positionné par rapport au repère avion R_b .

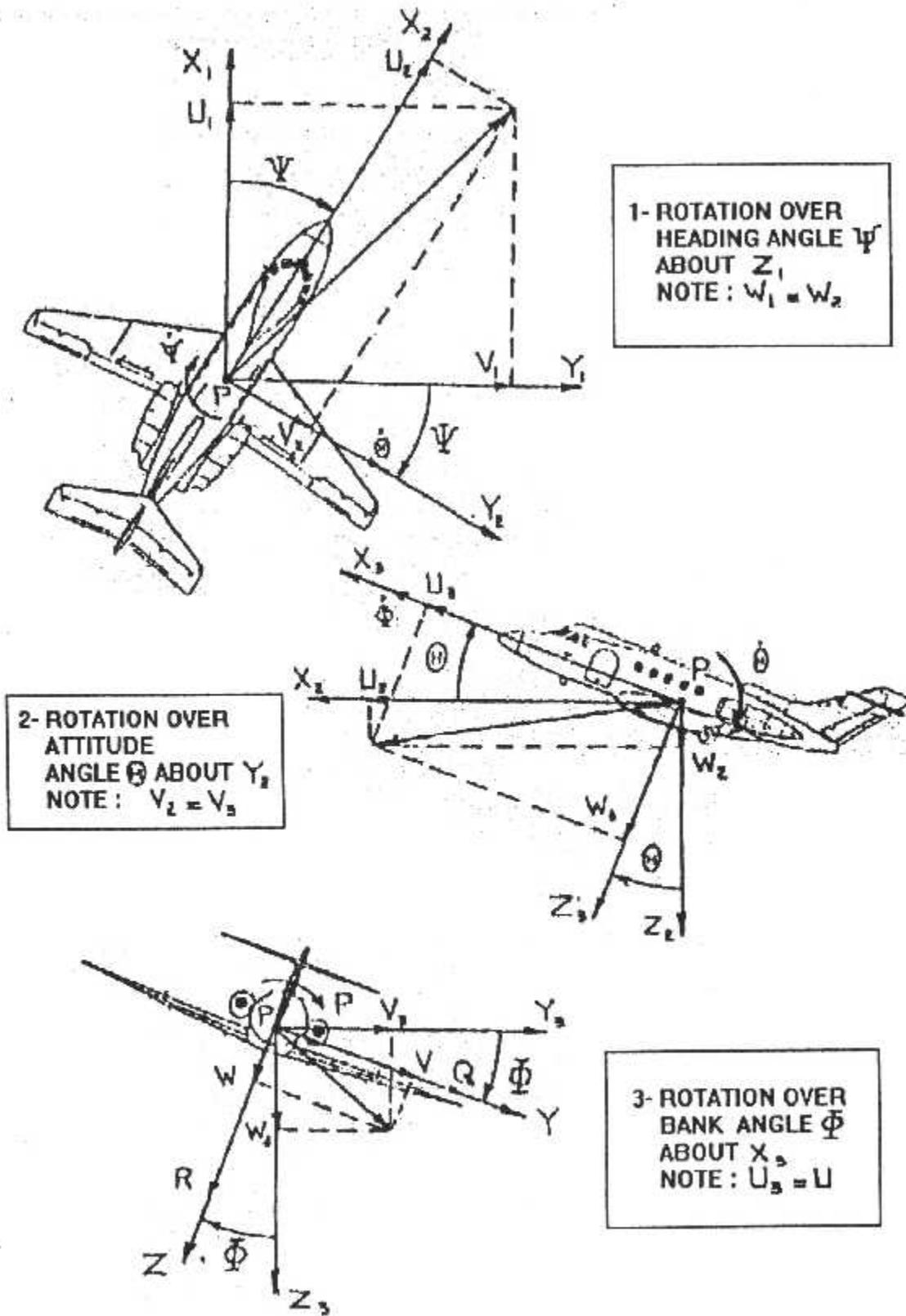


Fig. III-3

III-5 Composantes Des Forces Intervenant Dans Les Equations De Mouvement

III-5-1 Notion De Vol Stationnaire

Un vol stationnaire est un vol durant lequel toutes les variables définissant le mouvement sont indépendantes du temps relativement à un système d'axes liés à l'avion, mathématiquement un vol stationnaire est décrit par :

$$V'_i = 0 \quad \text{et} \quad \Omega = 0 \quad \dots(III-5)$$

Et notre travail consiste à étudier le mouvement de vol d'un avion en présence de petites perturbations à partir des conditions initiales.

III-5-2 Composantes Des Forces De Gravité

Durant toute la durée de vol stationnaire l'avion est soumis à la force de gravité, Ces composantes peuvent être déterminées d'après la figure (III-5), et par la projection directe sur les axes (XYZ) liés à l'avion, on trouve les composantes du vecteur P définies par :

$$\begin{aligned} P_X &= -mg \sin \theta_0 \\ P_Y &= -mg \sin \phi_0 \cos \theta_0 \\ P_Z &= mg \cos \phi_0 \cos \theta_0 \end{aligned} \quad (III-6)$$

L'indice '0' dans l'équation précédente indique les valeurs des angles d'EULER en vol stationnaire.

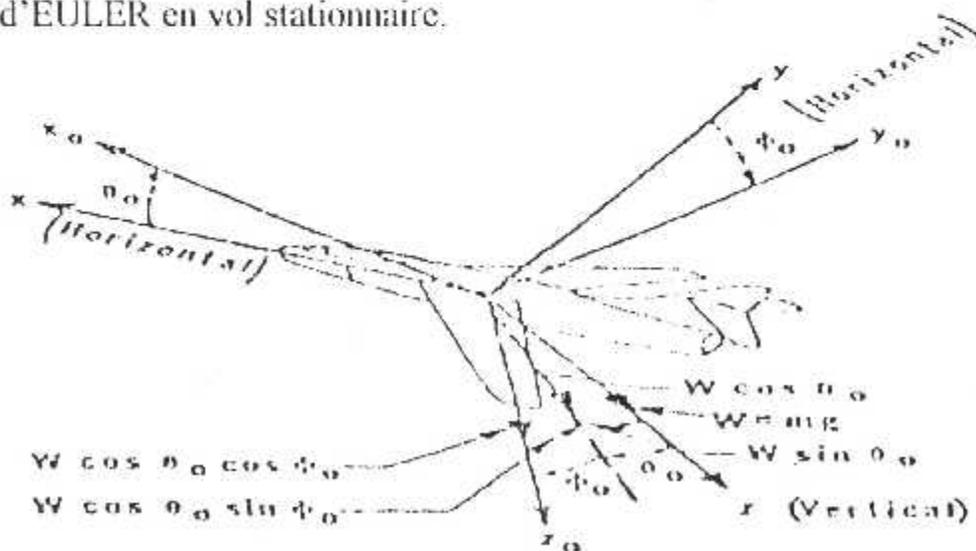


Fig. III-4 : Force de gravité

III-5-3 Composantes Des Forces Aérodynamiques

Comme il est difficile d'exprimer les forces aérodynamiques et de poussée en terme de vitesse linéaire et angulaire, On représente d'habitude ces forces par un développement en série de TAYLOR en prenant un nombre de termes suffisant pour assurer une précision adéquate pour les calculs.

A cause de ces conditions spéciales il est plus simple de séparer les forces aérodynamiques et de poussée, de la force de gravité, ainsi on aura :

$$\begin{aligned}\sum F_x &= \sum F_{APX} + P_x \\ \sum F_y &= \sum F_{APY} + P_y \\ \sum F_z &= \sum F_{APZ} + P_z\end{aligned}\quad \dots(\text{III-7})$$

ΣF_x , ΣF_y et ΣF_z : représente respectivement la somme des forces aérodynamiques, de poussée et de gravité selon X Y Z.

ΣF_{APX} , ΣF_{APY} et ΣF_{APZ} : représente respectivement la somme des forces aérodynamiques et de poussée selon X Y Z.

P_x , P_y et P_z : Sont les composantes des forces de gravites.

L'établissement du modèle mathématique du mouvement de vol d'un avion repose sur des relations fondamentales de la mécanique et celle de la cinétique.

Ces relations se résument par la seconde loi de NEWTON, dont l'énoncé est :

"La variation de la quantité de mouvement d'un corps est proportionnelle à la résultante des forces auxquelles il est soumis, et la variation du moment cinétique, est proportionnelle au moment résultant appliqué "

Mathématiquement cette loi s'écrit :

$$\sum F_{ext} = d(m \cdot V) / dt \quad \text{et} : \quad \sum M_{ext} = d(H) / dt \quad \dots(III-8)$$

En projetant ces deux relations sur les axes (XYZ) liés à l'avion on obtient :

$$\begin{aligned} \sum F_x &= d(m \cdot U) / dt \\ \sum F_y &= d(m \cdot V) / dt \\ \sum F_z &= d(m \cdot W) / dt \end{aligned} \quad \dots(III-9)$$

Et :

$$\begin{aligned} \sum L &= dh_x / dt \\ \sum M &= dh_y / dt \\ \sum N &= dh_z / dt \end{aligned} \quad \dots(III-10)$$

Relation dans les quelles U, V, W sont les composantes de vitesse avion dans le repère liée à l'avion (G, X', Y', Z'), et h_x , h_y , h_z sont respectivement les composantes de moment cinétique de l'avion dans le repère lié à l'avion (G,X',Y',Z').

Et d'après la troisième hypothèse (masse de l'avion fixe) :

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m [dU / dt] \\ \sum F_y &= m [dV / dt] \\ \sum F_z &= m [dW / dt] \end{aligned} \quad \dots(III-11)$$

Les moments cinétiques peuvent être développer en utilisant un élément de masse (dm) qui tourne avec la vitesse angulaire Ω :

$$\Omega = P \cdot i + Q \cdot j + R \cdot k \quad \dots(III-12)$$

avec :

i , j , k les vecteurs unitaires sur les axes X, Y, Z, et P, Q, R sont respectivement les composantes du vecteur vitesse angulaire dans le repère lié à l'avion fg(III-1), cet élément de masse est situé au point (X,Y,Z) par rapport au centre de gravité G :

$$dh = r \wedge dm \cdot V \quad \dots(III-13)$$

D'après la relation fondamentale de la cinétique la vitesse de cet élément est donnée par :

$$V = V_G + \Omega \wedge r \quad \dots(\text{III-14})$$

Où :

V_G : vitesse de centre de gravité de l'avion.

r : rayon vecteur issu de centre de gravité pour situer la position de l'élément de masse dm .

Et en remplaçant V par sa valeur, on obtient l'équation :

$$dh = r \wedge dm (V_G + \Omega \wedge r)$$

Le moment cinétique résultant de tout l'avion est obtenu en intégrant l'équation précédente sur toute la masse de l'avion :

$$H = \int dh = \int r \wedge dm V_G + \int r \wedge dm (\Omega \wedge r) \quad \dots(\text{III-15})$$

Et du fait que la vitesse du centre de gravité est indépendante du signe somme, on peut écrire que :

$$\int r \wedge dm V_G = \int (r * dm) \wedge V_G \quad \dots(\text{III-16})$$

Sachant que G (centre de gravité de l'avion) coïncide avec l'origine du repère, on obtient :

$$\int r \wedge dm = 0 \quad \dots(\text{III-17})$$

Ainsi le vecteur h est donné par l'équation :

$$h = \int [r \wedge (\Omega \wedge r)] dm \quad \dots(\text{III-18})$$

Et en utilisant la relation vectorielle :

$$A \wedge (B \wedge C) = B * (A * C) - C * (A * B)$$

On trouve que :

$$h = \int [\Omega r^2 - r (\Omega * r)] dm \quad \dots(\text{III-19})$$

Donc la composante suivant l'axe X est donné par :

$$h_x = \int [P^*(x^2 + y^2 + z^2) - x^*(px + qy + rz)]^* dm \quad \dots(\text{III-20})$$

d'où :

$$h_x = \int P^*(y^2 + z^2)dm - \int qxydm - \int rxzdm \quad \dots(\text{III-21})$$

Et comme p, q, r sont indépendantes de la masse, on peut écrire :

$$h_x = P \int (y^2 + z^2)dm - q^* \int xydm - r \int xzdm \quad \dots(\text{III-22})$$

De la même manière on obtient h_y et h_z :

$$h_y = q \int (x^2 + z^2)dm - p \int xydm - r \int yzdm \quad \dots(\text{III-23})$$

$$h_z = r \int (x^2 + y^2)dm - p \int xzdm - q \int yzdm \quad \dots(\text{III-24})$$

Sachant que par définition on a :

$$I_{xx} = \int (y^2 + z^2)dm ; I_{yy} = \int (x^2 + z^2)dm \text{ et } I_{zz} = \int (x^2 + y^2)dm$$

$$I_{xy} = \int xydm ; I_{xz} = \int xzdm \text{ et } I_{yz} = \int yzdm \quad \dots(\text{III-25})$$

Comme étant les différents moments d'inertie par rapport aux trois axes, d'où on trouve que les composantes du vecteur h sont :

$$h_x = p^* I_{xx} - q^* I_{xy} - r^* I_{xz}$$

$$h_y = q^* I_{yy} - r^* I_{yz} - p^* I_{xy}$$

$$h_z = r^* I_{zz} - p^* I_{xz} - q^* I_{yz} \quad \dots(\text{III-26})$$

La dérivée dh/dt est obtenue en dérivant ces équations par rapport au temps t, est en tenant compte du fait que le système d'axes qu'on a choisi est lié à l'avion et compte tenu des hypothèses énoncées précédemment, les équations de mouvement s'écrivent :

$$\Sigma L = dh_x/dt = p^* I_{xx} - q^* I_{xy} - r^* I_{xz}$$

$$\Sigma M = dh_y/dt = q^* I_{yy} - r^* I_{yz} - p^* I_{xy} \quad \dots(\text{III-27})$$

$$\Sigma N = dh_z/dt - r^* I_{zz} - p^* I_{xz} - q^* I_{yz}$$

Du fait que le système d'axes, adopté pour déterminer les équations de mouvement, est lié à l'avion ne peut être décrite par ce système d'axes, ainsi on est amené à introduire un système d'axes fixe.

III-5-4 Développement Des Equations De Mouvement Suivant Un Système D'axes Fixe

L'accélération mesurée dans le système d'axes fixe $X' Y' Z'$ est donné par :

$$\gamma = [d V_G/dt]_{xyz} + \Omega \wedge V$$

avec :

$$\Omega \wedge V = \begin{matrix} i & j & k \\ p & q & r \\ u & v & w \end{matrix}$$

Si $U, V,$ et $W,$ sont les composantes de V_G dans $(X Y Z),$ et P, Q, R celles de $\Omega,$

On aura :

$$\begin{aligned} \gamma_{x'} &= u' + q^* w - r^* v \\ \gamma_{y'} &= v' + r^* u - p^* w \\ \gamma_{z'} &= w' + p^* v - q^* u \end{aligned} \quad \dots \text{(III-28)}$$

De la même manière , le changement dans le moment cinétique en fonction du temps s'écrit :

$$[d h/dt]_{x'y'z'} = [d h/dt]_{xyz} + \Omega \wedge V \quad \dots \text{(III-29)}$$

avec :

$$\Omega \wedge V = \begin{matrix} i & j & k \\ p & q & r \\ h_x & h_y & h_z \end{matrix}$$

Les composantes de h et dh/dt étant déjà calculées dans le repère lié à l'avion donc :

$$\begin{aligned} [dh_x/dt]_{x'y'z'} &= [dh_x/dt]_{xyz} + qh_z - rh_y \\ [dh_y/dt]_{x'y'z'} &= [dh_y/dt]_{xyz} + rh_x - ph_z \\ [dh_z/dt]_{x'y'z'} &= [dh_z/dt]_{xyz} + ph_y - qh_x \end{aligned} \quad \dots(\text{III-30})$$

La somme des forces extérieures appliquées sur l'avion est égale à la somme des forces aérodynamiques, de poussée plus la force de gravité,

C'est-à-dire :

$$\Sigma F_{\text{ext}} = \Sigma F_{\text{ap}} + P \quad \dots(\text{III-31})$$

P : poids de l'avion.

F_{ap} : force aérodynamique et propulsive.

Et :

$$\Sigma M_{\text{ext}} = \Sigma M_{\text{oem}} + M_{\text{prq/g}} \quad \dots(\text{III-32})$$

D'après (I-22) :

$$\Sigma F_{\text{ap}} = \Sigma F_{\text{ext}} - P \quad \dots(\text{III-33})$$

Selon la quatrième hypothèse (le plan XZ est un plan de symétrie),

On avait :

$$I_{XY} = 0 \quad \text{et} \quad I_{YZ} = 0$$

Ainsi les équations de mouvement d'un avion par rapport à un système d'axes s'écrit :

$$\begin{aligned} \Sigma F_{APx} &= m(U' + Q*W - R*V) - P_x \\ \Sigma F_{APy} &= m(V' + R*U - P*W) - P_y \\ \Sigma F_{APz} &= m(W' + P*V - Q*U) - P_z \end{aligned} \quad \dots(\text{III-34})$$

Pour simplifier la notation, on va noter, néanmoins, les composantes des forces aérodynamiques et propulsives comme ci-dessous :

$$F_{APx} = F_x$$

$$F_{APy} = F_y$$

$$F_{APz} = F_z$$

Le poids de l'avion $P = -mg \mathbf{Z}$, dans le repère fixe .

Et puisqu'on a la matrice de passage du repère fixe (X', Y', Z') au repère mobile liée à l'avion -annexe 1-, On aura :

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \psi \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix}$$

relation ... (II-35) :

Donc :

$$P_x = -mg \sin \theta_0$$

$$P_y = -mg \sin \theta_0 \cos \phi_0$$

$$P_z = mg \cos \phi_0 \cos \theta_0$$

... (III-36)

Par substituant des équation (III-36) dans les équations (III-34) on trouve :

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m(U' + Q^*W - R^*V) + mg \sin \theta_0 \\ \sum F_y &= m(V' + r^*U - P^*W) + mg \sin \theta_0 \cos \phi_0 \\ \sum F_z &= m(W' + P^*V - Q^*U) - mg \cos \phi_0 \cos \theta_0 \end{aligned} \quad \dots (III-37)$$

$$\sum L = P^*I_{xx} - R^*I_{xz} + Q^*R^*(I_{zz} - I_{yy}) - P^*Q^*I_{xz}$$

$$\sum M = Q^*I_{yy} + P^*R^*(I_{xx} - I_{zz}) - R^2^*I_{xz} + P^2^*I_{xz}$$

$$\sum N = R^*I_{zz} - P^*I_{xz} + P^*Q^*(I_{yy} - I_{xx}) + Q^*R^*I_{xz}$$

Ces équations sont complètes, et il reste d'expliciter les forces aérodynamiques et de poussées aussi bien que les moments résultants des flexions des surfaces de contrôle.

Les composantes de la vitesse angulaire P, Q, R pouvant être exprimées en fonction des angles d'EULER ψ, θ, ϕ .

$$\begin{cases} P = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ Q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ R = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \end{cases} \quad \dots(\text{III-38})$$

Alors, la forme matricielle des ces équations s'écrive comme ci-dessous :

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi}' \\ \dot{\theta}' \\ \dot{\psi}' \end{bmatrix} \quad \dots(\text{III-39})$$

Donc on conclu que les équations sont non linéaires et couplées.

III-5-5 Linéarisation Des Equations De Mouvement

Le mouvement de l'avion peut être écrite comme le résultat d'une perturbation à partir des conditions de vol stationnaire, de ceci chaque composante de la vitesse instantané de l'avion peut être écrite comme la somme de la composante de la vitesse durant le vol stationnaire et le changement causé par le perturbation donc écrire que :

$$\begin{aligned} U &= U_1 + \Delta u, & v &= V_1 + \Delta v, & W &= W_1 + \Delta w, \\ P &= P_1 + \Delta p, & Q &= Q_1 + \Delta q, & R &= R_1 + \Delta r, \\ \psi &= \psi_1 + \Delta \psi, & \theta &= \theta_1 + \Delta \theta, & \phi &= \phi_1 + \Delta \phi, \end{aligned} \quad \dots(\text{III-40})$$

L'indice (1) dans les équations indique les valeurs des vitesses en vol stationnaire et les lettres minuscules représentent les vitesses dues aux perturbations.

En substituant les équation (III-40) dans les équations(III-37) et en tenant compte que la dérivée par rapport au temps des conditions de vol stationnaire est nulle , les équations (III-37)deviennent :

$$\begin{aligned}
\sum F_x &= m\{\Delta U' + Q_1 W_1 + w_1 \Delta q + Q_1 \Delta w + \Delta w \Delta q - R_1 V_1 - R_1 \Delta v - V_1 \Delta r - \Delta v \Delta r\} \\
&+ mg \sin(\theta_1 + \Delta\theta). \\
\sum F_y &= m\{\Delta V' + U_1 R_1 + U_1 \Delta r + \Delta r \Delta u + \Delta u R_1 - P_1 W_1 - P_1 \Delta w - \Delta p W_1 - \Delta p \Delta w\} \\
&+ mg \sin(\phi_1 + \phi) \cos(\theta_1 + \Delta\theta). \\
\sum F_z &= m\{\Delta W' + P_1 \Delta v + P_1 V_1 + V_1 \Delta p + \Delta p \Delta v - Q_1 U_1 - Q_1 \Delta u - \Delta q U_1 - \Delta q \Delta u\} \\
&- mg \cos(\phi_1 + \Delta\phi) \cos(\theta_1 + \Delta\theta). \\
\sum L &= p' I_{xx} - r' I_{xz} + (Q_1 R_1 + Q_1 \Delta r + R_1 \Delta q + \Delta q \Delta r)(I_{zz} - I_{yy}) - (P_1 Q_1 + P_1 \Delta q + Q_1 \Delta p) I_{xy} \\
\sum M &= q' I_{yy} + (P_1 R_1 + P_1 \Delta r + R_1 \Delta p + \Delta r \Delta p)(I_{xx} - I_{zz}) - (R_1^2 + 2R_1 \Delta r + (\Delta r)^2) I_{xz} \\
&+ (P_1 + 2P_1 \Delta p + (\Delta p)^2) I_{xz}. \\
\sum N &= r' I_{zz} - p' I_{xz} + (P_1 Q_1 + P_1 \Delta q + Q_1 \Delta p + \Delta p \Delta q)(I_{yy} - I_{xx}) \\
&+ (Q_1 R_1 + Q_1 \Delta r + R_1 \Delta q + \Delta r \Delta q) I_{xz}
\end{aligned}$$

...(III-41)

Sachant que :

1- d'après la cinquième hypothèse, on peut négliger les carrés et les produits des petites perturbations par rapport aux quantités du 1^{er} ordre .

2- le vol est initialement incarcéré, sans vitesse angulaire :

$$Q_1 = 0 \quad \text{et} \quad M_1 = 0$$

3- l'axe 'OX' est dans la même direction que la vitesse du centre de gravité à l'équilibre $W_1=0$.

4- l'assiette longitudinale initiale étant θ_1 , les développements trigonométriques suivantes sont indispensables pour la suite :

$$\sin(a+b) = \sin(a)\cos(b) + \cos(a)\sin(b)$$

$$\cos(a+b) = \cos(a)\cos(b) - \sin(a)\sin(b)$$

Et comme θ est petite on peut supposer que :

$$\cos(\theta) \approx 1 \quad \text{et} \quad \sin(\theta) \approx 0$$

d'où :

$$\sin(\Delta\theta + \theta_1) = \sin(\theta_1) + \Delta\theta \cos(\theta_1)$$

$$\cos(\Delta\theta + \theta_1) = \cos(\theta_1) - \Delta\theta \sin(\theta_1)$$

et d'après la 6^{ème} hypothèse :

Durant la phase de vol stationnaire, l'avion est supposé en vol horizontale avec une assiette fixe, et avec des composantes de vitesse nulle à l'exception de U_1 , tel que :

$$V_1 = \psi_1 = P_1 = Q_1 = R_1 = \Phi_1 = W_1 = 0$$

Et comme on a noté antérieurement, chacune de force et de moment peut être exprimé par un développement en série de TAYLOR, cette dernière a la forme :

$$F = F + \left[\frac{\partial F}{\partial \alpha} \right]_1 \alpha + \left[\frac{\partial F}{\partial \beta} \right]_1 \beta + \left[\frac{\partial F}{\partial \sigma} \right]_1 \sigma + \dots$$

Dont α , β , σ : sont des variables, et l'indice (1) indique que les quantités sont évoluées dans les conditions de vol stationnaire.

Avant de développer chaque force et moment sous la forme ci-dessous, il faut noter du fait que le plan XZ est un plan de symétrie, les rapports de changement

Des forces F_x et F_z et du moment M en fonction des perturbations P, r et v est nulles ainsi de nombreux ,essaies et études aéronautiques en soufflerie ont montré , que certaines quantités peuvent être négligées ,ce qui ramène les forces et les moments agissant sur un avion sujet a une perturbation peuvent être exprimé de la manière suivante :

$$X = X_1 + \left[\frac{\partial X}{\partial U} \right] U + \left[\frac{\partial X}{\partial W} \right] W + \left[\frac{\partial X}{\partial q} \right] q + \left[\frac{\partial X}{\partial \delta_e} \right] \delta_e + \left[\frac{\partial X}{\partial \delta_f} \right] \delta_f$$

$$Y = Y_1 + \left[\frac{\partial Y}{\partial V} \right] V + \left[\frac{\partial Y}{\partial P} \right] P + \left[\frac{\partial Y}{\partial r} \right] r + \left[\frac{\partial Y}{\partial \delta_r} \right] \delta_r + \left[\frac{\partial Y}{\partial \delta_a} \right] \delta_a$$

$$Z = Z_1 + \left[\frac{\partial Z}{\partial U} \right] U + \left[\frac{\partial Z}{\partial W} \right] W + \left[\frac{\partial Z}{\partial q} \right] q + \left[\frac{\partial Z}{\partial \delta_e} \right] \delta_e + \left[\frac{\partial Z}{\partial \delta_f} \right] \delta_f$$

$$L = L_1 + \frac{\partial L}{\partial V} V + \frac{\partial L}{\partial P} P + \frac{\partial L}{\partial r} r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r} \delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a} \delta_a$$

$$M = M_1 + \frac{\partial M}{\partial U} U + \frac{\partial M}{\partial W} W + \frac{\partial M}{\partial W'} W' + \frac{\partial M}{\partial q} q + \frac{\partial M}{\partial \delta} \delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta} \delta_f \quad \dots \text{(III-42)}$$

$$N = N_1 + \frac{\partial N}{\partial V} V + \frac{\partial N}{\partial P} P + \frac{\partial N}{\partial r} r + \frac{\partial N}{\partial \delta} \delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta} \delta_a$$

Avec :

δ_c : angle de déflexion élévateur .

δ_r : angle de déflexion des volets .

δ_a : angle de déflexion des ailerons .

δ_r : angle de déflexion des gouvernes .

III-6 Les Equations Latérales

V : airspeed [m/s]

alpha : angle of attack [rad] or [deg]

beta : sideslip angle [rad] or [deg]

p : roll-rate [rad/s] or [deg/s]

q : pitch-rate [rad/s] or [deg/s]

r : yaw-rate [rad/s] or [deg/s]

psi : yaw-angle [rad] or [deg]

theta : pitch-angle [rad] or [deg]

phi : roll-angle [rad] or [deg]

xe : X-coordinate in Earth-axes [m]

ye : Y-coordinate in Earth-axes [m]

H : altitude [m]

$$x = [v \quad \alpha \quad \beta \quad x \quad Ax + Bu \quad p \quad q \quad r \quad \psi \quad \theta \quad \phi \quad x_e \quad y_e \quad H]$$

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ \dot{y} = Cx + Du \end{cases}$$

III-8 Etude en boucle ouverte :

L'étude en boucle ouverte nous permet de définir les modes qui caractérisent le vol longitudinal de l'avion, aussi d'analyser la stabilité du modèle requis ; pour cela on a utilisé le logiciel Matlab afin de simuler le comportement de ce vol tel qu'il est c'est à dire sans l'utilisation des notions de contrôle.

Le calcul des valeurs propres du système ainsi des pulsations naturelles nous a permis de définir les modes qui existent en vol latéral, et les résultats sont résumés dans le tableau (III-2) suivant :

Modes	Amortissement	Pulsation Propre (rad/s)	Description
-5,17e-002	1,00e+000	5,17e-002	Roulis pur
-5,74e-001 $\pm 1,03e+0002$	4,89e-001	1,18e+000	Roulis Hollandais
-6,14e+000	1,00e+000	6,14e+000	Spiral

Tableau (III-2)

D'après les résultats du tableau on conclut que la réponse transitoire de l'avion consiste en trois formes d'oscillations. L'une faiblement amortie avec des oscillations basses fréquences. Les deux autres sont fortement amorties avec deux fréquences différentes :

Le mouvement latéral est donc la résultante de la superposition de trois modes :

- Un mouvement lentement converge, appelé mouvement spiral, c'est un mouvement transversal apériodique caractériser par des variations lentes de roulis et de lacet et un dérapage faible.
- Un mouvement qui converge rapidement appelé mouvement de roulis pur. La perturbation en roulis est introduite par nue oscillation sur la commande de gauchissement.

Un mouvement faible amorti de faible fréquence d'oscillation appelée mouvement de roulis hollandais, c'est un phénomène dû au couplage lacet-roulis. L'excitation de ce fait par une sollicitation a la gouverne de direction du type doublet.

D'après la simulation, on obtient les figures suivantes :

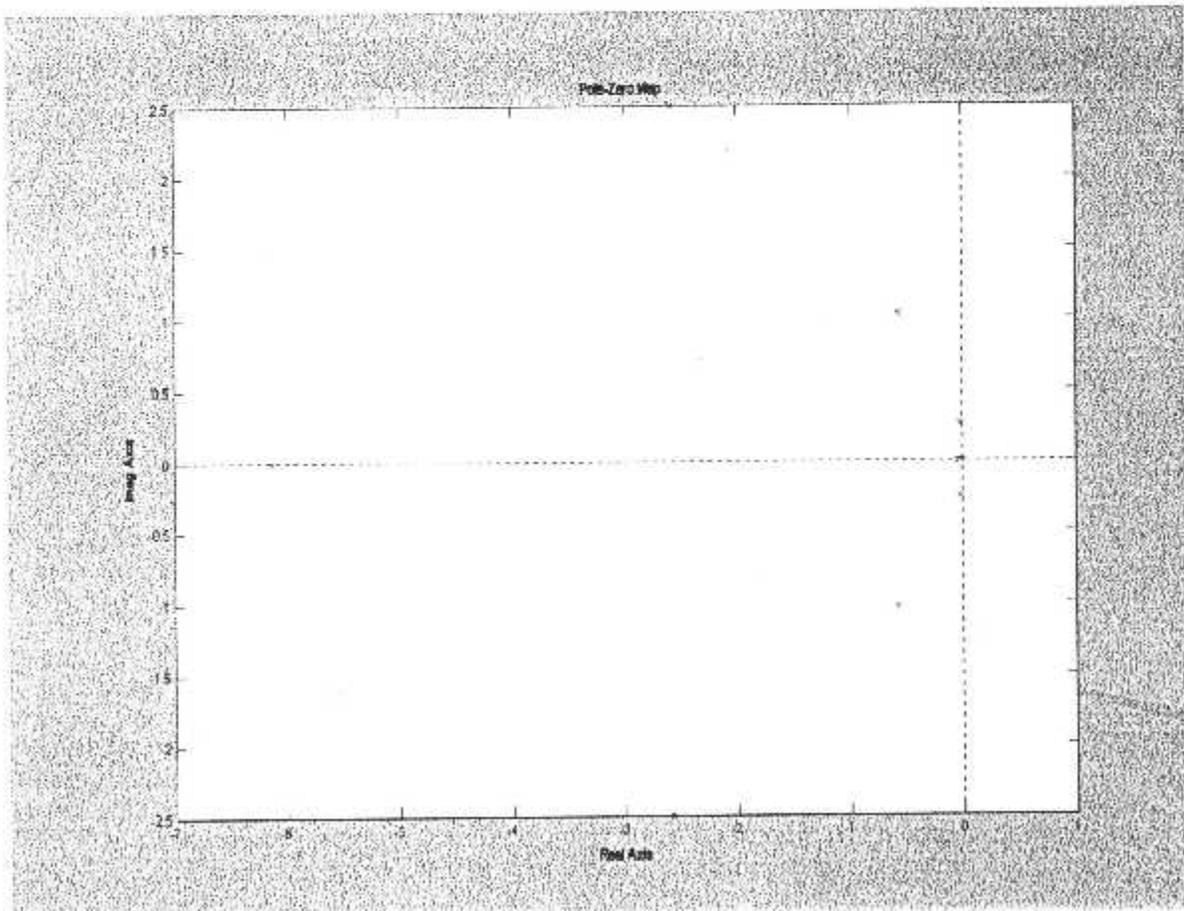


Fig. III-5 : les pôles et les zéros :

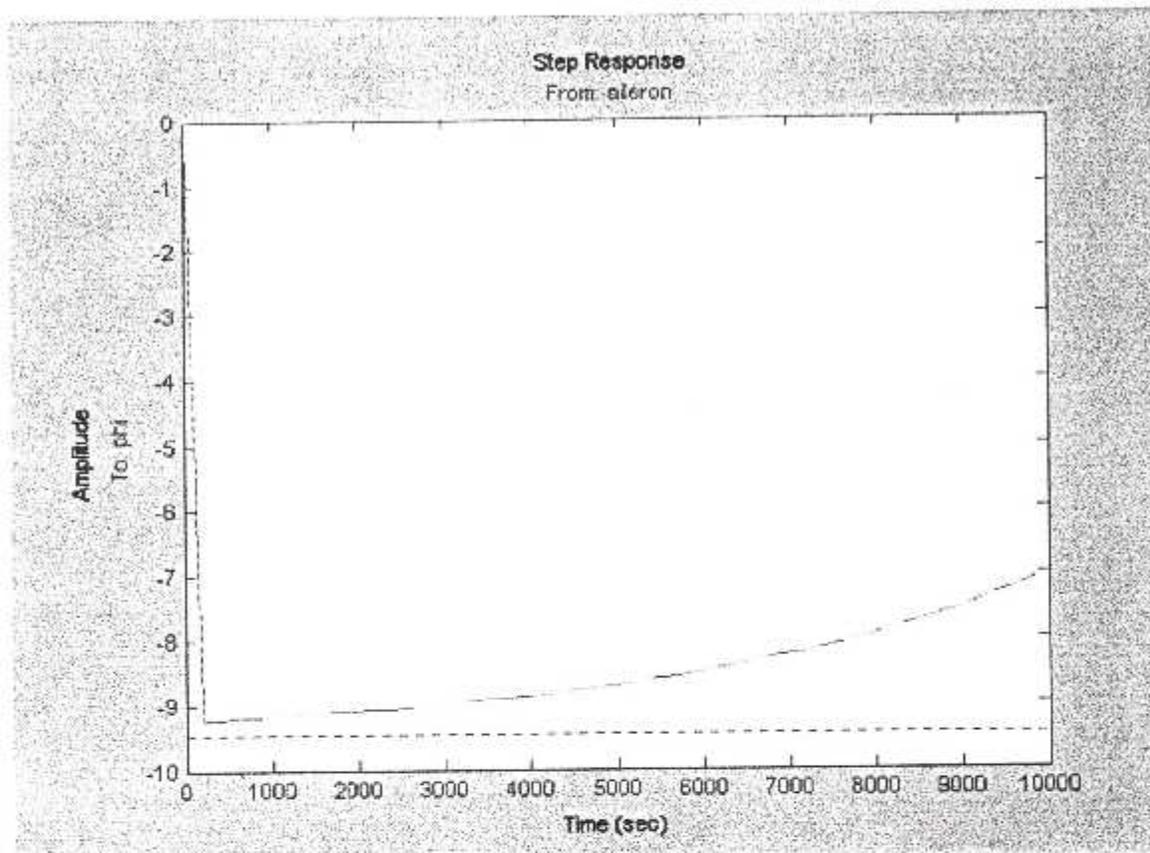


Fig. III-6 : La réponse temporelle (ailerons) :

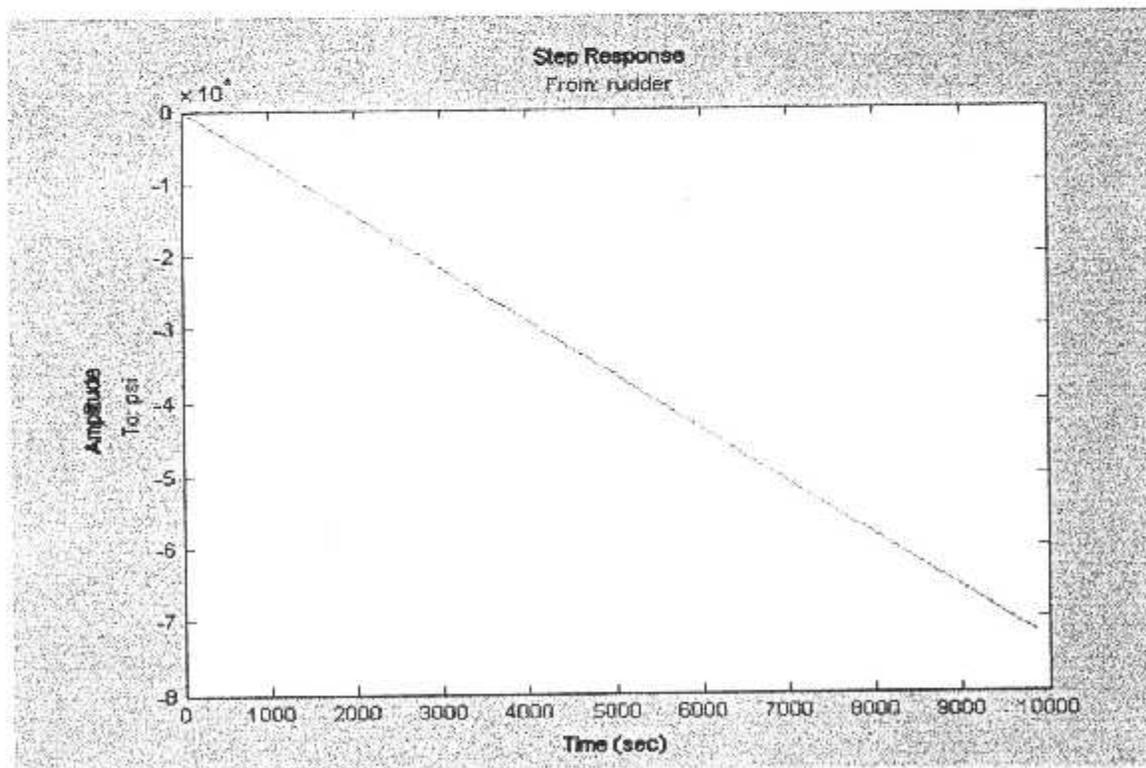


Fig. III-7 : La réponse temporelle (rudder) :

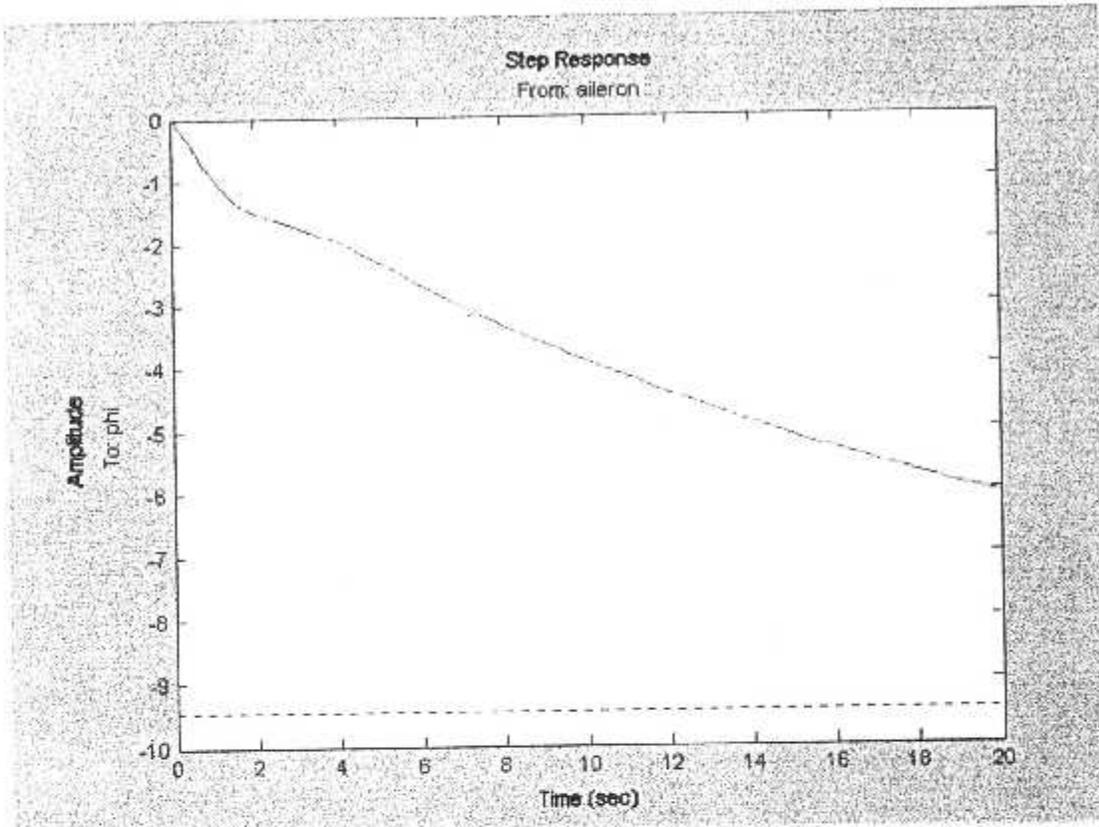


Fig. III-8 : La réponse temporelle (ailerons) en 20 sec :

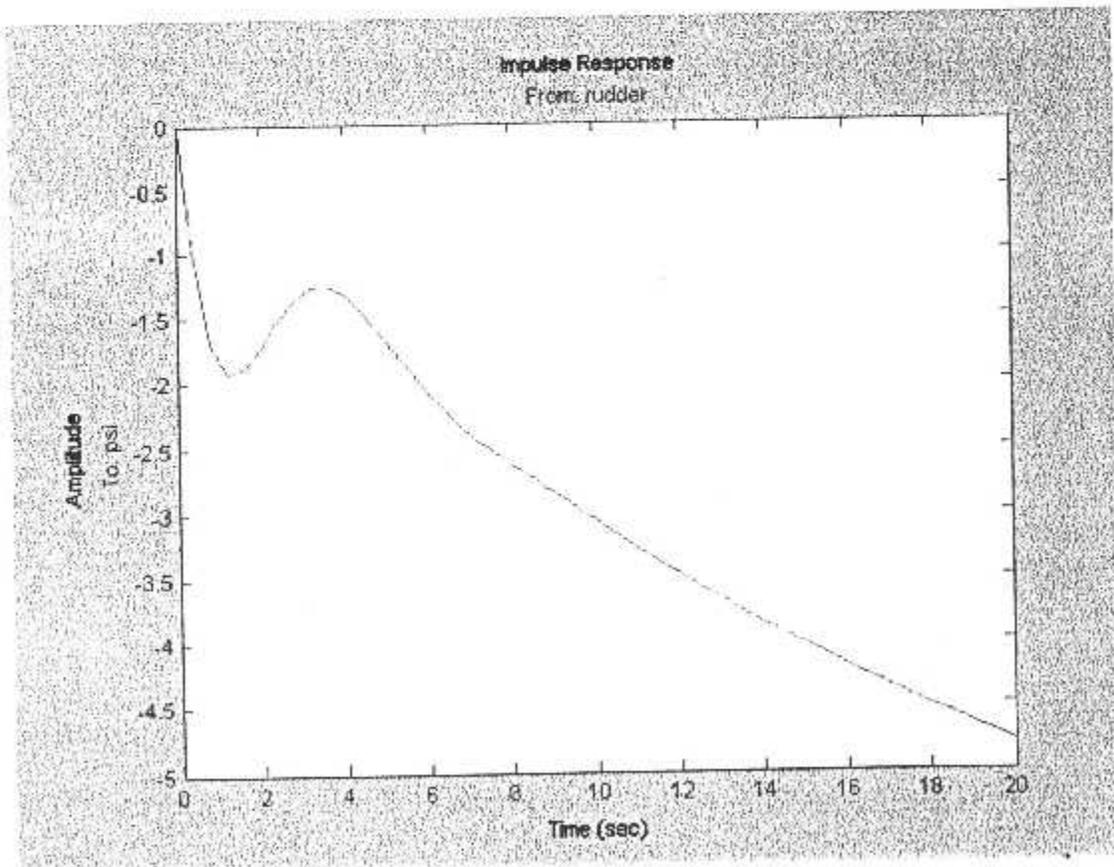


Fig. III-9 : La réponse temporelle (rudder) en 20 sec :

III-9 Conclusion :

La modélisation apparaît comme un domaine à part qui assemble différentes techniques de la physique , tel que la mécanique du solide , l'aérodynamique ,et la mécanique du vol ...etc .

Nous Avons ainsi tester la stabilité de système obtenus , en boucle ouverte en appliquant notre signal ,on remarque que la stabilité théorique est acquise , car le système possède des pole ayant des partie réelles négative (fig III-5) . Seulement que les résultats obtenus sont inacceptables en pratique , ceci est du à la présence des pôles sur l'axe imaginaire ,et conduisent rapidement l'avion vers le problème de décrochage. Pour cette raison , nous allons faire appel au contrôleur de vol ,afin de stabiliser notre système en boucle fermée ,et par conséquents éviter le problème.

CHAPITRE IV

LA COMMANDE PREDICTIVE MPC

IV-1 INTRODUCTION :

IV-1-1 L'APTATION :

L'adaptation est considérée comme un processus de modification de paramètre la structure du système et les actions de contrôle. L'information courante est utilisée pour obtenir un état fini du système quand les conditions d'opération sont incertaines et variantes au cours du temps.[2]

IV-1-2 CONTROLE ADAPTATIF

Un contrôle adaptatif de système doit fournir une formation continue à propos d'état présent du système pour cela, il doit identifier le processus, il doit comparer les performances du système présent avec la performance désirée ou optimale et prendre une décision pour adapter le système de telle sorte qu'il tend vers la performance optimale ; et finalement il doit initier sa propre modification de telle sorte à conduire le système vers l'optimum. Ces trois fonctions sont inhérentes dans un système adaptatif [2]

IV-2 COMMANDE MPC "MODEL PREDICTIVE CONTROL" :

La commande MPC "Model prédictive control" a été conçue en 1970 en industrie, durant les années 80 sa popularité à augmenter. Actuellement c'est l'algorithme de contrôle le plus utilisé dans les processus industriels que se soient chimiques, et s'étend bien dans d'autres domaines tels que le biomédical, l'aéronautique ... etc. Ce contrôleur peut manipuler des systèmes multivariables, linéaires ou non linéaires, dans des milieux déterministiques ou stochastiques. [1]

Ce contrôleur fait partie de classe des auto-ajustables, il possède les avantages d'autres contrôleurs, tels que le GMV (minimum variance généralisée ou le P. A placement de pôle), il est de plus capable de dépasser les inconvénients rencontrés par ces derniers. Cette méthode de descente d'horizon dépend sur la prédiction de la sortie du système sur plusieurs pas basés sur la supposition des futurs signaux de commande. Une supposition est qu'il y a un «horizon de contrôle» au-delà du quel tous les

incréments de la commande deviennent nul. Prouvant qu'il est bénéfique en terme de robustesse et fournit un calcul simplifié. Toutes les méthodes de contrôle ne peuvent être appliquées à n'importe quel type du système en même temps comme à :

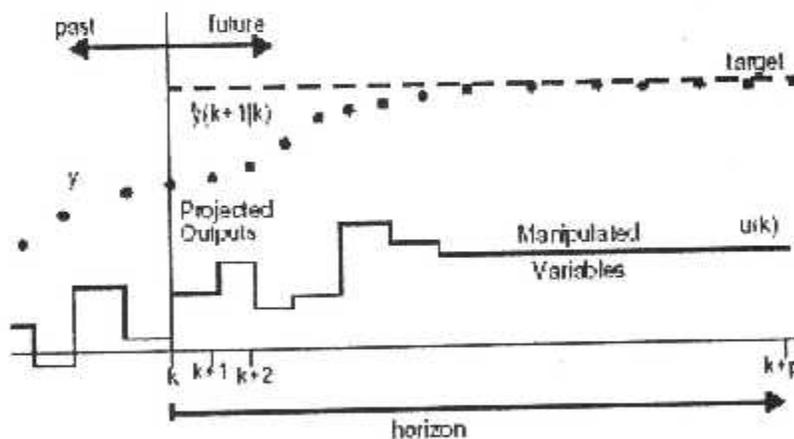
- Robuste
- Simple à mettre en œuvre
- Cette commande possède les avantages de dépasser les inconvénients rencontrés par les autres commandes.
- Cette méthode de descente d'horizon dépend sur la prédiction de la sortie du système sur plusieurs pas basés sur l'assomption des actions de contrôle futures.
- Elle peut être appliquée à n'importe quel type de système en même temps à un :
 - ❖ un système à phase non minimale.
 - ❖ un système instable en boucle ouverte ou à pôles amortis de façon mauvaise.
 - ❖ un système possédant des paramètres variables au cours du temps.
 - ❖ un système à temps de retard variable ou inconnu sans qu'on ait à l'identifier, qui est un inconvénient dans le cas du contrôleur minimum variance, LQG....., qui nécessitent l'utilisation de l'une de méthodes d'identification du temps de retard.
 - ❖ un système possédant un ordre inconnu, que les contrôleurs LQG et le Placement de Pôle ne peuvent surmonter .
 - ❖ un système à plusieurs variables à contrôler et plusieurs commandes (entrées), MIMO.
 - ❖ Un système dont les contraintes sont imposées à la fois sur ses entrées et sur ses sorties.

La méthode décrite ici apparaît capable de dépasser tous les problèmes qu'on vient de citer . L'approche du MPC est basée sur une formulation explicite du système, peut bien traiter le cas du temps de retard variable comme le cas du contrôleur par placement de pôle mais qui ne peut surmonter le problème de surparamétrisation dont le MPC ne trouve aucun problème.

Quelques noms associés avec le MPC sont le DMC « Dynamique Matrice Control », le IDCOM, « model algorithmique control » et le GPC « control prédictive généralisée », etc. Ces algorithmes diffèrent dans certains détails, mais possèdent une grande similitude dans leur approche. Dans la forme sans contraintes, le MPC est relativement très proche au contrôleur optimal quadratique linéaire. Cependant dans le cas de contraintes, le MPC possède le rôle d'un problème d'optimisation résolue en ligne de temps réel à chaque intervalle d'échantillonnage.

IV-3 MODELE DU CONTROLEUR PREDICTIVE SANS CONTRAINTES

La loi de contrôle du MPC peut être facilement dérivée en se référant à la figure(1) suivante.



Figure(1) Commande MPC sans contrainte

Pour n'importe quel ensemble assumé de signaux de contrôle présent et futur $\Delta u(k)$, $\Delta u(k+1)$... $\Delta u(k+m-1)$ le futur comportement du processus de sortie $y(k+1|k)$, $y(k+2|k)$... $y(k+p|k)$ peut être prévu au-dessus d'un horizon p . Le contrôle M présent et futur ($m < p$) sont calculés pour réduire au minimum un objectif quadratique de la forme

$$\min_{\Delta u(k) \dots \Delta u(k+m-1)} \sum_{l=1}^p \left| \Gamma_l^y (y(k+l|k) - r(k+l)) \right|^2 + \sum_{l=1}^m \left| \Gamma_l^u \Delta u(k+l-1) \right|^2$$

Les matrices Γ_l^y and Γ_l^u , présentes ici, sont pour pénaliser les composants particuliers de y et de u à certains futurs intervalles de temps et $r(k+l)$ est le vecteur (pouvant être pris comme variable au cours du temps) de futures valeurs de référence (set points). Bien que M horizon de contrôle soient calculés, seulement le premier ($\Delta u(k)$) est mis en application. Au prochain intervalle de prélèvement, de nouvelles valeurs de la sortie mesurée sont obtenues, l'horizon de contrôle est décalé en avant par une étape, et les mêmes calculs sont répétés. La loi résultante de contrôle désigné sous le nom "de l'horizon mobile" ou du "horizon de recul."

Les sorties de processus prévues $y(k+1|k)$... $y(k+p|k)$ dépendent de la mesure actuelle et les suppositions faites au sujet des perturbations non mesurées et le bruit mesuré affectant les sorties.

Sous ces suppositions la loi de contrôle peut être définie comme un retour linéaire invariant au cours du temps :

$$\Delta u(k) = K_{MPC} \cdot E(k+1|k)$$

où $E(k+1|k)$ est le vecteur des erreurs futures prévues au-dessus de l'horizon p qui résulterait, si tous les mouvements variables manipulés présents et futurs étaient égaux à zéro $\Delta u(k) = \Delta u(k+1) = \dots = 0$.

Pour les systèmes stables en boucle ouverte, la stabilité nominale du système en boucle fermé dépend seulement de K_{MPC} qui alternativement est affecté par l'horizon p , le nombre de mouvements m et les matrices de pesée Γ_I^y et Γ_I^u . Aucune condition précise sur ces paramètres de pesée, n'existe plus garantit la stabilité en boucle fermée. En général, en faisant décroître m vers p , ceci rendre l'action de contrôle moins rapide et tend à stabiliser le système. Pour $p = 1$, la stabilité nominale du système en boucle fermée est garantie pour n'importe quelle valeur de m fini et des valeurs de pesées d'entrée et de sortie invariable. Généralement, Γ_I^u est utilisée comme paramètre d'ajustement et son augmentation a pour effet de rendre l'action de contrôle moins rapide. Les constantes du temps des filtres représentant du bruit et de la perturbation n'affectent pas la stabilité en boucle fermée ou la réaction du système aux changements de référence ou aux perturbations mesurées. Cependant, ils affectent la robustesse et la réponse aux perturbations non mesurées.

IV-4 MODELE DU CONTROLEUR PREDICTIVE AVEC CONTRAINTE

L'action de contrôle peut également être calculée au sujet des contraintes sur les variables manipulées.

Le contrainte de commande sont:

$$u_{min}(l) \leq u(k+l) \leq u_{max}(l)$$

Contraintes sur la commande (signaux d'entrées ou de commande) :

$$|\Delta u(k+l)| \leq \Delta u_{max}(l)$$

Quand des contraintes de cette forme sont imposées, un programme quadratique est résolu à chaque période d'échantillonnage, déterminant l'action de contrôle, résultant une loi généralement non -linéaire. La performance d'un tel système de contrôle doit être évaluée par l'intermédiaire de la simulation.

IV-5 CHOIX DES HORIZONS DU CONTROLEUR

- **Choix de Γ^y (Ywt) :**

Est une matrice de pesée qui sera appliquée aux erreurs de poursuite de référence. Tous les pesées doivent être supérieurs à zéro. Ywt prend la dimension du vecteur d'état ou de sortie à contrôler. L'affectation d'un poids à une variable d'état ou de sortie permettra le contrôle de cette dernière, c'est-à-dire que si on affecte un poids de '0' à une variable donnée, elle ne sera pas contrôlée.

- **Choix de Γ^u (Uwt) :**

La même forme que Ywt sauf que Uwt s'applique aux changements de la commande. Si vous utilisez Uwt = 0 par défaut la pesée est nulle et cela signifie que l'entrée correspondante ne sera pas prise. Si uwt \neq 0 il doit avoir *des colonnes de nu*, où nu est le nombre de commandes.

- **Choix de m (M) :**

C'est une grandeur scalaire, MPC interprète comme horizon d'entrée. C'est un paramètre très important. Pour un simple système (i.e stable en boucle ouverte pouvant avoir un temps de retard et une phase non minimum) la valeur de M est de 1 donne généralement un contrôle acceptable. L'augmentation de M rend le contrôleur et la réponse de la sortie correspondante plus actifs. M doit être égale au nombre des pôles à proximité de la borne de la stabilité

- **Choix de P**

Le nombre de prélèvement dans l'horizon de prédiction. Si P = Inf l'horizon de prédiction est infini.

- **Choix de la durée (temps de simulation)**

Est la durée désirée de la simulation (dans des unités de temps).

C'est une matrice affectant les limites sur les entrées du système physique, ainsi que leurs taux de variations.

- **Choix de y_{lim} (contrainte sur la sortie)**

La même idée que pour u_{lim} , sans préciser le pas de variation. On peut prendre par défaut $y_{min}=-inf$ et $y_{max}=inf$.

IV-6 Système En Boucle Fermée

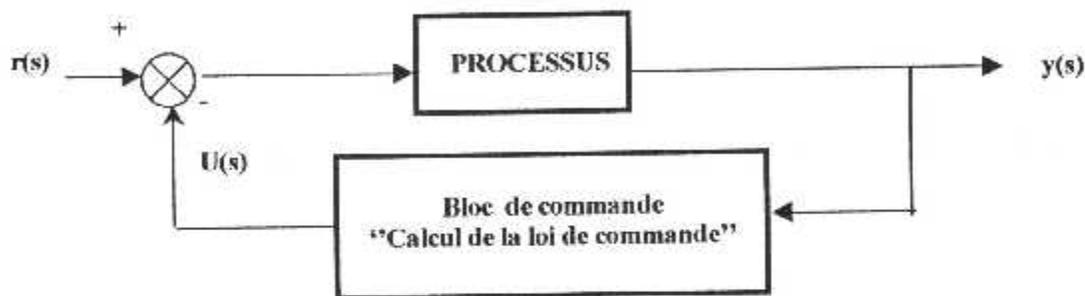


FIG.(2) système en boucle fermée en appliquant l'algorithme commande prédictive

IV-7 Présentation du système physique

Le système d'avion Beaver [1], est un système non linéaire couplé, qui a été linéarisé par une procédure de linéarisation 'aclin.m' de la référence [1]. Cette procédure nous permet de linéariser et de découpler le modèle, représenté sous forme d'état comme suit :

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t);$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t)$$

les matrices : A, B, C, D sont de dimensions 12*12 ;

où x est le vecteur d'état, définit comme suit :

$$x = [V \text{ alpha } \text{beta } p \text{ q } r \text{ psi } \text{theta } \text{phi } x_e \text{ y_e } H]'$$

avec :

V : airspeed [m/s]

alpha : angle of attack [rad] or [deg]

beta : sideslip angle [rad] or [deg]

p	: roll-rate [rad/s] or [deg/s]
q	: pitch-rate [rad/s] or [deg/s]
r	: yaw-rate [rad/s] or [deg/s]
psi	: yaw-angle [rad] or [deg]
theta	: pitch-angle [rad] or [deg]
phi	: roll-angle [rad] or [deg]
xe	: X-coordinate in Earth-axes [m]
ye	: Y-coordinate in Earth-axes [m]
H	: altitude [m]

Et dont le vecteur u est défini comme suit : $u = [\text{ailerons, rudder}]$;

IV-8 Présentation Des Différentes Simulations

Nous allons simuler notre modèle d'avion de type BEAVER en mode latéral, qui dans ce cas les entrées du système seront les ailerons et le rudder, définies dans notre système comme étant la deuxième et la troisième commande, sachant que la première entrée étant l'élévateur. Nous allons présenter les simulations les plus importantes, et de façon résumée, en commençant par simuler alternativement la sortie phi et psi en fonction des leurs entrées correspondantes ailerons et rudder, en faisant jouer sur les paramètres de la commande MPC, afin de voir sa robustesse, comme suit :

- Effet de la variation de l'horizon de prédiction P , en maintenant M ;
- Effet de la variation du facteur de pesée sur la sortie défini par Y_{wt} ;
- Effet de la variation du facteur de pesée sur l'entrée défini par U_{wt} ;
- Effet de la saturation de l'entrée U_{lim} ;

Les références fixées respectivement pour phi et psi étant les suivantes : $\text{Phiref}=0.5^\circ$; et $\text{Psiref}=3^\circ$;

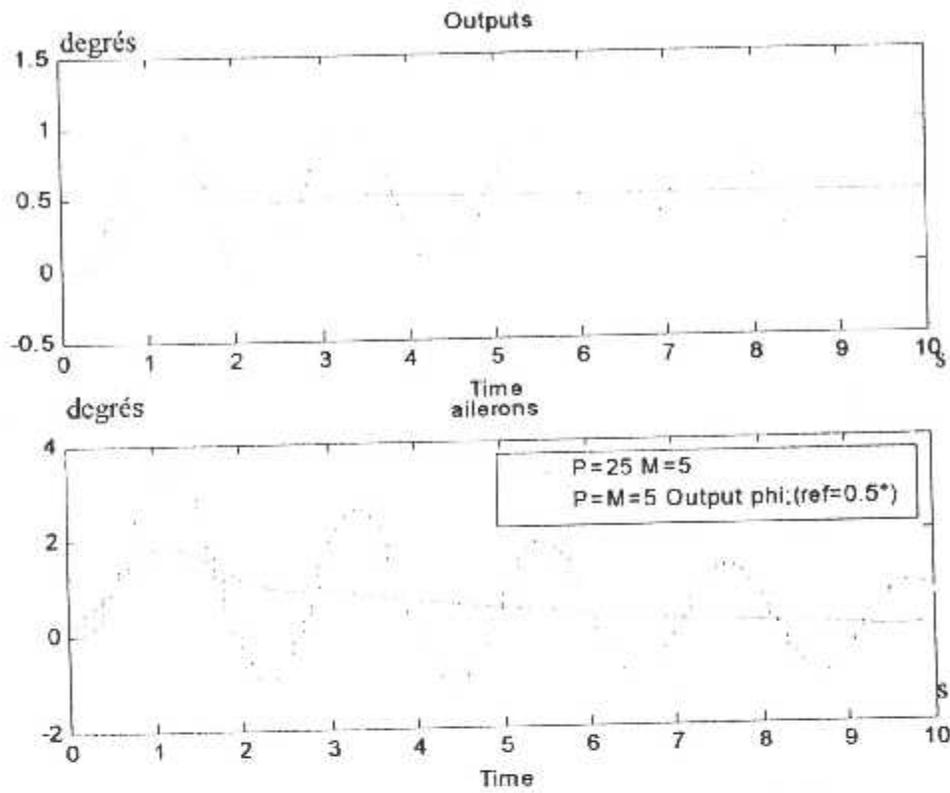


Fig a.1 : Effet de l'horizon de prédiction P: 5-25

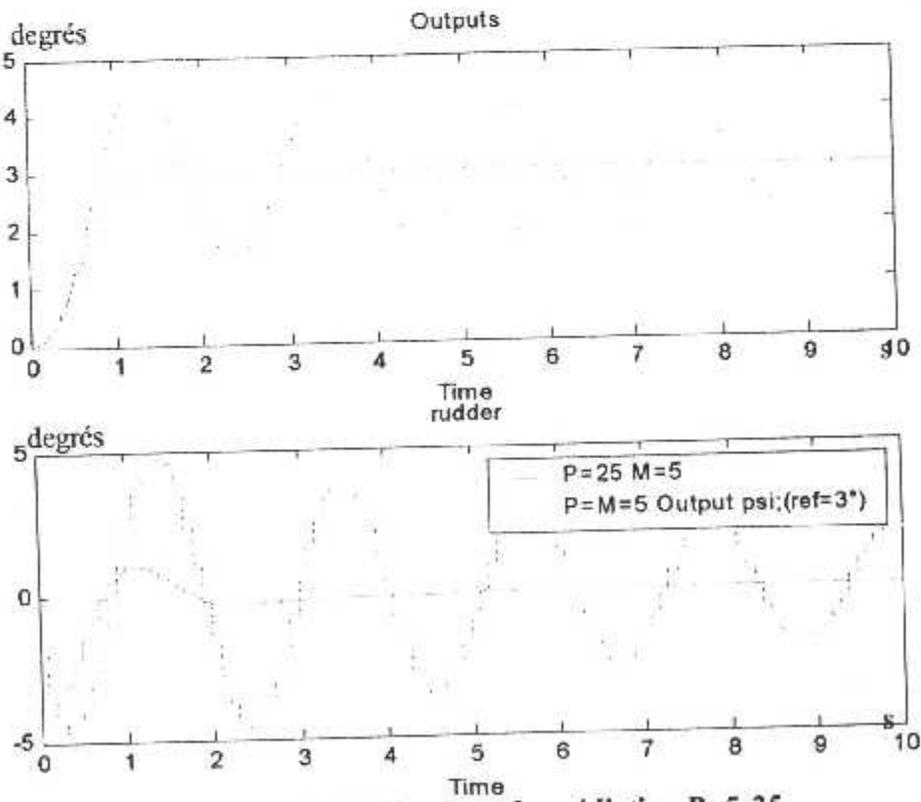


Fig a2 : Effet de l'horizon de prédiction P: 5-25

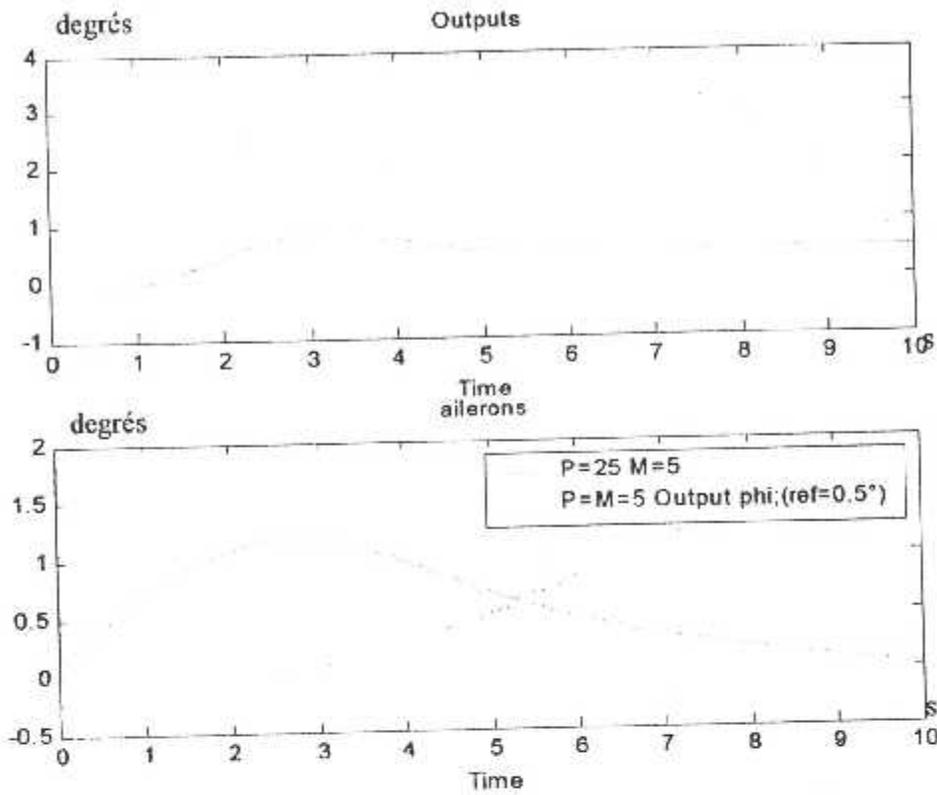


Fig b.1 : Effet du facteur de pesée sur la sortie phi
 $Y_{wt}(\phi)=0.1$, avec $P : 5-25$.

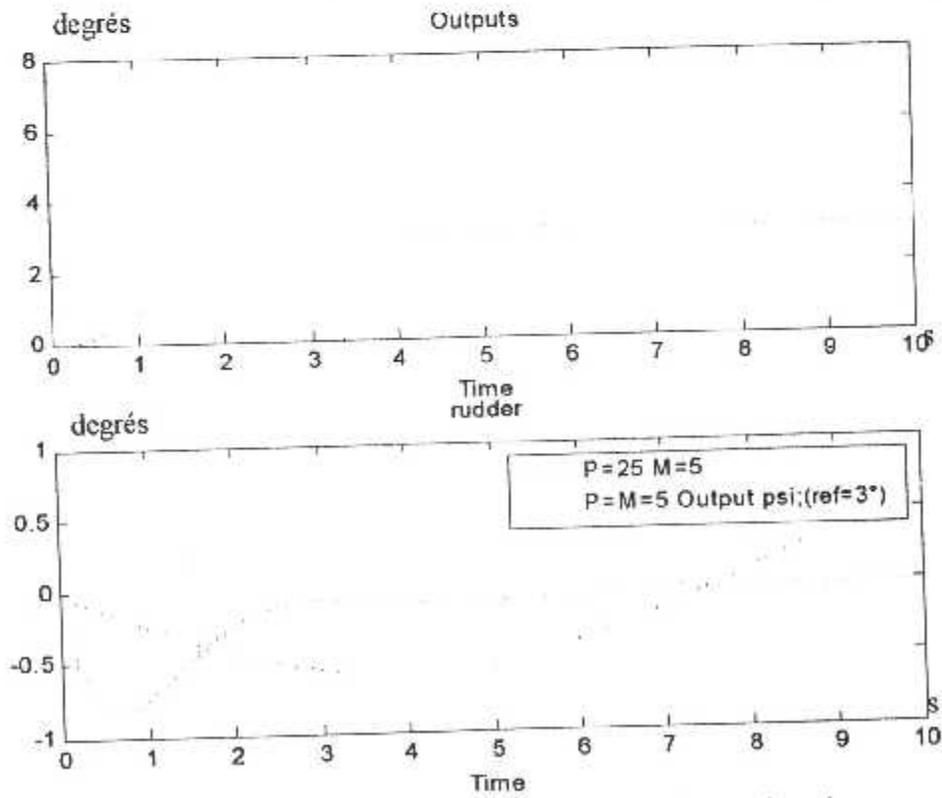


Fig b.2 : Effet du facteur de pesée sur la sortie psi
 $Y_{wt}(\psi)=0.1$, avec $P : 5-25$.

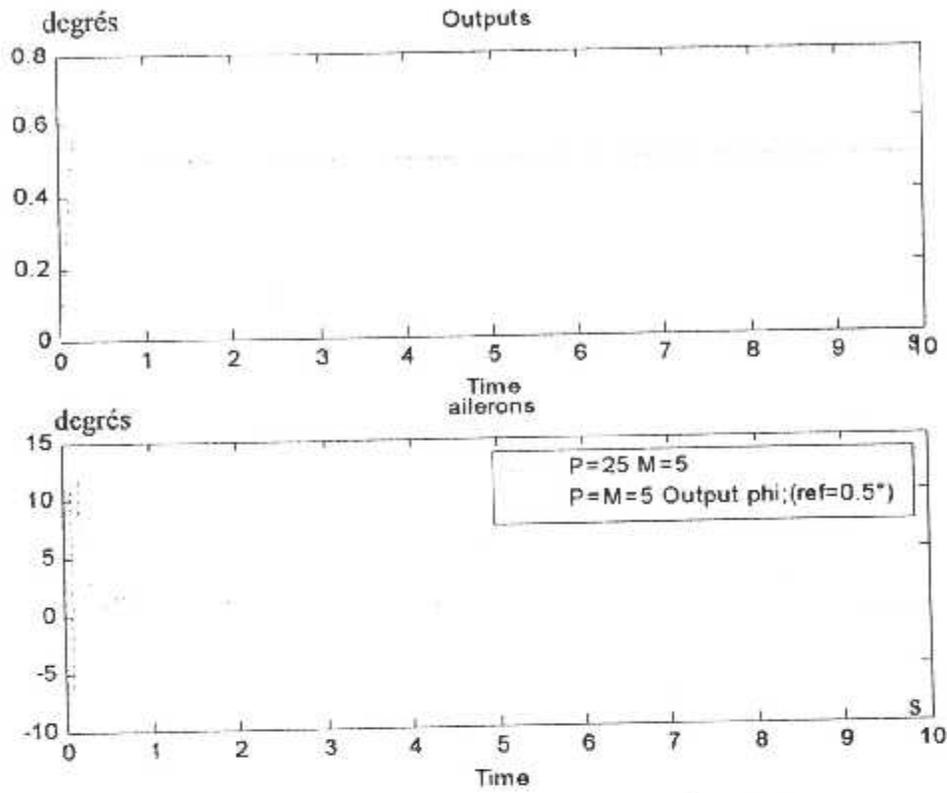


Fig c.1 : Effet du facteur de pesée sur l'entrée ailerons
 $U_{wt}(\text{ailerons})=0.01$, avec $P : 5-25$.

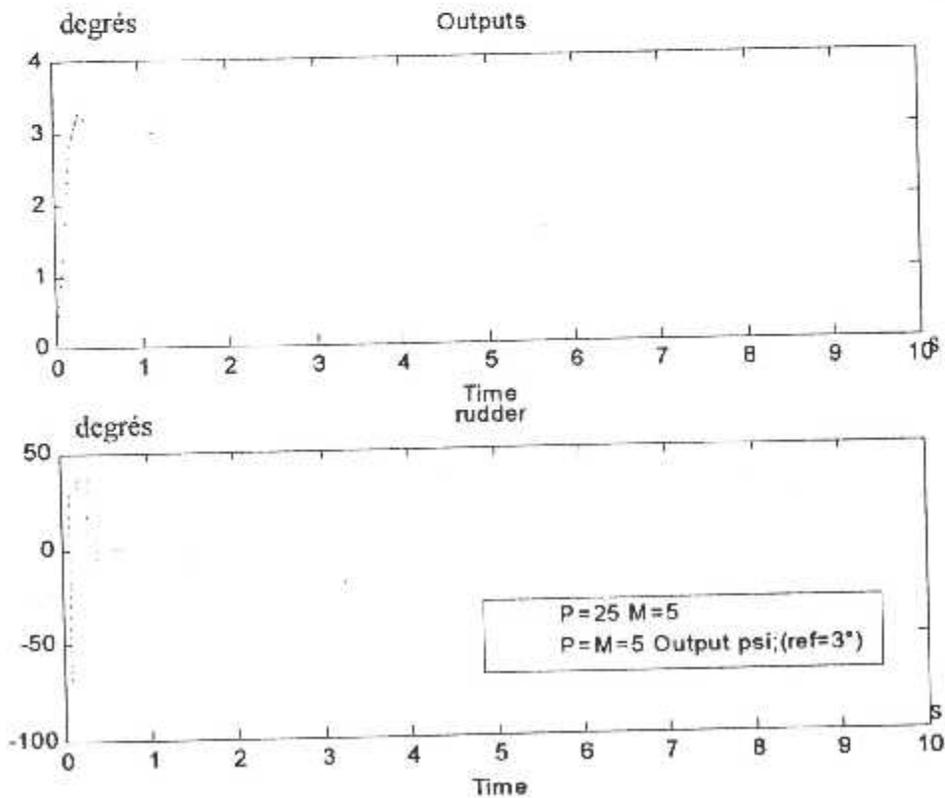


Fig c.2 : Effet du facteur de pesée sur l'entrée rudder
 $U_{wt}(\text{rudder})=0.01$, avec $P : 5-25$.

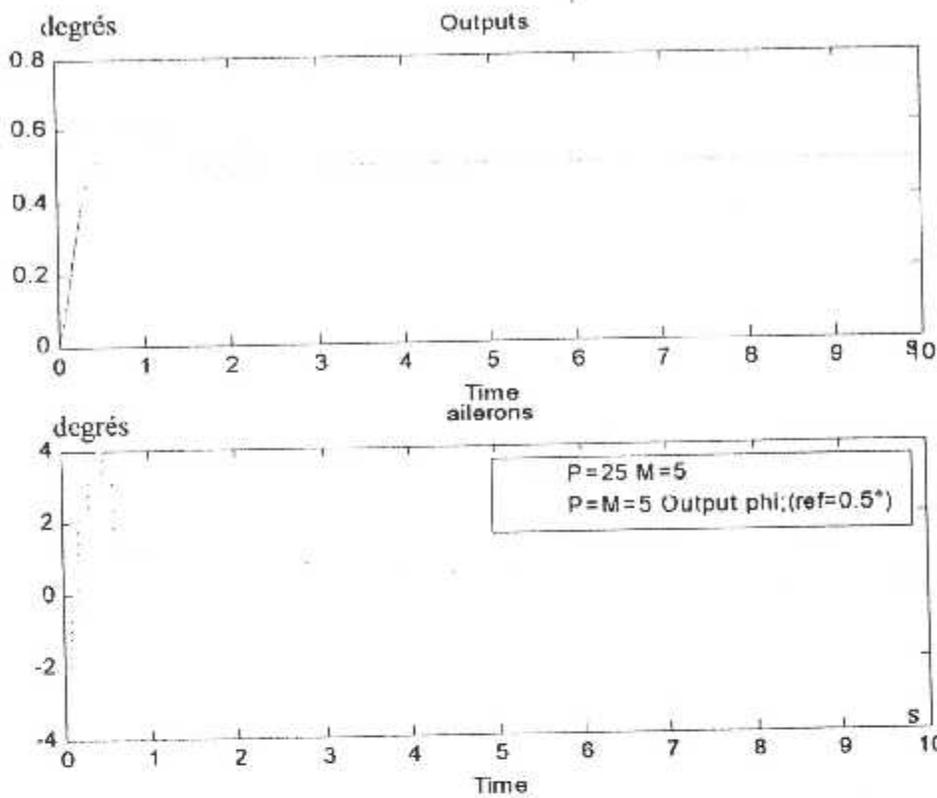


Fig d.1 : Effet du facteur de pesée sur les entrées
 $U_{wt}(\text{ailerons}, \text{rudder})=0.01$, avec $P : 5-25$.

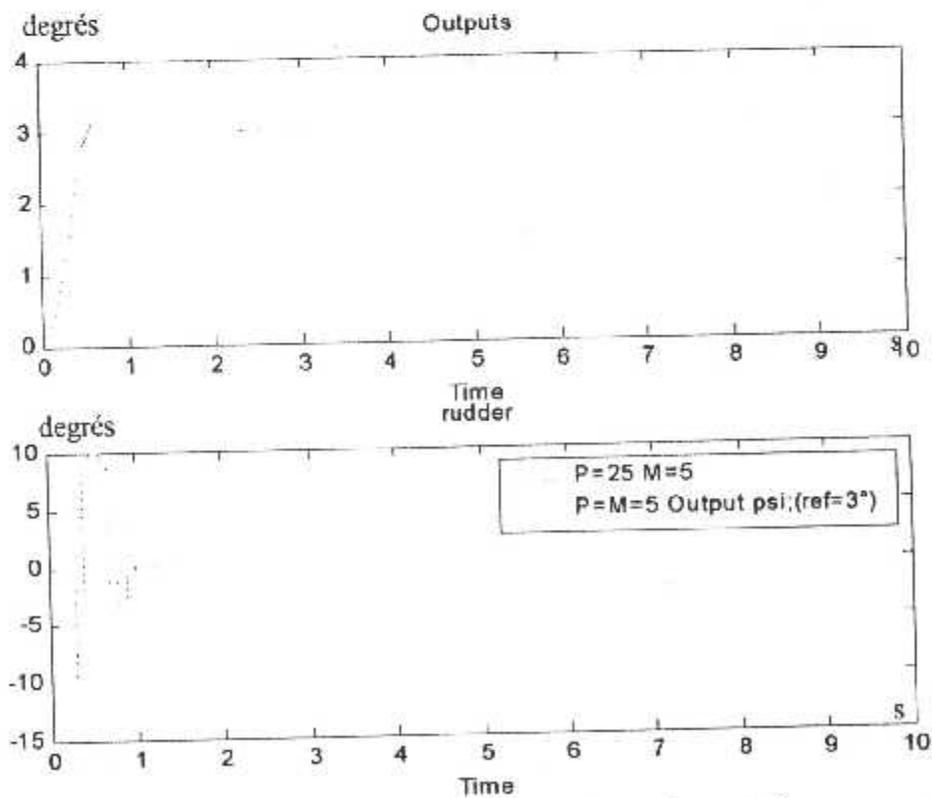


Fig d.2 : Effet du facteur de pesée sur les entrées
 $U_{wt}(\text{ailerons}, \text{rudder})=0.01$, avec $P : 5-25$.

IV-8 Interprétations :

Fig a(1-2) : $P : 5-25$; $M=5$; $ywt(\phi)=1$; $ywt(\psi)=1$; $uwt(\phi)=1$; $uwt(\psi)=1$; $ulim=[]$; $ylin=[]$;

Dans les deux cas de figures, nous voyons bien l'effet de la variation de l'horizon de prédiction P sur les sorties respectivement ϕ et ψ . Les deux variables contrôlées atteignent leurs références en un temps très court. On remarque que pour une faible valeur de $P=5$, les deux sorties sont oscillatoires, et l'erreur en régime permanent ne devient négligeable qu'après un temps important, de même pour leurs entrées correspondantes. Mais en augmentant l'horizon de prédiction P , de 5 à 25, on constate son effet dans l'augmentation de la vitesse de convergence, en diminuant des variations des entrées en régime transitoire, et des oscillations de ces dernières et des sorties dans les deux régimes. L'erreur est négligeable en régime permanent et les deux signaux de l'entrée ainsi que de la sortie deviennent lisses.

Fig b(1-2) : $P : 5-25$; $M=5$; $ywt(\phi)=0.1$; $ywt(\psi)=0.1$; $uwt(\phi)=1$; $uwt(\psi)=1$; $ulim=[]$; $ylin=[]$;

Dans ce cas on introduit le facteur de pesée Ywt , une fois sur ϕ puis sur ψ , en faisant toujours varier P . On constate dans les deux cas de figure une baisse importantes des oscillations que ce soit en entrée ou en sortie. Et les sorties atteignent leurs signaux de références plus rapidement par rapport au cas précédent.

Fig c(1-2) : $P : 5-25$; $M=5$; $ywt(\phi)=1$; $ywt(\psi)=1$; $uwt(\phi)=0.01$; $uwt(\psi)=0.01$; $ulim=[]$; $ylin=[]$;

Dans ce cas de simulation on introduit l'effet du facteur de pesée sur les deux entrées (ailerons et rudder). Cette variation a pour effet d'augmenter la vitesse de convergence des signaux de sorties vers leurs références, mais d'exciter les entrées en régime transitoire.

Si on continue à augmenter U_{wt} , les amplitudes des entrées peuvent dépasser leurs limites. Dans les deux cas de figures, l'erreur est négligeable en régime permanent.

Fig d (1-2) : $P : 7-25$; $M=5$; $y_{wt}(\phi)=1$; $y_{wt}(\psi)=1$; $u_{wt}(\phi)=0.01$; $u_{wt}(\psi)=0.01$;
 $u_{lim}=[-a_{illim}, -r_{udlim}, a_{ilim}, r_{udlim}, a_{ilrate}, r_{udrate}]$; $y_{lim}=[]$;

Dans ce cas de simulation, nous nous sommes intéressés seulement à la saturation du rudder, qui a dépassé ses limites dans la dernière simulation. On constate toujours une convergence rapide de la sortie vers la référence désirée, avec une erreur négligeable en régime permanent. Dans le cas de la sortie ϕ , on constate aussi une bonne poursuite du signal de sortie vers la référence avec une erreur négligeable en régime permanent.

IV-8 Conclusion :

La commande MPC a été désignée et appliquée en simulation pour le contrôle du mode latéral d'un avion de type Beaver, dans le cas multivariable, en manipulant les variables de commande ailerons et rudder pour le contrôle respectivement des variables d'état ϕ et ψ . Sans oublier que nous avons appliqué la commande étendue du contrôleur MPC, qui manipule un contrôle par rapport à un modèle de référence, plus précisément à une trajectoire exponentielle de constante de temps T_{ref} choisie de l'ordre de 0,001s.

Afin de voir l'efficacité d'une telle commande, nous l'avons testée sous plusieurs situations.

Nous avons constaté que la vitesse de convergence est d'autant plus importante qu'en manipulant les paramètres du contrôleur, tels que l'horizon de contrôle P , les facteurs de pesées Y_{wt} et U_{wt} , qui sont respectivement sur les entrées et sur les sorties du système physique, avec dans tous les cas, une erreur négligeable en régime permanent.

De même que cet algorithme offre la possibilité d'imposer des contraintes en entrée et sortie en même temps. Grâce aux paramètres de la commande MPC, augmenter le temps de convergence, diminuer des oscillations apparaissant sur les entrées et sur les sorties en imposant des contraintes sur ces dernières, avec une erreur négligeable en régime permanent en manipulant une faible énergie.

CHAPITRE V

SIMULATION ET VISUALISATION DES GRAPHEES

V-1 Le choix de Matlab :

Matlab est l'outil avec lequel nous avons développé notre travail le tracer de route . le choix de cet outil repose sur les avantages que présente Matlab , en ce qui concerne sa richesse , en terme d'élément de bibliothèque et la boite à outil , qui contient le Mappinge toolbox , et aussi sa simplicité en terme de langage de programmation .

Néanmoins , d'autre tels que le Delphi ,C++ , et autre peuvent également être utiliser ,notre choix s'est porté sur le Matlab , car avec les autres langages ça nous aura demandé beaucoup de temps pour réaliser notre travail

V-2 Interface:

On choisi une route aérienne locale, il nous faudra alors une carte géographique de notre pays, à l'aide de l'interface de Matlab on obtient le dessin de cette carte. Rapidement et on a noter rapidement.

Voir la figure ci dessus (fig. V-1)

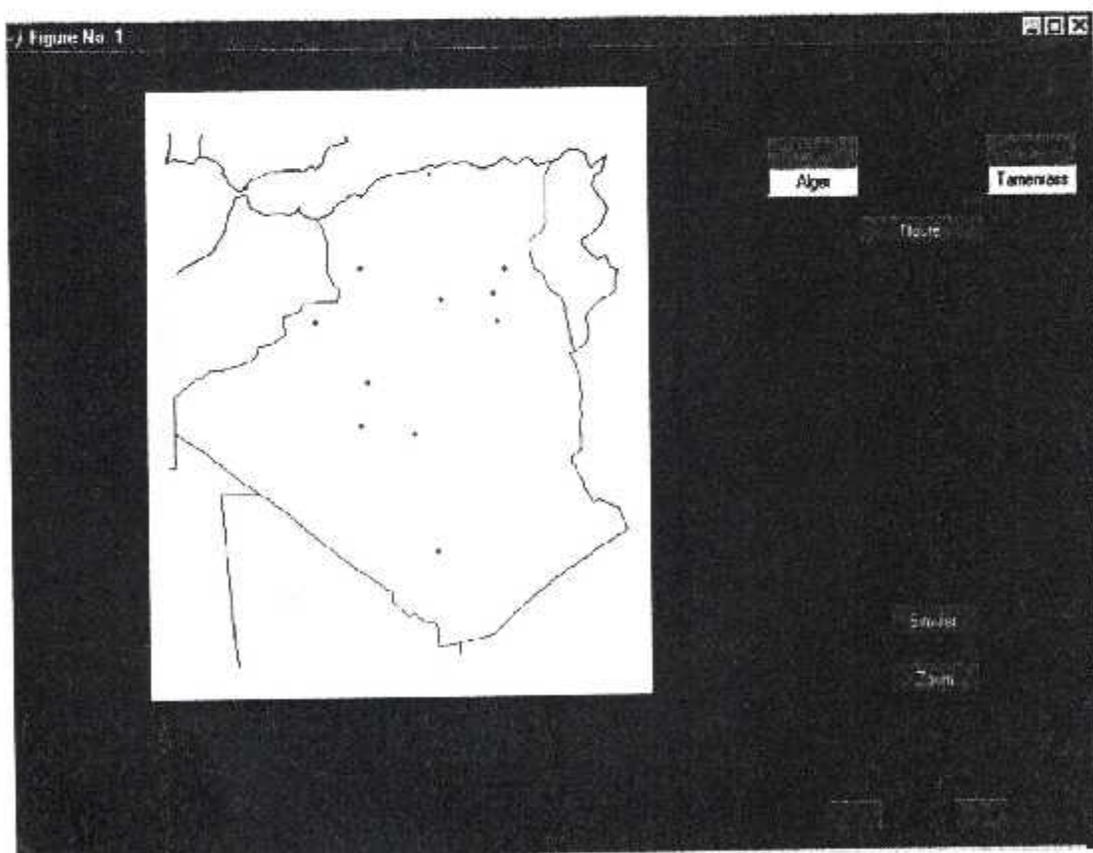


fig.IV-1 : la carte géographique.

Ensuite, en va choisir des différentes coordonnées (en latitude et en longitude) correspondantes à des coordonnées d'aéroport ou bien des stations VOR. Notre trajectoire sera une suite de quelques points.

Notre exemple : Alger – Tamanrasset (Fig.V-2)

Dans cette figure, on a préparé la route générale de notre système (avion) commençant par l'origine arrivant à la destination.

Pour tracer la trajectoire référence, cliquer sur le bouton (**route**) et la trajectoire sera comme suit : (figure (V-3)).

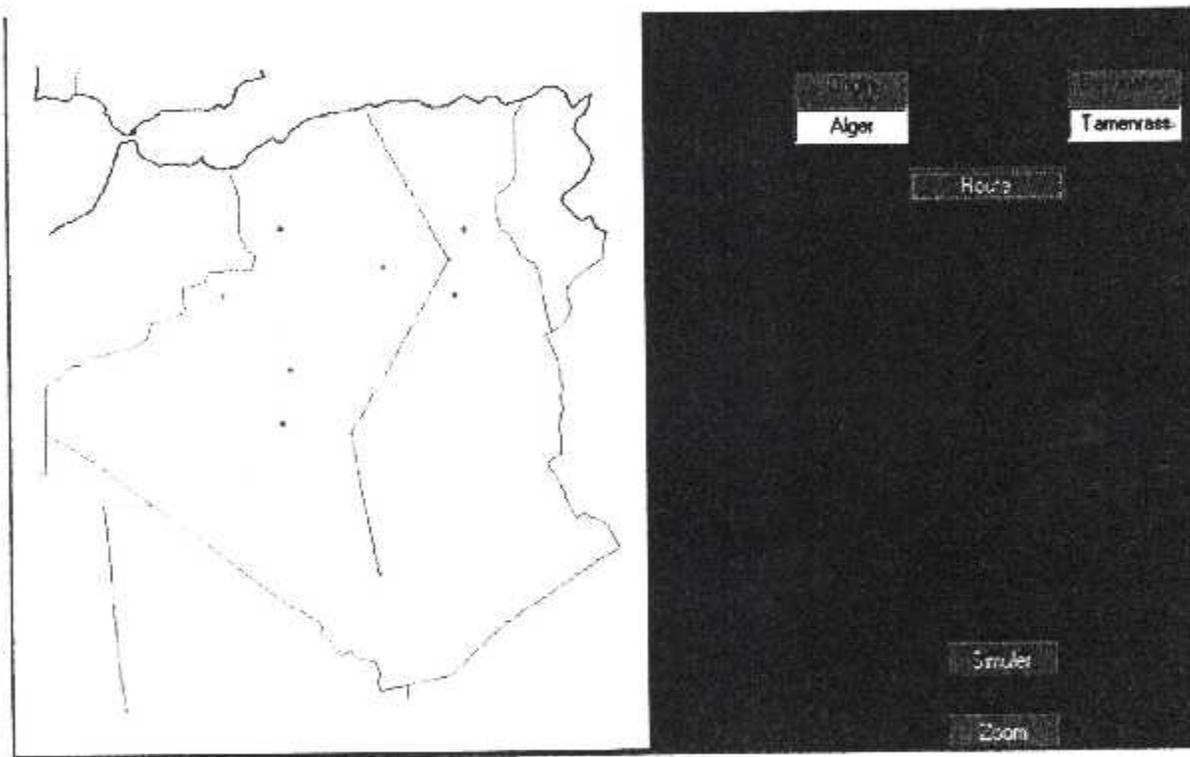


fig. V-2 : choix de coordonnée.

Pour visualiser la poursuite de l'avion à la trajectoire de référence, on clique sur le bouton simuler.

La route de l'avion s'affiche sur l'interface de la figure V-3.

Alger – Hassi Messoud :

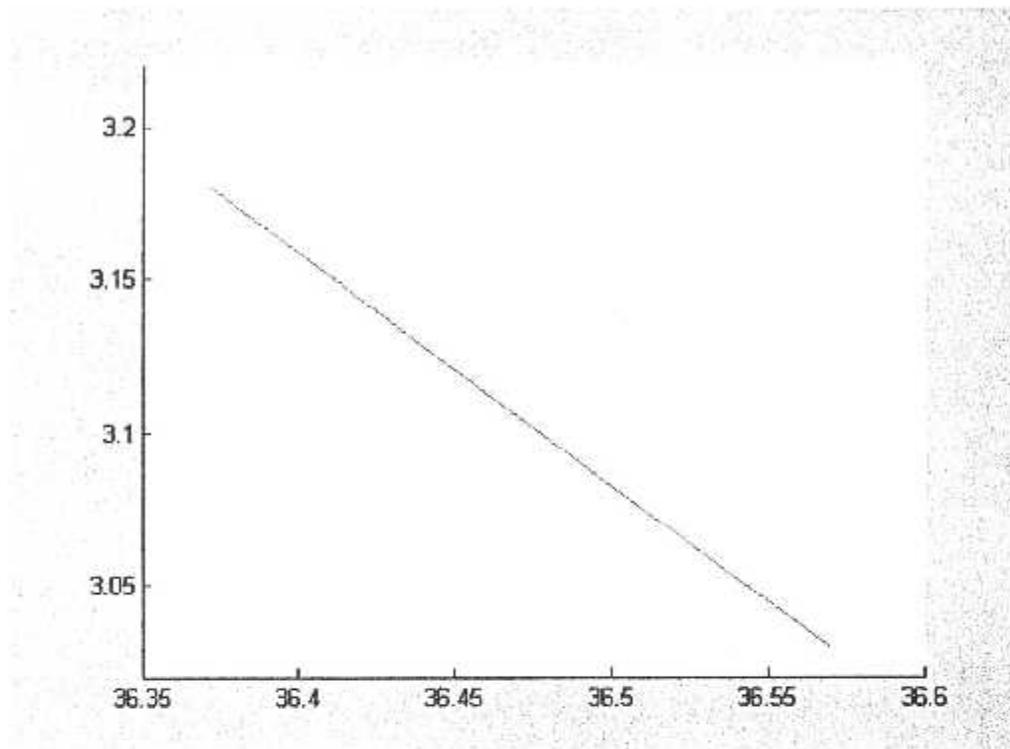


fig. V-4 : la première trajectoire.

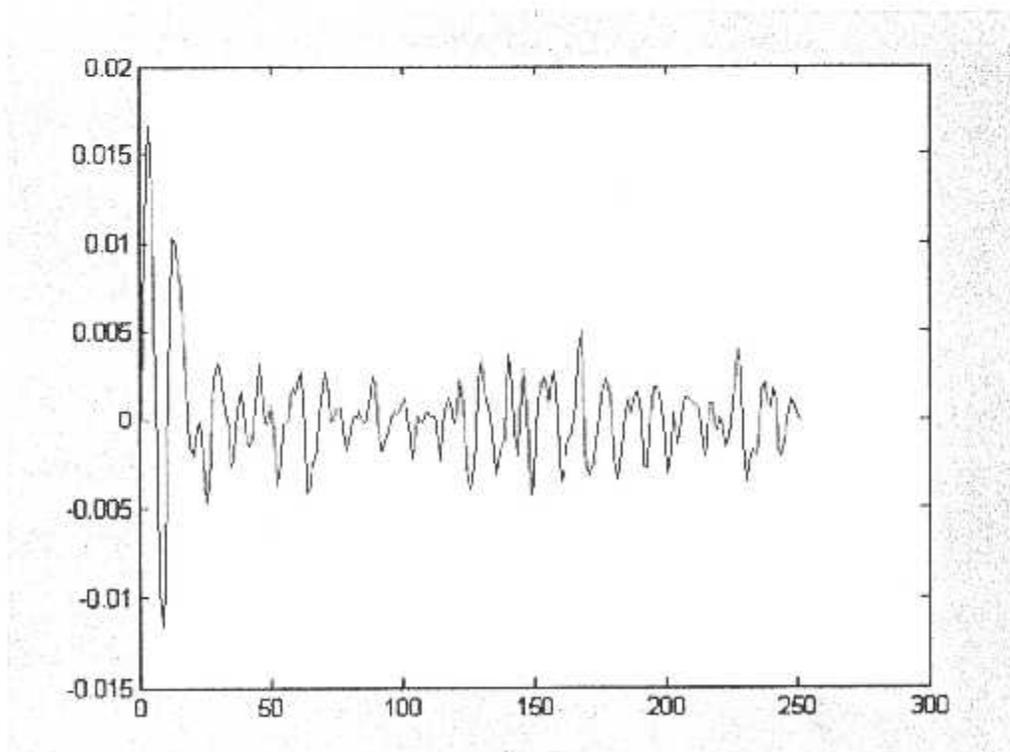


fig. V-5 : variation de psi.

Le premier virage :

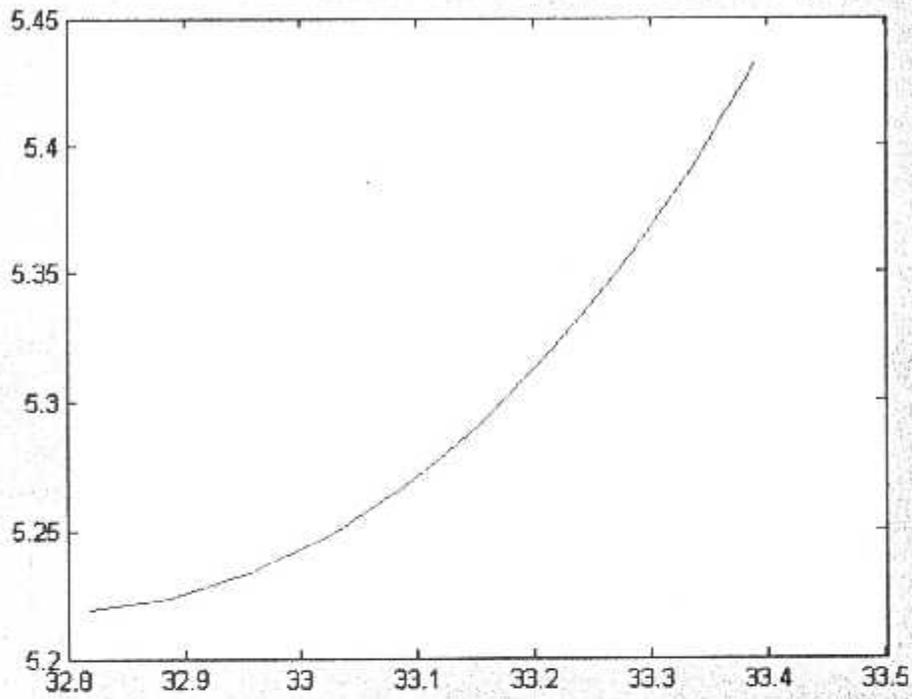


fig. V-6 : la deuxième trajectoire.

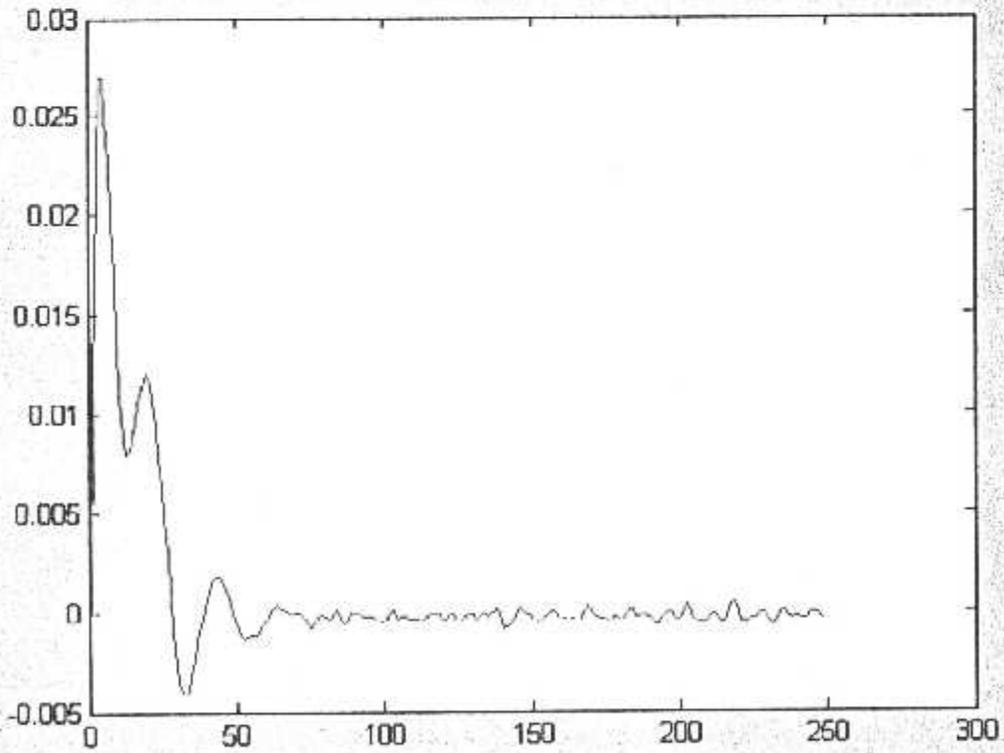


fig. V-7 : variation de psi.

Hassi Messoud – Insallah :

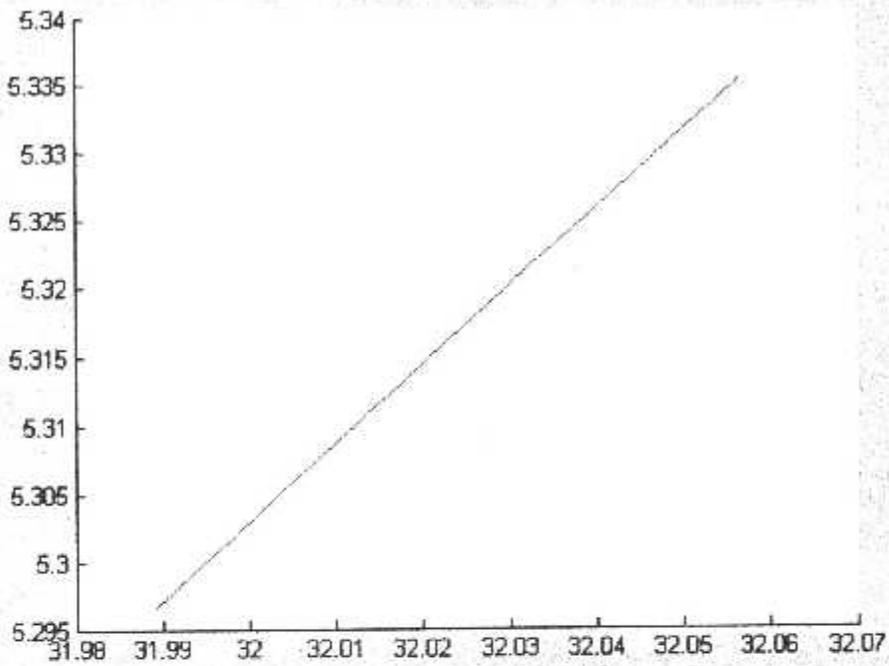


fig. V-8 : la deuxième trajectoire.

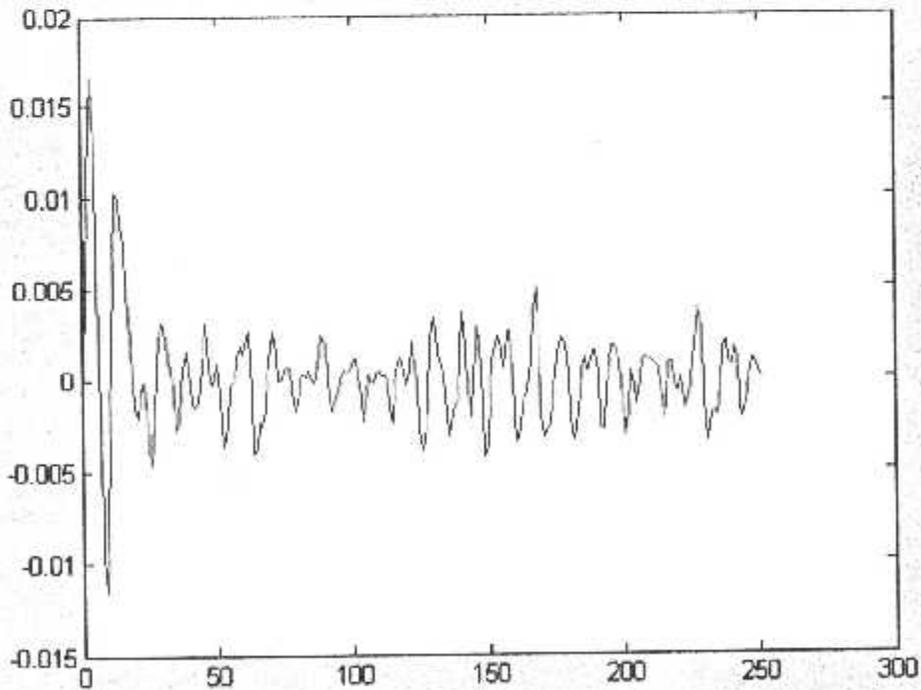


fig. V-9 : variation de psi.

Le deuxième virage :

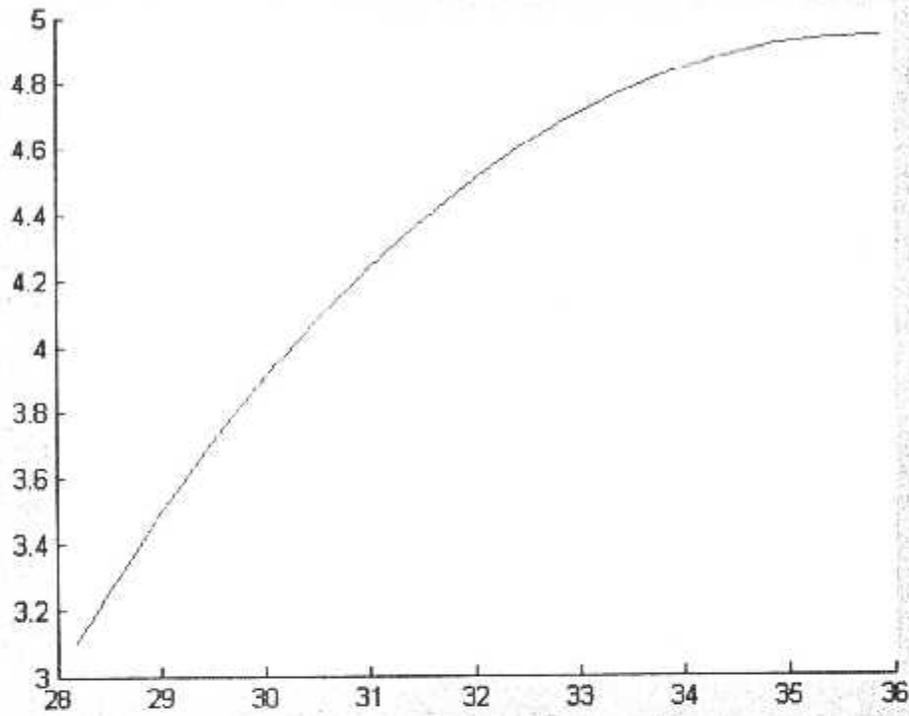


fig. V-10 : le deuxième virage.

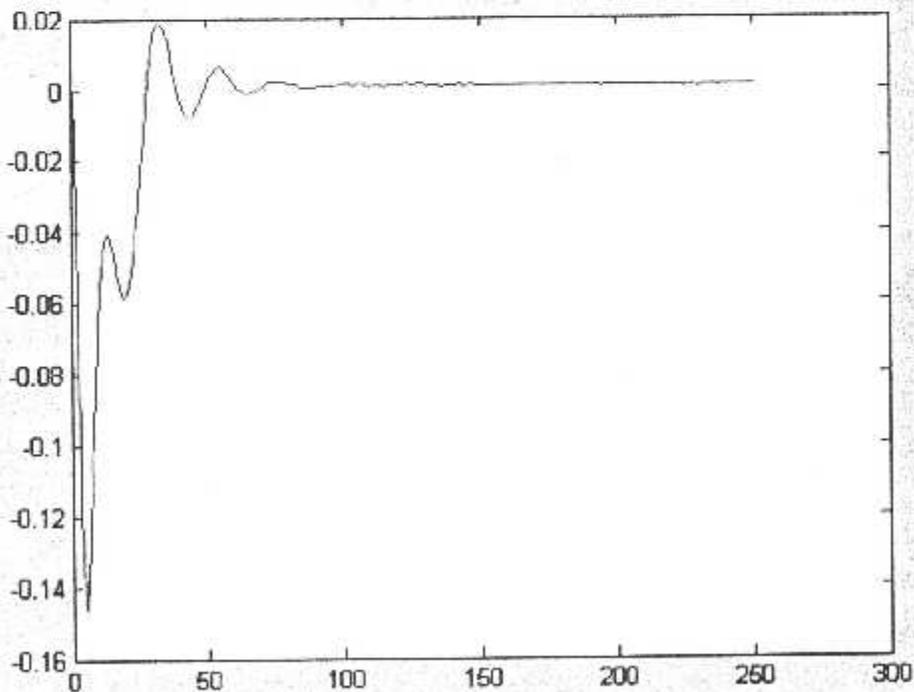


fig. V-11 : variation de psi.

Pour un vol considéré, d'itinéraire Alger-tamanrasset, l'avion va effectuer cinq étapes dont elles sont exprimées dans les figures précédentes :

- Première étape : notre système est en vol rectiligne en gardant son cap lors du décollage, le fait qui conserve le lacet ($\psi \approx 0$) d'après la (figure. V-5).
- Deuxième étape : l'avion va entamer un virage et pour cela il nécessite une distance suffisante pour le virage, remarquant que l'angle de lacet subit une variation, marquée par une augmentation afin d'avoir le nouveau cap, suivi par une diminution identique et cela pour maintenir l'avion dans des conditions plus fiables de vol.(figure. V-6).
- Troisième étape : cette partie est similaire à la première étape mais pour un cap différent avec des variations analogues de l'angle de lacet. (figure. V-7).
- Quatrième étape : même commentaire que celui de la deuxième étape avec un sens de virage opposé, qui nous donne des variation de ψ de signe inverse dépendante de la valeur de l'angle de virage (Azimuth). (figure. V-8).
- La dernière étape : notre avion continue sa trajectoire en gardant un cap constant jusqu'au atteindre la dernière balise.

V-4 Conclusion

Dans ce chapitre, on s'est bénéficié de l'informatique comme moyen de calcul et d'affichage, en particulier du matlab qui un langage très performant surtout en simulation. Et pour cela on choisi le MPC comme une référence de contrôle qui donne des résultats précis.

CONCLUSION GENERALE

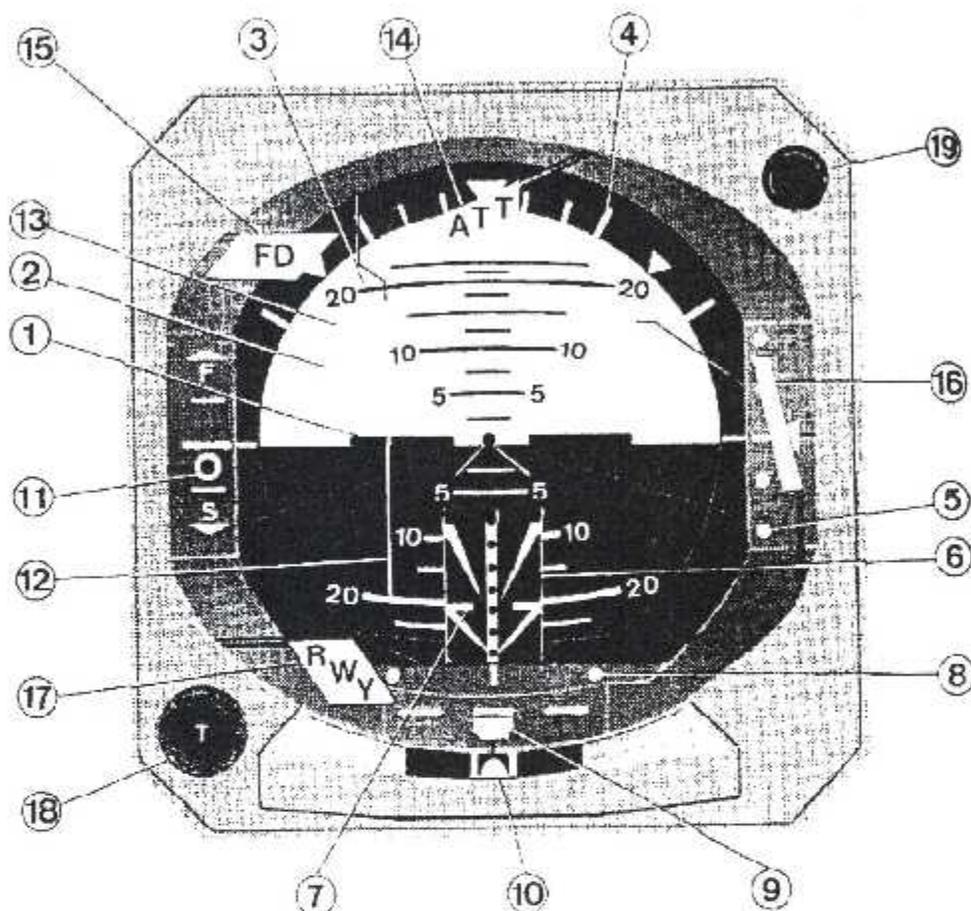
Conclusion générale

La commande MPC a été désignée et appliquée pour le contrôle de la trajectoire d'un avion de type DHC-Beaver, ce modèle multivariable et non linéaire, a été linéarisé par une procédure du logiciel Matlab. Comme nous sommes intéressé qu'au mode latérale, nous avons manipuler les deux variables d'entrée qui intéressent ce mode, qui sont les 'ailerons' et le 'rudder'. Les variables contrôlées, sont la position et le cap de l'avion, puisqu'il s'agit du contrôle de la route et du cap, représentant la trajectoire suivie par l'avion.

Grâce aux paramètres d'ajustements de la commande MPC, sachant qu'elle est prédictive, présentant des facteurs de pesées sur l'entrée et la sortie, toute en respectant les contraintes imposées sur la variable manipulée et celle contrôlée. Nous avons pu obtenir des résultats satisfaisants dans la poursuite de la trajectoire désirée, ceci après visualisation des résultats qui présentent une erreur négligeable en régime permanent en manipulant un minimum d'énergie, ce qui l'un des caractéristique de la commande MPC.

Ce travail peut être étendu, afin d'inclure l'effet du vent et des turbulences, sur les trois axes.

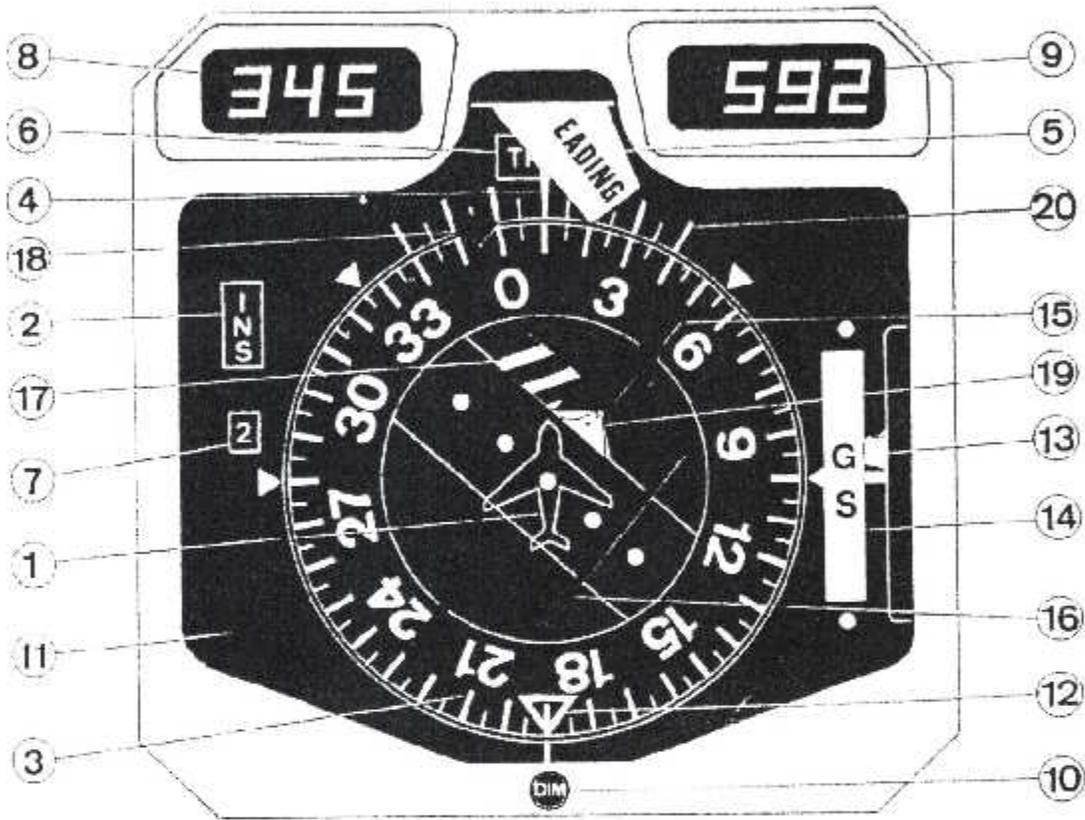
ANNEXES



- 1 - Silhouette fixe de l'avion
- 2 - Sphère horizon
- 3 - Echelle de Tauxage
- 4 - Echelle de roulis
- 5 - Echelle d'écart "Glide Slope"
- 6 - Piste mobile
- 7 - Echelle d'altitude (en-dessous de 200 ft.)
- 8 - Echelle localiser (pendend)
- 9 - Indicateur de virage
- 10 - Bille

- 11 - Index de vitesse (Auto manette)
- 12 - Barre de commande en roulis
- 13 - Barre de commande en profondeur
- 14 - Volet d'alarme attitude "ATT"
- 15 - Volet d'alarme directeur de vol "FD"
- 16 - Volet d'alarme "Glide Slope"
- 17 - Volet d'alarme piste mobile "RWY"
- 18 - Bouton d'essai horizon
- 19 - Lampe indicatrice de "hauteur de décision"

Fig. : schéma de l'ADI.



- | | |
|--|--|
| <p>1 - Silhouette fixe représentant l'avion</p> <p>2 - Annonceur de type d'information "INS" ou "VOR ILS"</p> <p>3 - Rose des caps</p> <p>4 - Index de cap</p> <p>5 - Volet d'alarme informations de cap (HDG)</p> <p>6 - Annonceur de nature de cap (MAG ou TRUE) en mode "VOR ILS" cap magnétique MAG en mode "INS" cap vrai TRUE</p> <p>7 - Annonceur du numéro de source de données (INS ou récepteur VOR mixte) 1 ou 3 pour le HSI 1 - 2 ou 3 pour le HSI 2</p> <p>8 - Indicateur digital de distance au WAYPOINT sélectionné (uniquement en mode INS) En VOR ILS distance DME (en provision seulement)</p> | <p>9 - Indicateur digital de vitesse sol (toujours utilisé)</p> <p>10 - Bouton de contrôle de luminosité des indicateurs 8 et 9</p> <p>11 - Lampe "ALERT" - Ne s'allume qu'en mode INS à l'approche du WAYPOINT.</p> <p>12 - Index de cap présélectionné (inutilisé en mode INS, se trouve à 6h.)</p> <p>13 - Index d'écart "Glide slope"</p> <p>14 - Volet d'alarme "Glide slope"</p> <p>15 - Index de sélection de route VOR, QFU ILS, ou INS</p> <p>16 - Barre de déviation</p> <p>17 - Volet d'alarme RAD, INS, NAV</p> <p>18 - Indicateur de route et de dérive</p> <p>19 - Volets TO FROM</p> <p>20 - Echelle de dérive.</p> |
|--|--|

Fig : schéma de l'HSI

Annexe B

'Build datafiles with parameters for non-linear aircraft model. Results are valid for the DHC-2 "Beaver" aircraft.

DEFINE PARAMETERS FOR THE AERODYNAMIC MODEL

CURRENT CONFIGURATION: Standard nonlinear model of the DHC-2 'Beaver', according to [Tjee and Mulder, 1988].

Here, the aerodynamic stability and control derivatives are stored in the matrix AM. echo on

% Define stability and control derivatives of the DHC-2 'Beaver'
% for the nonlinear aerodynamic model, which is valid within the
% 35-55 m/s TAS range (see [Tjee & Mulder, 1988]).

% -----
CX0 = -0.03554; CZ0 = -0.05504; Cm0 = 0.09448;
CXa = 0.002920; CZa = -5.578; Cma = -0.6028;
CXa2 = 5.459; CZa3 = 3.442; Cma2 = -2.140;
CXa3 = -5.162; CZq = -2.988; Cm q = -15.56;
CXq = -0.6748; CZde = -0.3980; Cmde = -1.921;
CXdr = 0.03412; CZdeb2 = -15.93; Cmb2 = 0.6921;
CXdf = -0.09447; CZdf = -1.377; Cmr = -0.3118;
CXadf = 1.106; CZadf = -1.261; Cmdf = 0.4072;

CY0 = -0.002226; Cl0 = 0.0005910; Cn0 = -0.003117;
CYb = -0.7678; Clb = -0.06180; Cnb = 0.006719;
CYP = -0.1240; Clp = -0.5045; Cnp = -0.1585;
CYr = 0.3666; Clr = 0.1695; Cnr = -0.1112;
CYda = -0.02956; Cl da = -0.09917; Cnda = -0.003872;
CYdr = 0.1158; Cl dr = 0.006934; Cndr = -0.08265;

valid within the 35-55 m/sec TAS-range (see [Tjee & Mulder, 1988]).

```
CXdpt = 0.1161;  
CXadpt2 = 0.1453;  
CZdpt = -0.1563;  
Cla2dpt = -0.01406;  
Cmdpt = -0.07895;  
Cndpt3 = -0.003026;
```

```
EM = [ CXdpt 0 CZdpt 0 Cmdpt 0 ;  
       0 0 0 0 0 Cndpt3 ;  
       CXadpt2 0 0 0 0 0 ;  
       0 0 0 Cla2dpt 0 0 ];
```

```
EM = EM';
```

% DEFINITION OF RELEVANT AIRCRAFT GEOMETRY AND MASS-DISTRIBUTION PARAMETERS.

Mass and mass-distribution.

```
Ix = 5368.39; % kgm^2 in Fr  
Iy = 6928.93; % kgm^2 in Fr  
Iz = 11158.75; % kgm^2 in Fr  
Jxy = 0.0; % kgm^2 in Fr  
Jxz = 117.64; % kgm^2 in Fr  
Jyz = 0.0; % kgm^2 in Fr  
m = 2288.231; % kg
```

% geometric data.

% -----

cbar = 1.5875; % m

b = 14.63; % m

S = 23.23; % m²

% THE FOLLOWING EQUATIONS ARE VALID FOR ANY RIGID
AIRCRAFT

% (ALSO VALID FOR NON-SYMMETRIC AIRCRAFT).

% Calculate inertia parameters (see NASA TP 2768). The formula's

% are valid for symmetric and asymmetric aircraft.

% -----

detI = Ix*Iy*Iz - 2*Jxy*Jxz*Jyz - Ix*Jyz² - Iy*Jxz² - Iz*Jxy²;

I1 = Iy*Iz - Jyz²;

I2 = Jxy*Iz + Jyz*Jxz;

I3 = Jxy*Jyz + Iy*Jxz;

I4 = Ix*Iz - Jxz²;

I5 = Ix*Jyz + Jxy*Jxz;

I6 = Ix*Iy - Jxy²;

P1 = I1/detI; Pm = I2/detI; Pn = I3/detI;

Ppp = -(Jxz*I2 - Jxy*I3)/detI;

Ppq = (Jxz*I1 - Jyz*I2 - (Iy-Ix)*I3)/detI;

Ppr = -(Jxy*I1 + (Ix-Iz)*I2 - Jyz*I3)/detI;

Pqq = (Jyz*I1 - Jxy*I3)/detI;

Pqr = -((Iz-Iy)*I1 - Jxy*I2 + Jxz*I3)/detI;

Prr = -(Jyz*I1 - Jxz*I2)/detI;

Q1 = I2/detI; Qm = I4/detI; Qn = I5/detI;

Qpp = -(Jxz*I4 - Jxy*I5)/detI;

Qpq = (Jxz*I2 - Jyz*I4 - (Iy-Ix)*I5)/detI;

$$Q_{pr} = -(J_{xy} \cdot I_2 + (I_x - I_z) \cdot I_4 - J_{yz} \cdot I_5) / \det I;$$

$$Q_{qq} = (J_{yz} \cdot I_2 - J_{xy} \cdot I_5) / \det I;$$

$$Q_{qr} = -((I_z - I_y) \cdot I_2 - J_{xy} \cdot I_4 + J_{xz} \cdot I_5) / \det I;$$

$$Q_{rr} = -(J_{yz} \cdot I_2 - J_{xz} \cdot I_4) / \det I;$$

$$R_l = I_3 / \det I; \quad R_m = I_5 / \det I; \quad R_n = I_6 / \det I;$$

$$R_{pp} = -(J_{xz} \cdot I_5 - J_{xy} \cdot I_6) / \det I;$$

$$R_{pq} = (J_{xz} \cdot I_3 - J_{yz} \cdot I_5 - (I_y - I_x) \cdot I_6) / \det I;$$

$$R_{pr} = -(J_{xy} \cdot I_3 + (I_x - I_z) \cdot I_5 - J_{yz} \cdot I_6) / \det I;$$

$$R_{qq} = (J_{yz} \cdot I_3 - J_{xy} \cdot I_6) / \det I;$$

$$R_{qr} = -((I_z - I_y) \cdot I_3 - J_{xy} \cdot I_5 + J_{xz} \cdot I_6) / \det I;$$

$$R_{rr} = -(J_{yz} \cdot I_3 - J_{xz} \cdot I_5) / \det I;$$

Summarizing results in aircraft parameter matrices GM1 and GM2.

$$GM1 = [\bar{c} \quad b \quad S \quad I_x \quad I_y \quad I_z \quad J_{xy} \quad J_{xz} \quad J_{yz} \quad m];$$

$$GM2 = [P_l \quad P_m \quad P_n \quad P_{pp} \quad P_{pq} \quad P_{pr} \quad P_{qq} \quad P_{qr} \quad P_{rr};$$

$$Q_l \quad Q_m \quad Q_n \quad Q_{pp} \quad Q_{pq} \quad Q_{pr} \quad Q_{qq} \quad Q_{qr} \quad Q_{rr};$$

$$R_l \quad R_m \quad R_n \quad R_{pp} \quad R_{pq} \quad R_{pr} \quad R_{qq} \quad R_{qr} \quad R_{rr}];$$

References:

R.T.H. Tjee and J.A. Mulder. Stability and Control Derivatives of the De Havilland DHC-2 "Beaver" aircraft. Report LR-556, Delft University of Technology, 1988.

Duke, E.L., Patterson, B.P. and Antoniewicz, R.F. User's manual for LINEAR, a Fortran Program to derive Linear Aircraft Models. NASA TP 2768, 1987.

Ruijgrok: Elements of Airplane Performance, Delft University Press, DUT (L&R), 1990.

Rauw, M.O.: A Simulink environment for Aircraft Dynamics and Control analysis - Application to the DHC-2 'Beaver', Graduate's thesis, DUT (L&R), 1993.

Rauw, M.O.: FDC 1.2 - A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis, 1997.

The FDC toolbox. Copyright Marc Rauw, 1994-2000.

Last revision of this program: June 12, 2000. (SR2 fix)

BIBLIOGRAPHIE

[1] **FDC13**, toolbox de matlab concernant la navigation aérienne et le modèle mathématique, appartenant à l'auteur Marc Rauw, de l'université Delft.
(source : <http://www.mathworks.com>),

[2] **Félix Mora-Camino** « Systèmes de conduite automatique et de gestion du vol » .1995

[3] **Roskam** « Airplane Flight Dynamique and Automatique Flight Control »,partie I et II
University of Kansas,1982.

[4] **S.CHIHAB** « commande adaptative auto-ajustable du virage de l'avion d'affaire LJ-24-B » ,Mémoire D'ingénieur, I.A.B 1998

[5] **K.BENACHENHOU**
A..Med MOKHITAR « Etude de Stabilité et commandes Dynamiques d'un avion léger, Mémoire D'ingénieur ,I.A.B 2000.

[6] **Y.KHALIFA** « commande Auto-ajustable du vol latéral et longitudinal d'un avion de type Air Bus A300 » ,Mémoire de Magister ,I.A.B 2000

[7] **I.D.LANDAU** « Commande Adaptative, aspect théorique et pratique »
,édition Masson 1986.

[8] **J.L.BOIFFIER**. « Note de cours de dynamique du vol »

[9] **B.HIERONIMUS** « pratique de la Radionavigation »par le transport aérien de L' ENAC ,1981.

[10] **Y.RIBES** « Equipement de Bord » TOME I deuxième Edition ,1980.

[11] **Jean-Luc BOIFFIER** « Notes de cours de dynamique du vol » sup Aero
,MARS 1999

[12] **J.C.WANNER** « Dynamique du vol et pilotage des avions » sup Aero
1984

[13] **Simulink** : « Dynamique Système Simulation Software User Guide »

[14] www.matworks.com : « programmes : scmpc4, qpsoft »