

RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère De L'enseignement Supérieur Et De La Recherche Scientifique

Université de Blida

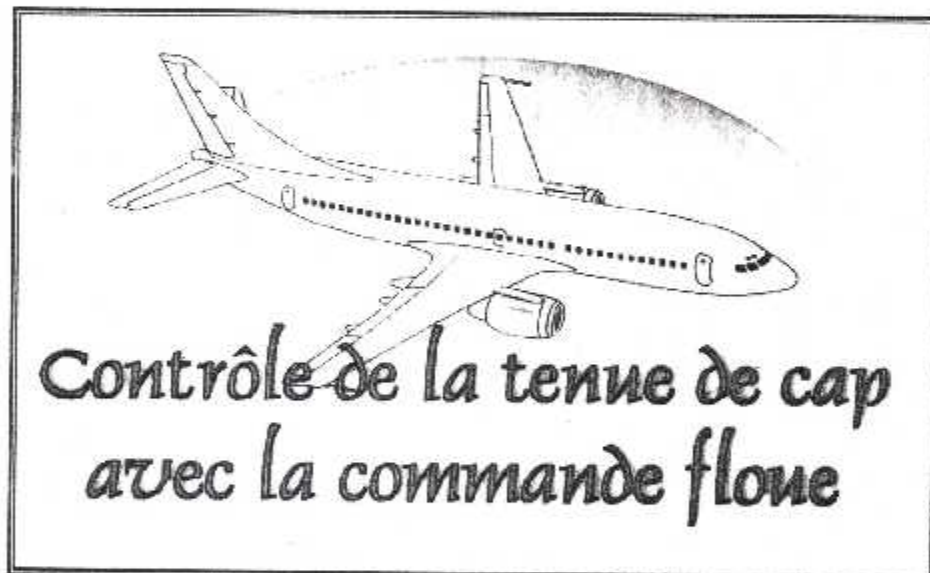
Institut d'Aéronautique



Mémoire de fin d'étude en vue de l'obtention du
Diplôme d'ingénieur d'état en aéronautique

Option : INSTALLATION

Thème :



**Contrôle de la tenue de cap
avec la commande floue**

Promoteurs :
M^r. BENOUARED A. H.

Présenté par :
M^{lle} BENZAHDA Khalissa

PROMOTION : 2002

Remerciements

Je formule ma profonde gratitude à Dieu tout puissant qui ma donné la volonté pour réaliser ce modeste travail.

Une respectueuse gratitude, à Monsieur BENOUARED A. H, pour tous les conseils et l'aide qui ma donné durant toutes la période, de préparation de ce mémoire de fin d'étude ainsi que pour son soutien.

On adresse en particulier ce remerciement à mes parents qui se sont tant donné pendant mes études leurs entières disponibilités et assistance.

mes remerciements mon également à mon fiancé

M. BESSAS Mohamed,

Sans oublier les enseignants de IAB et le personnel de air Algérie surtout M. SAHNOUN.

Dédicace

*Ce travail fruit d'énormes sacrifices et privation n'est pas simplement un projet de fin d'étude pour l'obtention d'un diplôme, c'est tout un rêve d'enfance et d'une famille qui voit le jour grâce à dieu et aux sacrifices innombrables de ceux qui ne cessent de s'entourer d'amour :
Mes chers parents.*

Je le dédie à ma très chère mère qu'elle ma tant donnée pour moi.

A mon père qui attendu ce moment.

A mes frères Habib, Salim, fayçal.

A mes très chères sœurs Salima, Ratiba, Fahima, Nanou.

A M. BESSAS Mohamed.

A mes nièces Sousou, Chaïma, Bouthaïna, Rania, Selma, Djazia Kaoithar, Hasna.

A ma puce : Chouri (chouchou).

Sommaire

INTRODUCTION GENERALE
NOTATION ET SYMBOLES
CHAPITRE I : GÉNÉRALITÉS SUR LA RADIO NAVIGATION.....	1
INTRODUCTION	1
I.1) LE VOR: (VERY HIGH FREQUENCY OMNI RANGE).....	1
I.1.1) Définition.....	1
- Fréquence.....	3
- Radial.....	3
- L'azimut.....	4
I.1.2) Principe de fonctionnement :.....	5
a) signal de référence.....	5
b) Signal de position.....	6
I.1.3) Utilisation du VOR.....	7
I.2) L'ILS : INSTRUMENT LANDING SYSTÈME	9
Définition.....	9
I.2.1) Principe de fonctionnement de l'ILS.....	9
I.2.1.1) Radiophare d'alignement de piste « Localizer ».....	9
I.2.1.2) Radiophare d'alignement de descente : « Glide path ».....	10
I.2.1.3) Les Markers.....	11
a) Radiobornes extérieure.....	11
b) Radiobornes intermédiaire.....	11
c) Radiobornes intérieur.....	12
I.3) LE HSI : (HORIZONTAL SITUATION INDICATOR).....	12
I.3.1) Utilisation en vol.....	13
I.4) L'ADI	14
I.5) LE SYSTÈME ONS (OMEGA NAVIGATION SYSTÈME).....	16
I.5.1) caractéristiques générales.....	16
I.5.2) Principe.....	16
I.6) LE SYSTEM GPS:(NAVIGATION SYSTEM TIME AND RANGING GLOBAL POSITIONNING SYSTEM).....	17
I.6.1) La Determination de la position.....	16
CHAPITRE II : PRINCIPES GÉNÉRALES DE LA COMMANDE AUTOMATIQUE DU VOL.....	19
II.1) INTRODUCTION	19
II.1.1) Pilotage.....	20
II.1.2) Guidage.....	20
II.2) GOUVERNES PRINCIPALES	20
II.2.1) La gouverne de profondeur.....	20
II.2.2) la gouverne de gauchissement.....	20
II.2.3) Une gouverne de direction.....	20

II.2.4) Une commande de gaz.....	21
II.3) GOUVERNES SECONDAIRES	21
II.4) COMMANDES DE VOL	22
II.4.1) La commande automatique du vol (C.A.D.V).....	23
II.4.2) Utilisation des C.A.D.V.....	24
II.4.3) Rôle d'un système de commandes automatiques du vol.....	24
II.4.4) Intégration des C.A.D.V aux chaînes de commande.....	25
a) Mode parallèle.....	25
b) Le mode série.....	26
II.5 LES GYROSCOPES.....	27
II.5.1) Définitions.....	26
II.5.2) Principe des gyroscopes.....	27
II.5.2.1) Le gyromètre.....	27
II.5.2.2) Le gyroscope à deux degrés de liberté.....	27
II.5.2.3) Erreurs de Gyroscopes.....	27
II.6) PRINCIPES FONDAMENTAUX DES ASSERVISSEMENTS AUTOMATIQUES.....	28
II.6.1) Schéma fonctionnel d'un système asservi.....	29
II.6.2) la fonction de transfert des systèmes asservis.....	29
II.6.2.1) Système asservis du premier ordre.....	29
II.6.2.2) Système asservis du second ordre.....	30
II.6.3) Propriétés des systèmes asservis.....	30
II.7) APPLICATION DU SYSTÈME ASSERVIS AU PILOTE AUTOMATIQUE	31
II.8) FONCTION DU PILOTE AUTOMATIQUE	31
II.8.1) La stabilisation de l'avion.....	32
II.8.2) Commande d'évolution.....	32
II.8.3) Le guidage d'un avion.....	32
II.9) PRINCIPE DU PILOTAGE AUTOMATIQUE	32
II.10) COMPOSITION DU PILOTE AUTOMATIQUE	33
II.10.1) chaîne de profondeur ou de tangage.....	33
II.10.2) Amortisseur de lacet (Yaw damper).....	34
II.10.3) chaîne de roulis.....	35
CHAPITRE III LES TECHNIQUES DE CONCEPTION D'UN CONTRÔLEUR	
FLOU	37
III.1) INTRODUCTION.....	37
III.2) HISTORIQUE	37
III.3) PRINCIPE FONDAMENTAL DE LA LOGIQUE FLOUE	38
III.4) GÉNÉRALITÉS SUR LES ENSEMBLES FLOUES	39
III.4.1) Opérations sur les ensembles flous.....	40
III.5) RELATIONS FLOUES.....	41
III.5.1) Opération sur les relations flous.....	41
III.6) RAISONNEMENT APPROXIMATIF	42
III.6.1) Variables linguistiques.....	42
III.6.2) Proposition flous.....	49
III.6.3) Règles de production flou «if - then».....	49
III.6.4) Règles d'inférence.....	50
III.7) PARAMÈTRES DE CONCEPTION D'UN CONTRÔLEUR FLOU	50

III.7.1) Les caractéristiques d'un contrôleur flou	50
III.7.2) Configuration générale d'un contrôleur flou	52
1) L'interface de fuzzification	52
2) La base de connaissance	52
3) La logique de prise de décision	53
4) L'interface de Défuzzification	53
III.8) AVANTAGES ET INCONVÉNIENTS DES TECHNIQUES DE CONTRÔLE FLOUE	55
a) Avantages	55
b) Inconvénients	55
CHAPITRE IV : SIMULATION ET ANALYSE DES RESULTATS	56
IV.1 SIMULATION EN BOUCLE OUVERTE	56
1) Modélisation	56
a) Relations fondamentales	56
b) Linéarisation et découplage des équations	58
Résultats de la simulation	58
Interprétation	60
IV.2) SIMULATION EN BOUCLE FERMÉ POUR LA TENUE DE CAP	61
a) Chaîne d'asservissement pour la tenue de cap	61
b) Conception du contrôleur floue	62
1) Simulation sans bruit et sans saturation du roulis de commande	64
Interprétation	66
2) Simulation sans bruit et avec saturation du roulis de commande	67
Interprétation	69
3) Simulation avec bruit de sortie	69
Interprétation	71
4) Simulation avec bruit de sortie et de roulis	72
Interprétation	74
Conclusion	74
CONCLUSION GÉNÉRALE
ANNEXES
BIBLIOGRAPHIE

Notation et Symboles

Symboles	Notations
I_{XX}	Moment d'inertie autour de l'axe de roulis (XX)
I_{YY}	Moment d'inertie autour de l'axe de tangage (YY)
I_{ZZ}	Moment d'inertie autour de l'axe de lacet (ZZ)
I_{XZ}	Produit d'inertie
X	Force longitudinale
Y	Force latérale
Z	Force verticale
I_G	Matrice d'inertie par rapport au centre de gravité
θ	Assiette longitudinale (angle de tangage)
Φ	Assiette latérale (angle de roulis)
Ψ	Angle de lacet (angle de cap)
\bar{W}	Vitesse angulaire
\bar{H}	Moment cinétique
U	Composante de la vitesse linéaire sur l'axe longitudinal
V	Composante de la vitesse linéaire sur l'axe latéral
W	Composante de la vitesse linéaire sur l'axe vertical
P	Vitesse angulaire du roulis
Q	Vitesse angulaire de tangage
R	Vitesse angulaire de lacet
L	Moment de roulis
M	Moment de tangage
N	Moment de lacet
V_a	Vitesse linéaire aérodynamique
δ_A	Braquage des ailerons
Y_β	Variation de la force latérale avec l'angle de dérapage
Y_P	Variation de la force latérale avec la vitesse angulaire du roulis
Y_R	Variation de la force latérale avec la vitesse angulaire de lacet
Y_{δ_A}	Variation de la force latérale avec la déviation des ailerons
Y_{δ_2}	Variation de la force latérale avec la déviation de la gouverne de direction
L_β	Variation du moment du roulis avec l'angle de dérapage
L_P	Variation du moment du roulis avec la vitesse angulaire du roulis

L_R	Variation du moment du roulis avec la vitesse angulaire du lacet
L_{δ_A}	Variation du moment du roulis avec la déviation des ailerons
L_{δ_r}	Variation du moment du roulis avec la déviation de la gouverne de direction
N_{β}	Variation du moment du lacet avec l'angle de dérapage
N_{T_F}	Variation du moment du lacet avec la variation de la force de poussée en fonction de l'angle
N_P	Variation du moment du lacet avec la vitesse angulaire du roulis
N_R	Variation du moment du lacet avec la vitesse angulaire du lacet
N_{δ_A}	Variation du moment du lacet avec la déviation des ailerons
N_{δ_r}	Variation du moment du lacet avec la déviation de la gouverne de direction
ε	Erreur
V	Vitesse de l'avion
β	Braquage
β_c	Braquage commandé
Φ_r	Angle de roulis de référence
K_a	Constante
K_d	Constante
μ	Degré d'appartenance
F	Ensemble flou
U	Ensemble dénombrable ou non
U	Un élément de U
$\mu_F(u)$	Fonction caractéristique



Introduction Générale

Introduction générale

La recherche dans le développement de l'aviation civile connaît de plus en plus une amélioration remarquable car elle est comme technologie de pointe et surtout après la révolution du domaine, électronique et informatique .

L'introduction de véritables ordinateurs de gestion de vol dans les systèmes P.A, à permit l'introduction de nouveaux instruments de navigations, afin de faciliter le guidage d'un avion même dans les conditions les plus délicates, ainsi le contrôle joue un rôle très important pour l'accroissement des performances et des fiabilités de ces systèmes, afin de maximiser la sécurité des aéronefs .

Pour ce la on a choisis ce thème comme étude de notre projet de fin d'étude afin de contrôler la tenue de cap en utilisant le concept de la logique floue .

- En premier lieu, on présentera une introduction aux instruments de radionavigations
- En deuxième partie on étudiera les principes générales de la commande automatique du vol.
- En troisième partie on présentera les techniques de Conception d'un contrôleur floue.
- En fin nous terminerons par une simulation dans la tenue de route d'un B747 en utilisant la commande floue ,le tout sera simulés à l 'aide du logiciel Matlab 5.3.

Chapitre I

GÉNÉRALITÉS SUR LA RADIO NAVIGATION

1) Introduction :

La radionavigation c'est l'ensemble des techniques permettant de définir la position d'un aéronef (radiolocalisation) et sa trajectoire (radioguidage) par des moyens radioélectriques.

Les instruments de navigation sont conçus pour établir la position mesurer, la distance et le cap, déterminer la vitesse, aider à tracer la route sur les cartes, connaître les conditions météorologiques et parfois, on utilise une combinaison, de plusieurs instruments pour obtenir une information souhaitée, parmi ces instruments on a : ILS, HSI, ADI, le système ONS. (OMEGA), GPS, et le VOR; où ce dernier, c'est l'instrument le plus important dans notre travail.

I.1) Le VOR: (Very High frequency Omni Range)

I.1.1) Définition : (voir la figure I.1)

Le VOR est un système d'aide, à la navigation aérienne à courte et moyenne distance (rayon de 200NM=300 Km), il donne un cap radio par rapport au nord magnétique, de telle manière que le pilote reçoit les informations nécessaires pour rejoindre une route quelconque.

Ces informations sont données par une station VOR appelé radiophare, ce dernier est un émetteur omnidirectionnel fonctionnant en VHF.

Les paramètres importants d'une station VOR sont :

- La fréquence ;
- Le radial ;
- L'azimut.

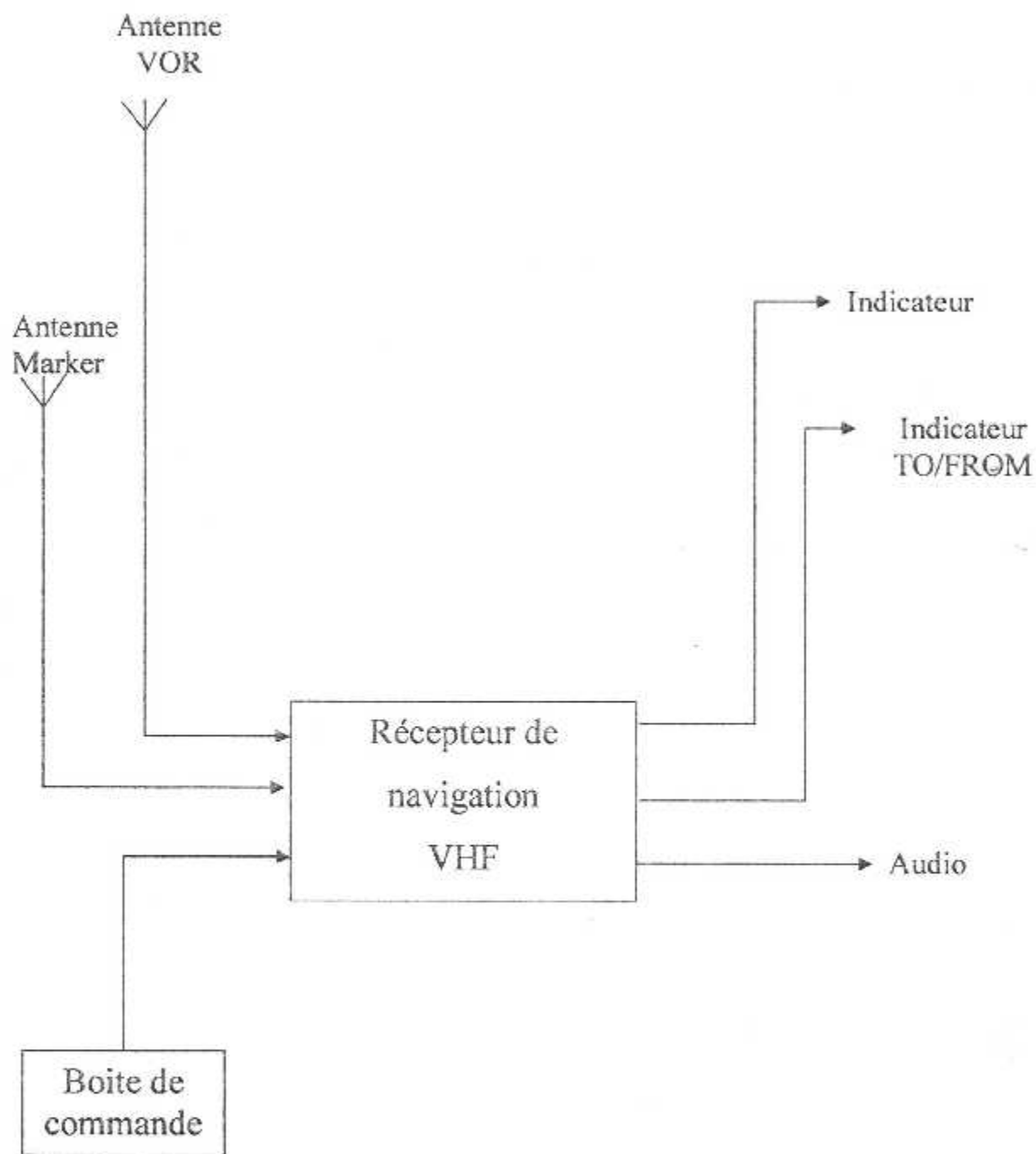


Fig I.1: Schéma synoptique du système VOR

- Fréquence :

Le VOR fonctionne, dans la bande VIIF entre 108 et 117.9 Mhz.

La gamme est utilisée par le VOR, de la façon suivante :

- 108.0 à 111.8 Mhz, avec un espacement de 0,2 Mhz, ce qui donne 20 canaux.
- 112.0 à 117.9 Mhz, avec un espacement de 0.1 Mhz, ce qui donne 60 canaux supplémentaires.

Donc, il existe 80 fréquences discrètes qui sont allouées aux stations VOR à travers le monde. Les stations VOR qui utilisent la même fréquence, doivent être suffisamment éloignées les unes, des autres pour éviter toute interférence.

- Radial :

On utilise ce terme pour désigner un relèvement magnétique de l'avion par rapport à la station VOR.

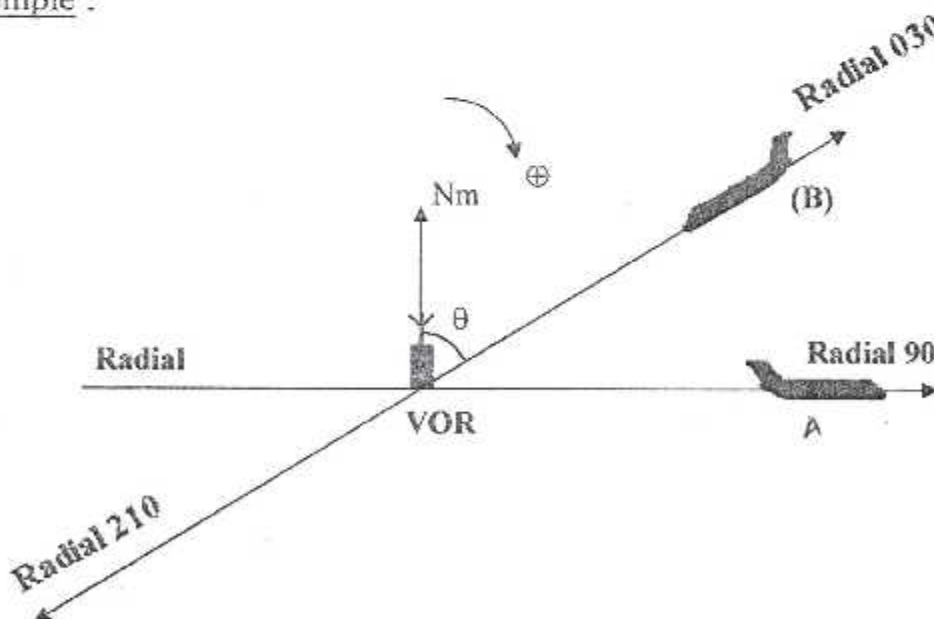
Exemple :

Fig I.2: Exemple du radial

- Pour l'avion A vol sur le radial 090.

Pour l'avion B vol sur le radial 030, et en position T0 (avant le radiophare) en considérant le radial 210.

- L'azimut : (voir la figure I.3)

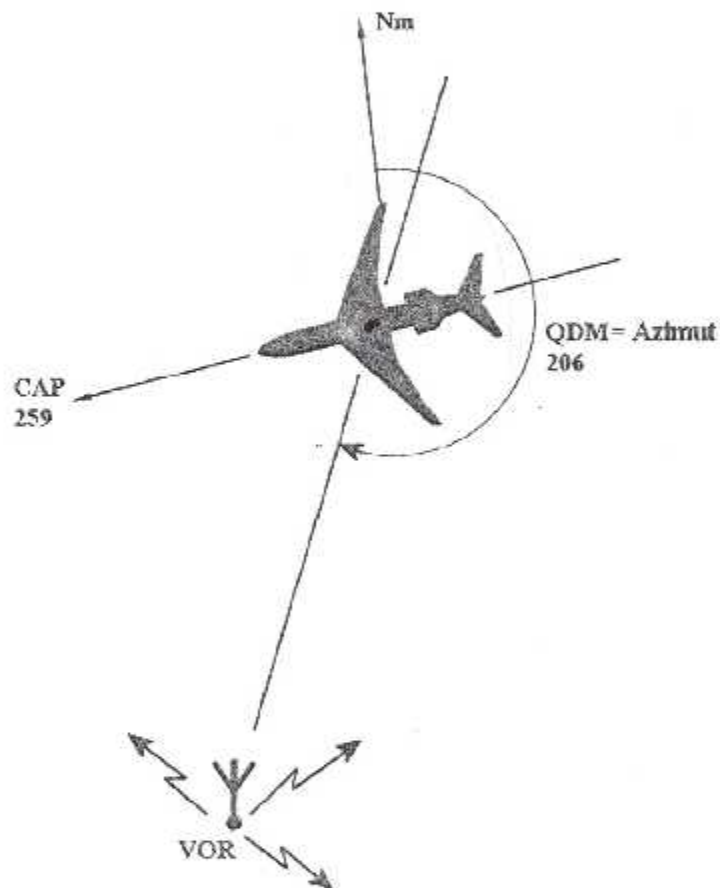


Fig I.3: Exemple de l'azimut

L'azimut : est l'angle entre le nord magnétique et l'axe qui joint l'avion et la station VOR.

I.1.2) Principe de fonctionnement :

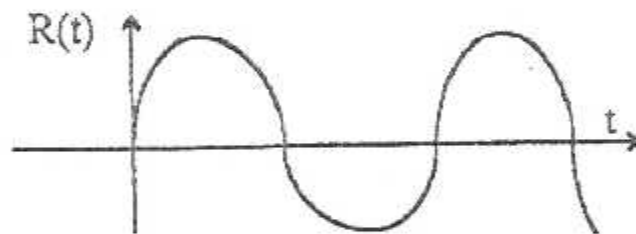
- La station VOR émet deux signaux modulant la même fréquence porteuse : un signal de référence et un signal de position.

a) signal de référence : (voir figI.4, figI.5, figI.6)

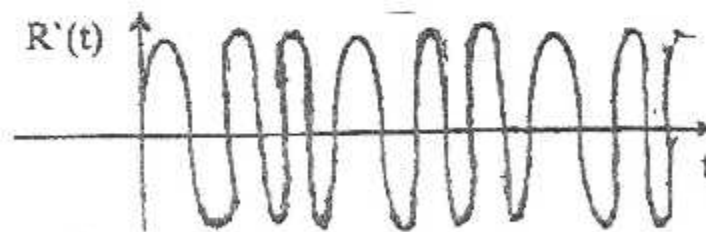
C'est un signal tournant d'une fréquence de 30 Mhz avec une phase constante (indépendante de l'azimut).

Il est modulé en AM pour discerner entre le signal variable et le signal de référence.

Ce dernier doit passer par une modulation intermédiaire en fréquence avec une sous porteuse de $(9960 \text{ Hz} \pm 480 \text{ Hz})$.

**Fig I.4**

Signal de référence ($f_1=30\text{Hz}$).

**Fig I.5**

Signal de référence ($f_2=9960\text{Hz}$) Modulé en FM avec $R(t)$.

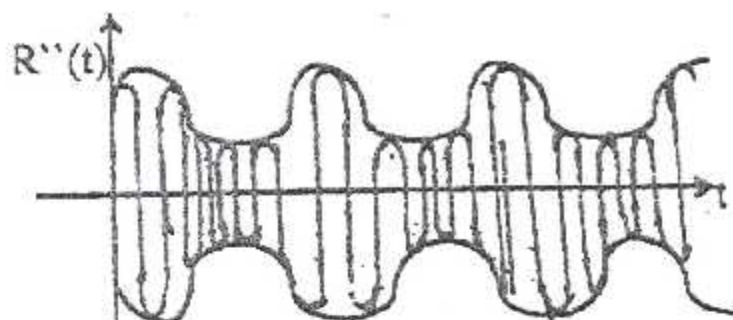


Fig I.6

Signal modulé en AM avec le Signal $R(t)$ dont la fréquence Porteuse est une fréquence VHF.

b) Signal de position : (voir la figure I.7)

Sur la même fréquence porteuse, que le signal de référence, avec le même signal de position, modulant (30 Hz). La station VOR émet un signal de position, modulé en AM. Dont le diagramme de rayonnement est un cardioïde tournante, de telle manière que pour des récepteurs situés dans de différentes positions par rapport au nord magnétique ne reçoivent pas le maximum de l'émission au même instant.

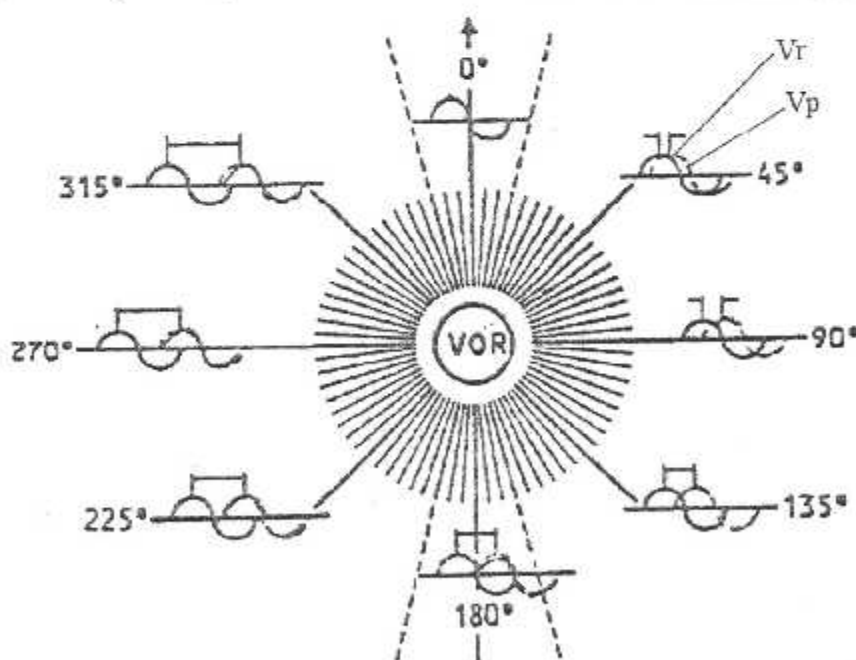


Fig I.7: Schéma du Signal de position

Pour un récepteur situé au nord magnétique, le signal de référence et de position sont reçus avec une différence de phase nulle.

Cette dernière varie en fonction de la position du récepteur par rapport au nord magnétique.

1.1.3) Utilisation du VOR (Exemple) :

- Avion en position 1 :

- a) Le pilote affiche sur le sélecteur d'azimut (OBS) le radial 305- l'aiguille indique *TO*, l'avion étant avant le radiophare.
- b) L'indicateur G/D à son aiguille sur droite ce qui signifie que l'avion n'est pas sur le radial 305 et que ce radial est à droite.
- c) Le RMI donne avec la rose graduée solidaire du compas magnétique, le cap suivi 360° - l'aiguille indique le relèvement de la station 033.

- Avion en position 2 :

- a) L'aiguille du RMI et le cap indiqueront 032.
- b) L'indicateur *TO-FROM* sera sur *TO*.
- c) L'aiguille G/D sera sur la droite.

- Avion en position 3 :

- a) L'aiguille du RMI et le cap indiqueront 030.
- b) L'indicateur *TO-FROM* sera sur *TO*.
- c) L'aiguille G/D sera centrée.

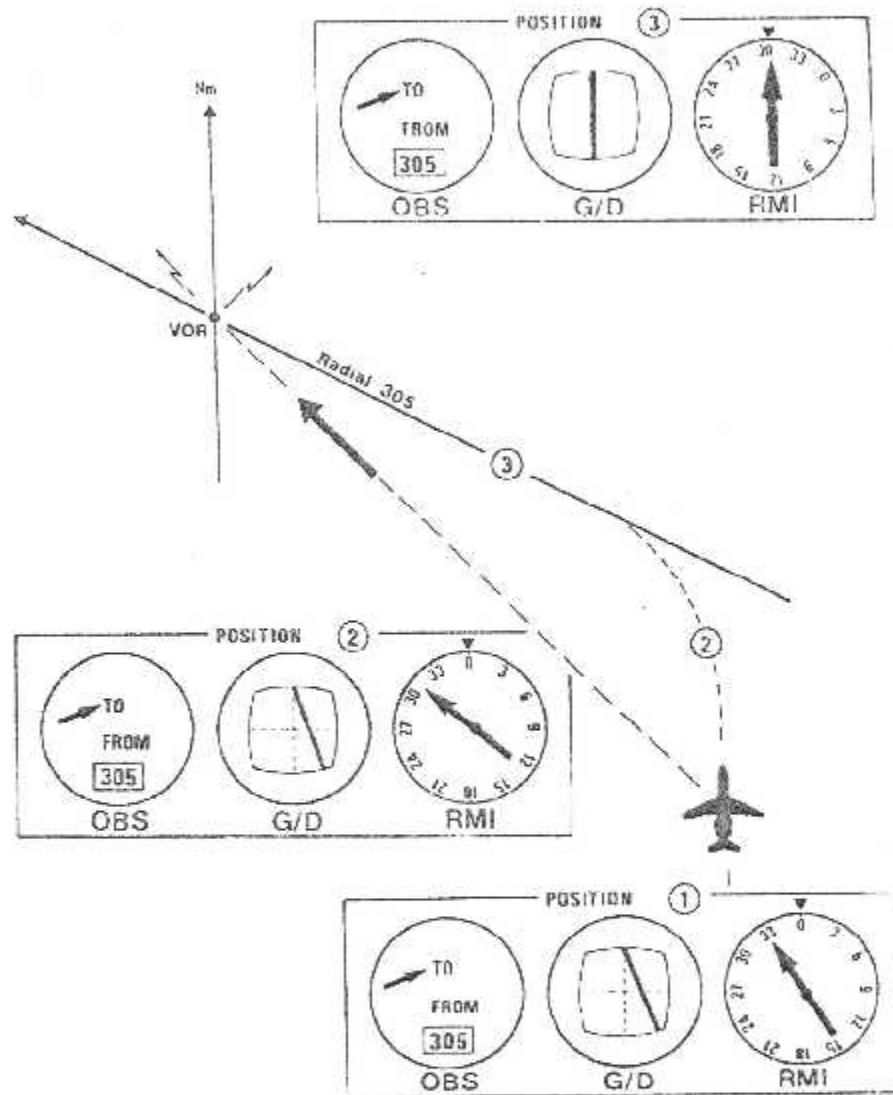


Fig I.8: Schéma d'utilisation du VOR

I.2) ILS : (Instrument landing système) :**Définition :**

C'est un système qui permet d'atterrissage aux instruments par visibilité réduite.

Il situé dans l'espace les paramètres suivantes :

- L'axe de la piste
- La trajectoire normale de descente
- La distance par rapport à l'entrée de la piste.

Il comprend des émetteurs radiophares et radiobornes situés à proximité de la piste.

Avec les récepteurs de bord nécessaire, le pilote va retrouver la meilleure position d'atterrissage.

Les émetteurs sont les suivants :

- a) Radiophare d'alignement de piste appelé « Localizer »
- b) Radiophare d'alignement de descente « Glide path »
- c) Radiobornes appelés « Markers », repère de distance du seuil.

I.2.1) Principe de fonctionnement de l'ILS :**I.2.1.1) Radiophare d'alignement de piste « Localizer » :**

Il travaille dans la gamme 108 Mhz à 112 Mhz suivi d'un ensemble d'antenne situé à 300m derrière la piste.

Il rayonne une porteuse VHF modulée en amplitude avec deux fréquences basses, l'une de 90 Hz. Et l'autre de 150 Hz. De façon à obtenir deux zones distincts par rapport à la piste.

A droite, l'avion va recevoir le signal modulé avec la fréquence de 150 Hz avec un taux de modulation supérieur à celui du signal modulé à 90 Hz et inversement à gauche.

Sur l'axe de la piste, il y a l'égalité des deux modulations.

Un appareillage de bord va mesurer les amplitudes des deux modulations et permettra de localiser la position de l'avion par rapport à la piste.

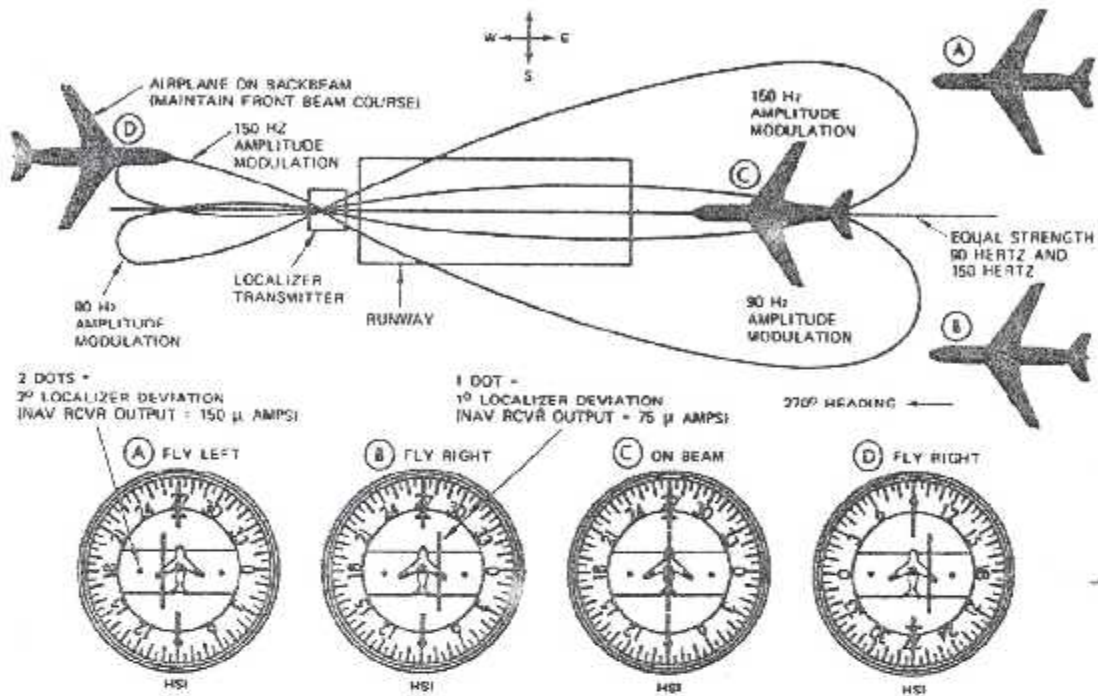


Fig I.9: Schéma du Radiophare d'alignement de piste

I.2.1.2) Radiophare d'alignement de descente : « Glide path » :

Son principe est le même que celui du localizer « principe de double modulation avec les fréquences de 90 Hz et 150 Hz ».

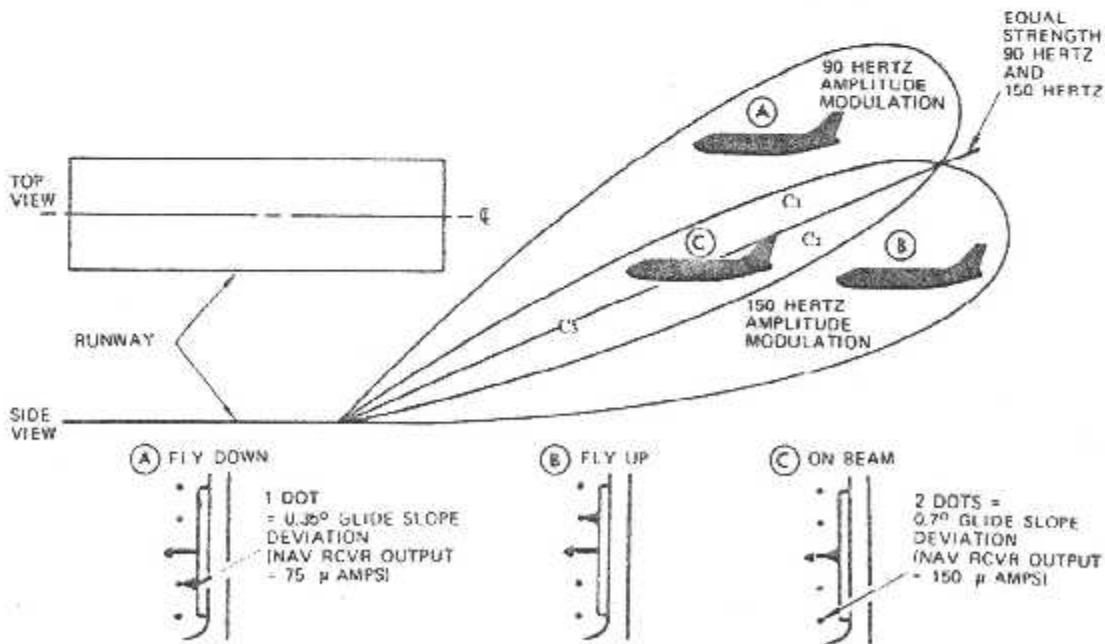


Fig I.10: Schéma du Radiophare d'alignement de descente

D'après la figure I.10

-Un avion situé en C1 au dessus de la trajectoire recevra les deux modulations avec des amplitudes tel que : le signal de fréquence 90 Hz supérieur à celui de 150 Hz.

-Un avion situé en C2 recevra les deux modulations avec des amplitudes tel que : le signal de 90 Hz inférieur à celui de 150 Hz.

-Un avion situé en C3 recevra les deux modulations avec des amplitudes égales par comparaison des deux amplitudes l'appareillage de bord va situer l'avion par rapport à la trajectoire normale de descente qui est déterminée par un angle de $2,5^\circ$ et peut-être modifié en fonction des obstacles situés dans l'axe de la piste.

I.2.1.3) Les Markers :

Ce sont des émetteurs VHF émettant avec une fréquence unique de 75MHz rayonnant un diagramme suivant la verticale.

Le passage de l'avion le long de la verticale est signalé à l'écoute, des signaux de manipulation modulés à la fréquence de 75MHz et par l'allumage des lampes de signalisation qui sont des couleurs différentes.

Les caractéristiques des trois émetteurs sont les suivants :

a) Radiobornes extérieure :

Distance depuis l'entrée de la piste 7240 Mètres.

Fréquence : 75 Mhz.

Modulation : 400 Hz (son grave).

Lampe de signalisation : Mauve.

b) Radiobornes intermédiaire :

Distance depuis l'entrée de la piste 1050 Mètres.

Fréquence : 75 Mhz.

Modulation : 1300 Hz (son médium).

Lampe de signalisation : Orange.

c) Radiobornes intérieur :

Distance depuis l'entrée de la piste 1050 Mètres.

Fréquence : 75 Mhz.

Modulation : 1300 Hz (son médium).

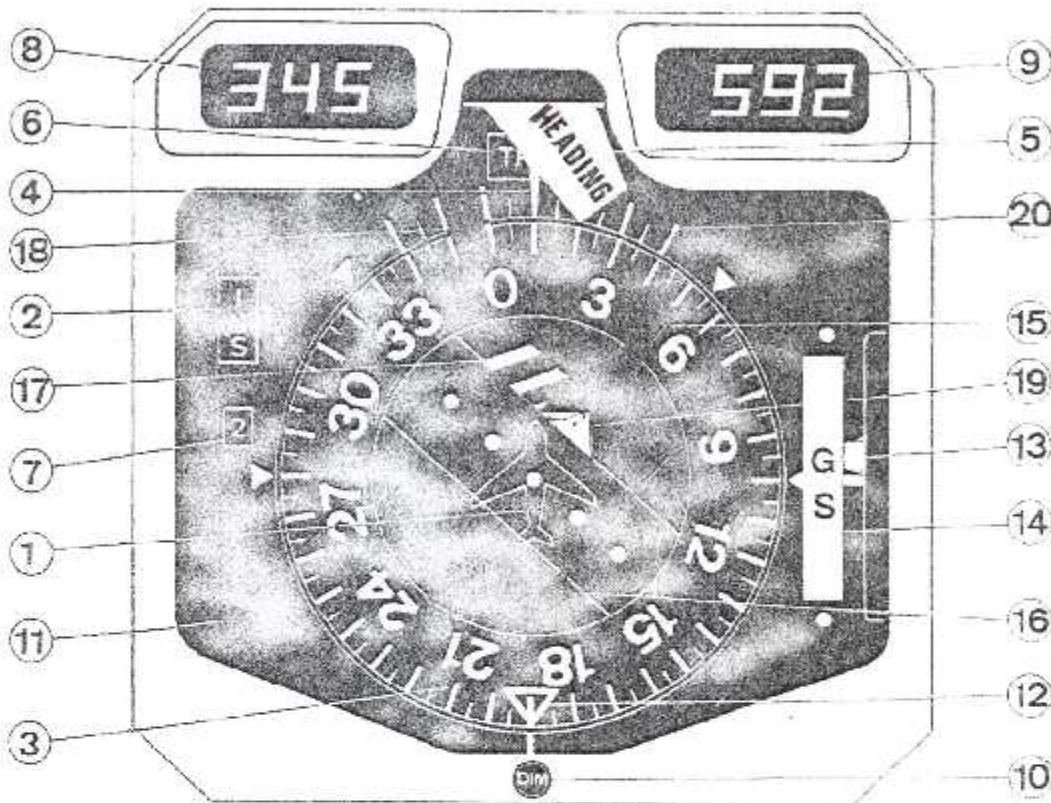
Lampe de signalisation : Orange.

1.3) Le HSI : (Horizontal Situation Indicator)

Le HSI ou plateau de route indique le cap magnétique de l'avion ainsi que des informations permettant au pilote de positionner l'avion dans un plan horizontal et / ou vertical par rapport à une balise radioélectrique.

On y trouve les informations :

- De cap magnétique par l'intermédiaire d'une rose des caps.
- De distance DME.
- De la valeur de dérivé.
- De la valeur de cap sélectionné.
- D'écart par rapport à un segment inertiel (INS).
- De la valeur du radial VOR sélectionné.
- D'écart radioélectriques (VOR, LOC, GLIDE).



- | | |
|---|--|
| <ul style="list-style-type: none"> 1- Silhouette fixe représentant l'avion 2- Annonciateur de type d'information « INS » ou « voir ILS » 3- Rose des caps 4- Index de cap 5- Volet d'alarme information de cap (HDG) 6- Annonciateur de nature de cap (MAG ou TRUE)
en mode « VOR ILS » cap magnétique MAG
en mode « INS » cap vrai TRUE 7- Annonciateur du numéro de source de donnée
(INS ou récepteur VOR suivant (2))
1 ou 3 pour le HSI 1 2 ou 3 pour le HSI 2 8- Indicateur digital de distance au WAYPOINT sélectionné
(uniquement en mode INS)
En VOR ILS distance DME (en provision seulement) | <ul style="list-style-type: none"> 9 - Indicateur digital de vitesse sol (toujours utilisé) 10 - Bouton de contrôle de luminosité des indicateurs 8 et 9 11 - Lampe « ALERT »- Ne s'allume qu'en mode INS à l'approche du WAYPOINT. 12 - Index de cap présélectionné (inutilisé en mode INS, se trouve à 6h) 13 - Index d'écart « glide slope » 14 - Volet d'alarme « glide slope » 15 - Index de sélection de route VOR, QFU ILS , ou INS 16 - Barre de déviation 17 - Volet d'alarme RAD, INS, NAV 18 - Indicateur de route et de dérive 19 - Volets TO-FROM 20 - Échelle de dérive. |
|---|--|

Fig I.11: Constitution de l'HSI.

I.3.1) Utilisation en vol : (voir figure I.12)

Le schéma suivant représente la position de l'aiguille LOC lorsque le pilote a sélectionné un axe, ici on a un QFU égal a 270°, alors le pilote affiche avec le bouton OBS sur le boîtier de commande le QFU=270°.

Alors les différentes positions lors de l'approche de la piste sont les suivantes :

- Au début le cap avion est de 90°, l'avion est en phase maintien de cap dans la position 1 et 2.
- Au point 3 l'avion tend a rejoindre l'axe de piste.
- Au point 4 l'avion est sur l'axe de la piste.

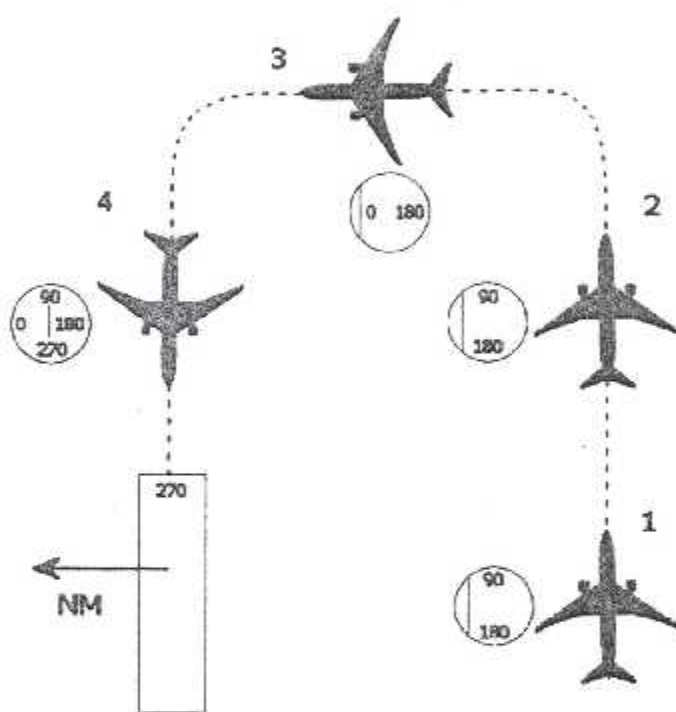


Fig I.12: Utilisation d'un HSI en vol.

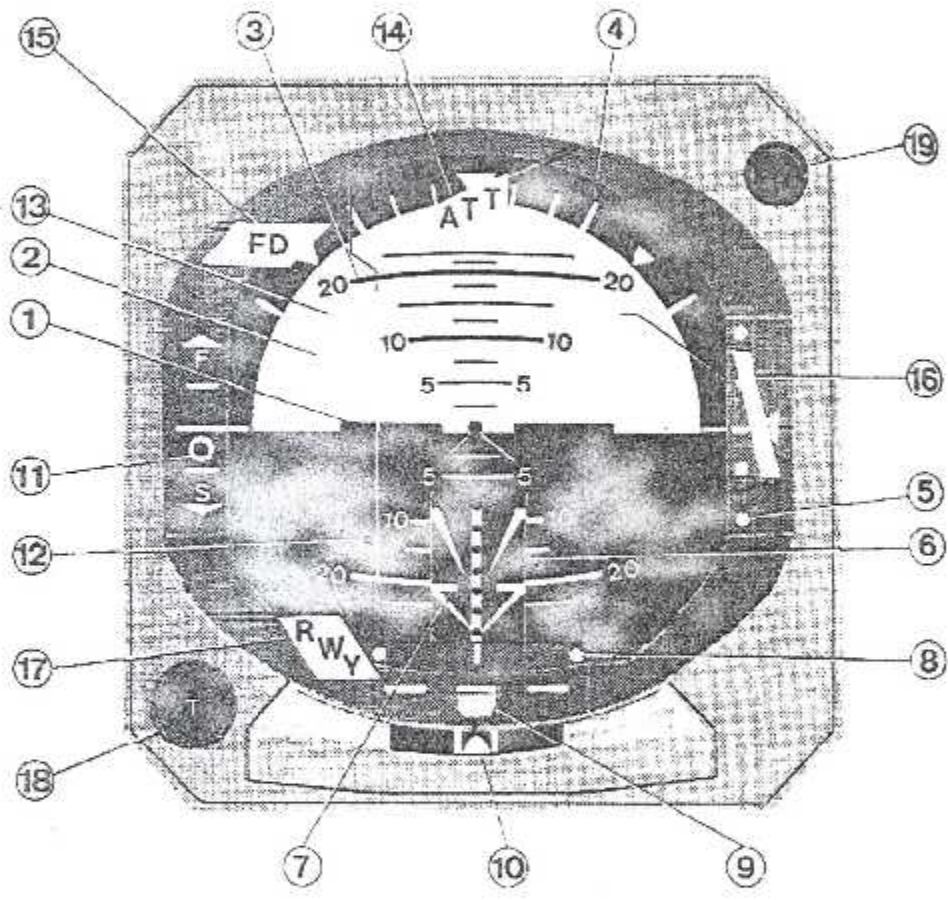
I.4) l'ADI : (voir figure I.13)

Ces instruments donne, comme informations de base, l'assiette longitudinale et l'inclinaison de l'avion en sens et en valeur, l'assiette longitudinale maximale est en générale limitée à ± 80 degrés et il y a une liberté total en roulis.

Il combine d'horizon artificiel et les barres de tendance du directeur de vol (DV).

On y trouve aussi les informations :

- De mode du directeur de vol.
- De dérapage.
- D'écart glide.
- D'écart localizer.



- 1 - Silhouette fixe de l'avion
- 2 - Sphère horizon
- 3 - Echelle de Tangage
- 4 - Echelle de roulis
- 5 - Echelle d'écart "Glide Slope"
- 6 - Piste mobile
- 7 - Echelle d'altitude (en-dessous de 200 ft.)
- 8 - Echelle localizer (expended)
- 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 I.13: Schéma de l'ADI .

I.5) le système ONS (OMEGA Navigation Système) :

I.5.1) caractéristiques générales :

- 1) Aide à la navigation très grande distance dérivée du système *RADUX* (1947).
- 2) La couverture mondiale est obtenue à partir de huit stations terrestres.
- 3) L'OMEGA fonctionne en **VL**F dans la bande de 10 à 14 KHz.
- 4) Fournit des informations de navigations permanentes par rapport à un itinéraire sélectionné (position, vent, vitesse, écart, ...etc.)
- 5) Les informations sont présentées sous forme numérique.

I.5.2) Principe :

La détermination de la position avec l'OMEGA est basée sur la comparaison des phases de signaux provenant de deux ou plusieurs stations émettrices.

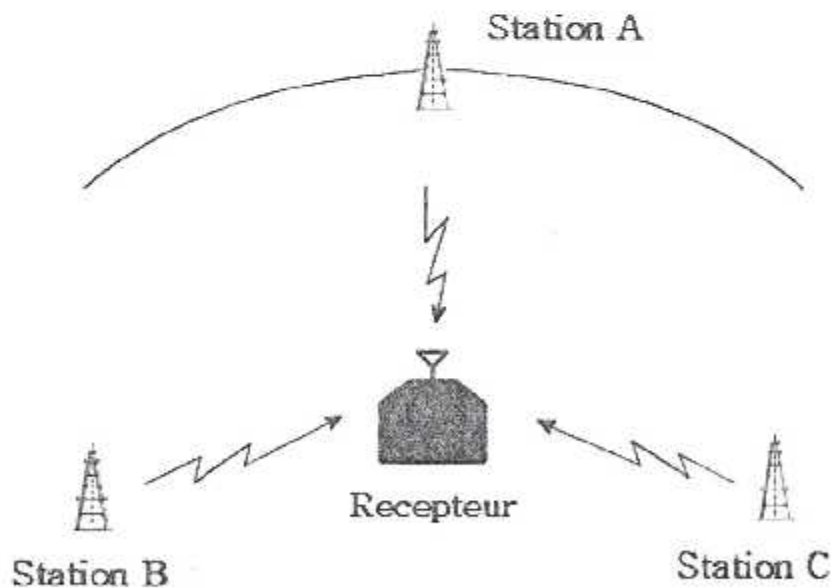


Fig I.14: Schéma du principe de l'OMEGA

Cette mesure $\Delta\Phi$ sera faible dans la mesure où la phase de l'onde restera stable; (Plus aisée à obtenir en VLF) et les stations émettrices seront synchronisées avec précision.

I.6) Le system GPS: (navigation system time and ranging global positioning system)

Le système GPS est à l'origine un système de navigation par satellites imaginé par les militaires américains du DOD (*Departement of defense*), qui contrôle et finance entièrement de projet, il a vu le jour dans le but de remplacer le système transit.

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

I.6.1) La détermination de la position :

Le principe du positionnement GPS est très proche du principe de triangularisation. On mesure la distance entre l'utilisateur et un certain nombre de satellites de positions connues. On définit ainsi des sphères centrées sur des satellites et dont l'intersection donne la position. Le récepteur GPS est capable d'identifier le satellite qu'il utilise à l'aide du signal pseudo aléatoire émis par chaque satellite. Il charge, à l'aide de ce signal, les informations sur l'orbite et la position du satellite. Pour mesurer la distance qui sépare le satellite du GPS, On mesure le temps T mis par le signal pour aller de l'un vers l'autre. Le signal voyageant à la vitesse de la lumière, la distance recherchée est donnée par : $R = c \times T$

La mesure de T nécessite la manipulation suivante :

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

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

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

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

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

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

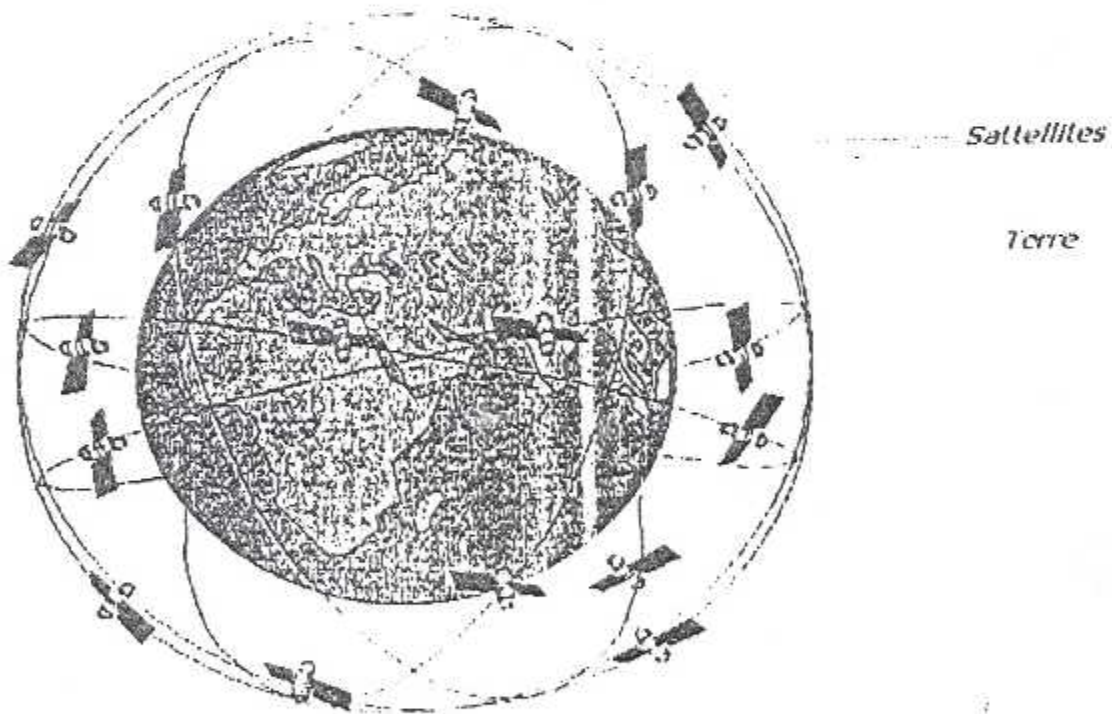


Fig I.15: Schéma synoptique de système GPS

Chapitre II

**PRINCIPES GÉNÉRALES
DE LA COMMANDE
AUTOMATIQUE DU VOL**

II.1) Introduction :

Un avion avec ses caractéristiques, et l'atmosphère dans laquelle il évolue forment un système complexe : avant d'exposer les principes qui régissent la conduite de ce système à l'aide de commandes automatiques rappelons quelques notions fondamentales.

Un avion se déplace dans l'atmosphère sous l'action de trois forces (figure II.1) :

- $m\vec{g}$: La pesanteur (poids).
- $\vec{\tau}$: La force de poussée.
- R_a : La résultante aérodynamique.

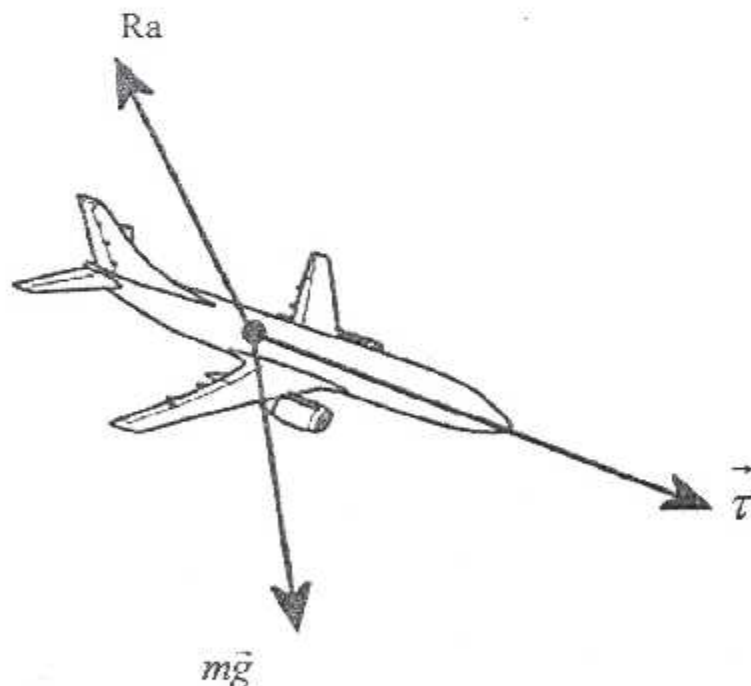


Fig II.1: Les forces agissant sur un avion

II.1.1) Pilotage :

Piloter un avion consiste à agir (manuellement ou automatiquement) sur des « commandes » de façon à fixer la direction et l'intensité des forces et des moments de forces agissant.

Pilotage \longleftrightarrow mouvement de l'avion autour de son centre de gravité.

II.1.2) Guidage :

Guider un avion consiste à le piloter de façon à lui faire parcourir une trajectoire donnée :

Guidage \longleftrightarrow mouvement du centre de gravité de l'avion (trajectoire) ;

II.2) Gouvernes principales : (Figures II.2 et II.3)**II.2.1) La gouverne de profondeur :**

Permet de modifier le couple résultant autour d'un axe parallèle à la voilure (axe transversal) et de donner à l'avion un mouvement de tangage à cabrer ou à piquer.

II.2.2) la gouverne de gauchissement :

Constituée en général par des ailerons, permet de modifier le couple résultant autour de l'axe longitudinal de l'avion et de donner à l'avion un mouvement de roulis et de l'incliner.

Cette commande principale peut aussi être réalisée par un braquage antisymétrique de la gouverne de profondeur (cas des avions à aile delta).

II.2.3) Une gouverne de direction :

Constituée en générale par un drapeau qui permet d'ajuster le couple résultant de l'axe normal et de donner à l'avion un mouvement de lacet, destiné en générale à maintenir un dérapage nul (vecteur vitesse dans le plan de pseudo – symétrie de l'avion).

II.2.4) Une commande de gaz :

Ou de poussée permet de modifier la force de traction commandant ainsi la vitesse de l'avion.

En général il y a une manette de gaz par moteur ou réacteur.

II.3) Gouvernes secondaires : (voir figure II.2, figure II.3)

Sont classées dans cette catégorie toutes les gouvernes qui ne sont pas principales.

Elles peuvent être en nombre plus ou moins grand en fonction des performances que l'on désire de la machine.

En ce qui concerne le CADV, on est amené à considérer deux types même si le système n'a pas d'action directe dessus :

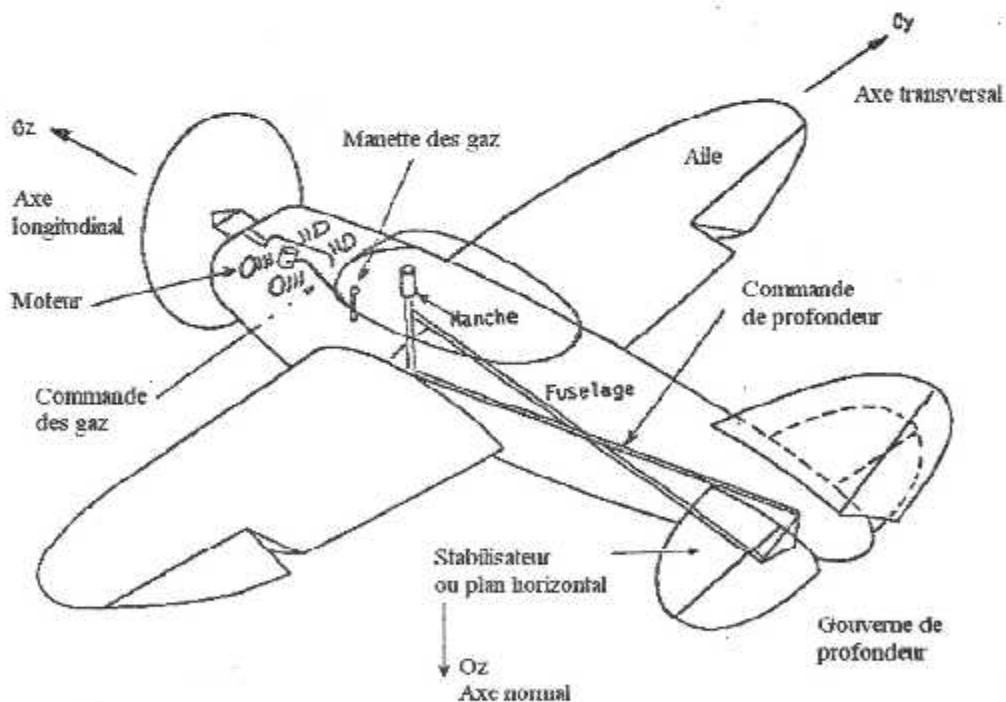


Fig II.2: Commande de vol Horizontales

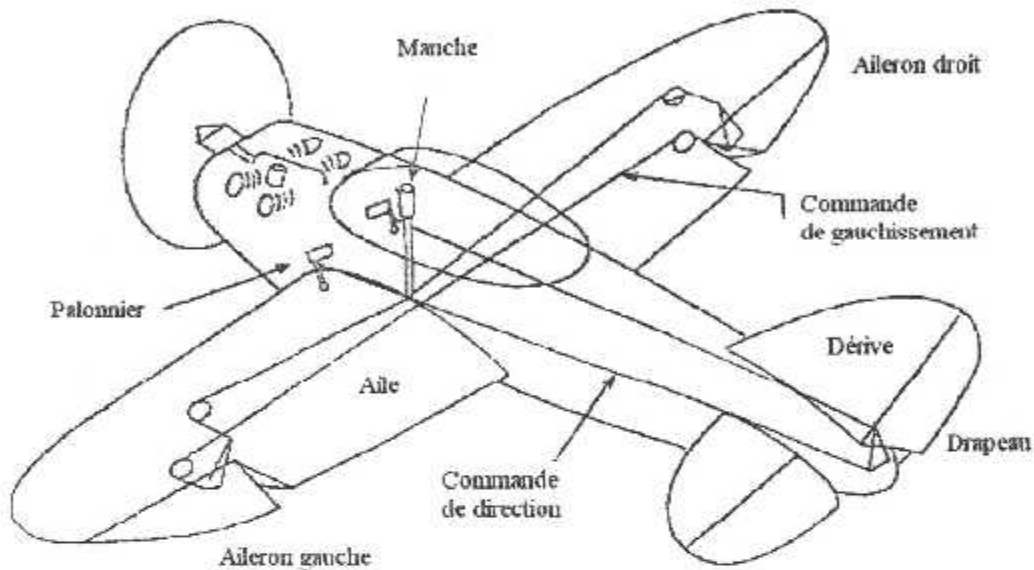


Fig II.3 Commande de vol Transversales

II.4) Commandes de vol : Figure (II.2 et II.3) :

Les commandes de vol sont les organes permettant de transmettre aux gouvernes les ordres de braquage désirés.

Il y a de nombreuses possibilités pour réaliser ces organes et plusieurs d'entre elles seront exposées par la suite.

Les figures II.2, II.3 montrent des commandes de vol particulièrement simples d'un avion de tourisme. Il est intéressant de signaler que les liaisons à l'origine entièrement mécaniques ont tendance à devenir électriques (« *Fly by Wire* »).

Comme pour les gouvernes, il y a lieu de distinguer entre les commandes de vol principales et les commandes de vol secondaires.

En principe, les commandes de vol principales sont réalisées de la façon suivante :

→ **En profondeur** : un manche commandera le braquage de la gouverne de profondeur par un mouvement d'avant en arrière.

→ **En gauchissement** : un volant commandera le braquage des ailerons par un mouvement de droite à gauche.

→ **En direction** : un palonnier (ou des pédales) permettra de commander à l'aide des pieds le braquage du drapeau.

→ **En traction** : des manettes de gaz une par propulseur commanderont la vitesse de l'avion.

II.4.1) La commande automatique du vol (C.A.D.V) :

On appelle commandes automatiques du vol l'ensemble des systèmes qui permettant d'automatiser le pilotage et le guidage d'un avion de façon à les faciliter, les rendre plus efficaces (coût économique) et plus sûrs.

On distingue en générale quatre types de problèmes pour les quels les C.A.D.V peuvent apporter les solutions :

→ Problèmes liés aux qualités de vol naturel de l'avion.

→ Problèmes liés au pilote.

→ Problèmes liés compagnies.

→ Problèmes liés aux passagers.

Tous ces problèmes sont en fait interdépendants et recouvrent le binôme sécurité + efficacité des opérations aériennes civiles.

II.4.2) Utilisation des C.A.D.V :

Suppose l'existence de chaînes de mesure et de commandes automatiques interconnectées par des calculateurs qui élaborent les ordres transmis aux actionneurs. Ces chaînes de commandes viennent se superposer aux chaînes de commande manuelles et leur interaction pose des problèmes complexes pour les quels des solutions différentes ont été développés pour les avions de transport actuellement en exploitation.

Les C.A.D.V actuelles permettent de réaliser les fonctions suivantes :

- Amélioration des qualités de vol de l'avion.
- Alarmes et protection automatique.
- Train automatique.
- Aides automatiques au pilotage manuel.
- Pilotage automatique.

Le bon fonctionnement du C.A.D.V est très lié au fonctionnement des actionneurs et des chaînes de commande.

II.4.3) Rôle d'un système de commandes automatiques du vol :

Du fait des différents problèmes évoqués précédemment il ne faut pas s'étonner de voir apparaître et se généraliser à bord des avions de transport public, des dispositifs de conduite automatique du vol propre à :

- Libérer le pilote de tâches routinières ou, au contraire, exigeant de lui une attention trop concentrée ;
- Améliorer la qualité des vols par conséquent leur sécurité et leur régularité.
- Ramener au niveau du pilote un comportement avion suffisamment « standard » quelque soit le régime de vol.

II.4.4) Intégration des C.A.D.V aux chaînes de commande :

Dans le cas où l'avion est équipé d'un système de C.A.D.V, les ordres transmis aux gouvernes peuvent provenir de deux sources distinctes ; le pilote à travers la commande du vol et les calculateurs (analogique dans un premier temps, puis très vite numériques), de C.A.D.V. ainsi, se pose le problème de l'intégration des C.A.D.V dans les chaînes de commande.

On distingue deux modes d'intégrations :

a) Mode parallèle: Le dispositif d'exécution de l'ordre de braquage issu des calculateurs CADV actionne non seulement les gouvernes mais les commandes correspondantes du vol, le pilote ressent donc les ordres élaborés.

Cette solution est retenue lorsqu'il est effectivement nécessaire (sécurité) que le pilote connaisse les actions commandées sur les gouvernes par ces automatismes. Ainsi en générale, les systèmes CADV liés aux protections automatiques.

(Protection haute incidences par exemple) seront montés en parallèle avec la chaîne de commande manuelle.

Il ne (seront montés) sera de même avec les systèmes CADV liés en fonction des trains. (Voir figure II.4)

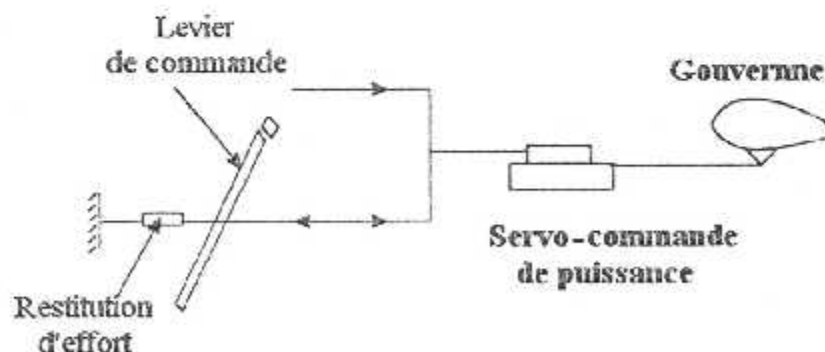


Fig II.4: CADV mode parallèle.

b) **Le mode série** : Les actions commandées par les CADV ne sont pas ressenties par le pilote donc on parle de transparence. (Voir figure II.5)

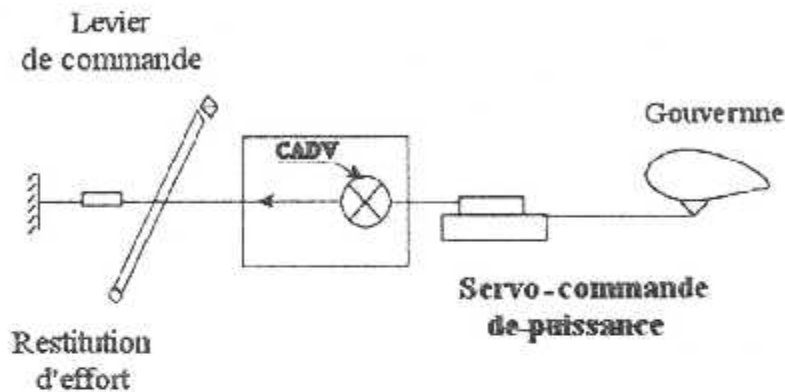


Fig II.5: CADV Mode série

Le problème posé est l'intégration de C.A.D.V aux chaînes de commandes et dû au fait que les sorties des calculateurs sont de natures électriques et qu'il faut donc les transformer en mouvements mécaniques, pour cela on utilise des servocommandes hydrauliques commandées par une servovalve électrique qui permet de déplacer le distributeur d'une distance proportionnelle au courant d'entrée dans ce cas, il est nécessaire de prévoir une boucle de retour afin de réaliser l'asservissement de la servocommande.

II.5 Les Gyroscopes :

II.5.1) Définitions :

Un gyroscope est un solide de révolution animé d'un mouvement de rotation rapide autour de son axe de symétrie.

II.5.2) Principe des gyroscopes :

II.5.2.1)- Le gyromètre :

Si l'on soumet un gyromètre à une perturbation (rotation), il apparaît un moment d'inertie tel que le vecteur « moment cinétique \vec{H} » tourne vers la perturbation par le chemin le plus court, c'est-à-dire la perpendiculaire.

Un gyromètre permet de mesurer des vitesses de rotation.

II.5.2.2) Le gyroscope à deux degrés de liberté :

Si on applique un couple extérieur à un gyroscope à deux degrés de liberté par inertie il va induire la vitesse angulaire de précession nécessaire pour engendrer un couple gyroscopique opposé au couple extérieur. Réciproquement si un gyroscope à deux degrés de libertés n'est soumis à aucun couple extérieur il n'y a aucune précession induite et il indique une direction fixe dans un repère Galiléen.

II.5.2.3) Erreurs de Gyroscopes :

La propriété des gyroscopes est de garder une direction fixe dans un repère Galiléen.

La terre tournant sur elle-même ne constitue pas un repère Galiléen.

Les gyroscopes sont utilisés pour indiquer une direction terrestre (vertical ou horizontal) afin de nous fournir un repère terrestre donc non Galiléen.

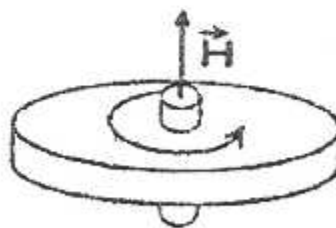


Fig II.6: Gyroscope.

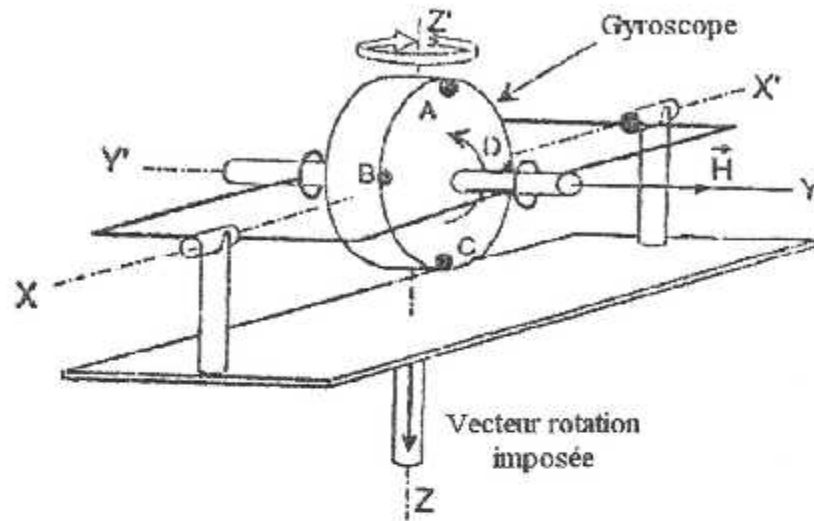


Fig II.7: Gyromètre.

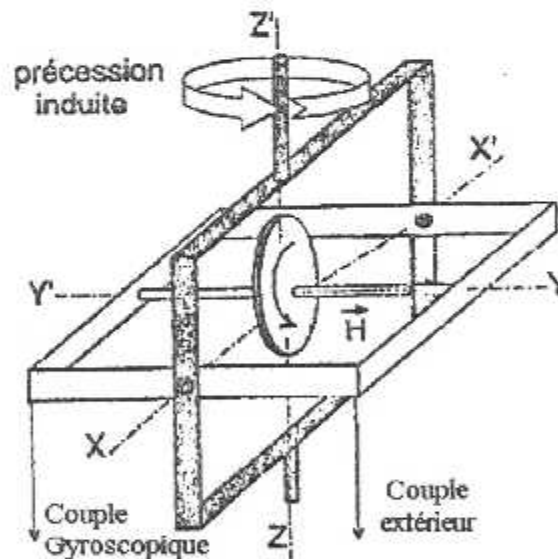


Fig II.8: Gyroscope à deux degrés de liberté.

II.6) Principes fondamentaux des asservissements automatiques :

Le principe d'un asservissement est de comparer à l'aide d'une boucle de retour une valeur d'entrée en amont d'un système de commande (Valeur de consigne) à une valeur de sortie en aval du même système de commande.

II.6.1) Schéma fonctionnel d'un système asservi :

La valeur de consigne est comparée à la valeur de sortie à l'aide d'une boucle de retour et d'un comparateur. Le signal d'écart (ε) est amplifié et envoyé au travers du système de commande qui modifie la valeur de sortie jusqu'à ce que :

Sortie = consigne (voir figure II.9).

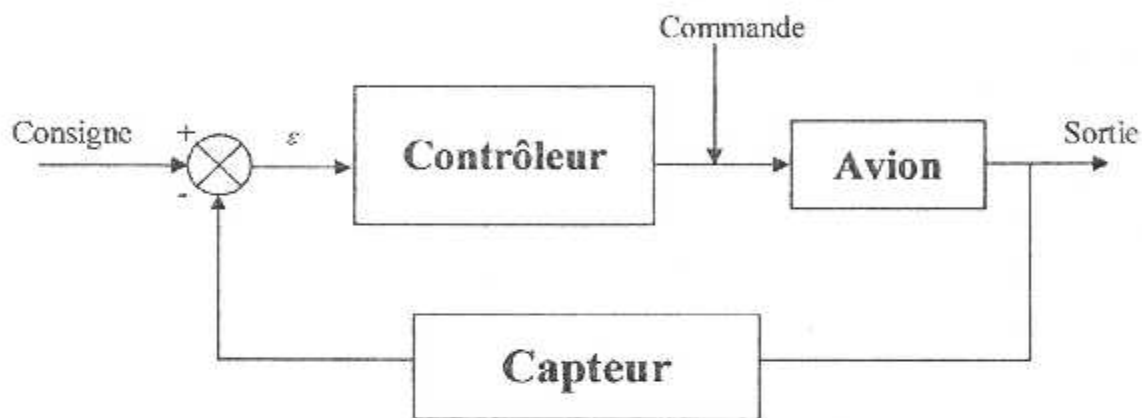


Fig II.9: Schéma fonctionnel d'un système asservis.

II.6.2) la fonction de transfert des systèmes asservis :

Un système asservis 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 générale dans le domaine de la place.

II.6.2.1) Système asservis du 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 de sortie dans le domaine de la place.

E (P) : signal d'entrée dans le domaine de la place.

K : gain.

T : constante de temps.

P : opérateur de la place.

II.6.2.2) Système asservis du second ordre :

Il est représenté sous la forme suivante :

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

Avec :

S (P) : signal de sortie dans le domaine de la place.

E (P) : signal d'entrée dans le domaine de la place.

K : gain.

ξ : Amortissement de système.

ω_n : Pulsation propre de système.

II.6.3) Propriétés des systèmes asservis :

Hormis le système de commande on s'intéresse plus particulièrement à la rapidité, à la précision et à la stabilité de ces systèmes.

- On vérifie expérimentalement que la rapidité d'un système asservis est d'autant plus grande que l'amplification du signal erreur.
- Pour augmenter la précision du système asservis on peut augmenter l'amplification du signal d'erreur.

En effet ; Pour une valeur de sortie très légèrement différente de la valeur de consigne, le système de commande recevra un signal d'erreur fortement amplifié et la valeur de sortie sera modifiée.

- pour augmenter la stabilité, il faut diminuer l'amplification.

En effet avec une faible amplification pour un léger écart entre la valeur de sortie et la valeur de consigne, le système de commande recevra un signal d'erreur faiblement amplifié et la sortie sera peu modifiée.

Le système réagit peu aux petits entre la consigne et la sortie.

Il est stable.

Le constructeur doit optimiser entre la précision et la stabilité pour résoudre ce dilemme, les constructeurs ont recours à des corrections.

II.7) Application du système asservis au pilote automatique :

Le pilote automatique est conçu pour simplifier la tâche du pilote.

Il élabore les ordres de braquages des gouvernes pour assurer le pilotage et le maintien d'une trajectoire avion.

Il existe entre autres deux grandes méthodes de corrections : la correction par dérivation et la correction par intégration.

- **En dérivant** : par rapport au temps le signal de sortie on obtient le sens de variation de la sortie. Cela permet « d'anticiper » la tendance de variation du signal de sortie et donc d'augmenter la stabilité.
- **En intégrant** : le signal d'erreur par rapport au temps la précision du système augmente en effet même si le signal d'erreur ε est très faible, l'expression :

$$\int \varepsilon(t) dt \text{ sera non négligeable pendant un intervalle de temps } dt.$$

Le signal de sortie sera donc corrigé et ceci jusqu'à ce que le signal d'erreur soit vraiment nul pendant un intervalle de temps suffisamment long.

II.8) Fonction du pilote automatique :

Il y a trois fonctions : la stabilisation, la commande d'évolution, le guidage.

II.8.1) La stabilisation de l'avion :

Se fait autour de ces trois axes (roulis, tangage, lacet) celle autour de l'axe de lacet peut se faire sans l'aide du pilote automatique.

II.8.2) Commande d'évolution :

Permet de mettre l'avion en piqué en cabré (gestion de vitesse verticale suivi d'un plan de descente) et en virage.

II.8.3) Le guidage d'un avion :

Permet la prise et la tenue : d'altitude (Mode ALT) de cap (Mode HDG) de radial VOR (Mode NAV).

Il permet aussi l'atterrissage automatique et gère l'automanette (acquisition d'un régime moteur et maintient d'une vitesse indiquée ou d'un Mack sélectionné).

II.9) Principe du pilotage automatique :

Le principe du pilotage manuel est de suivre une trajectoire horizontale et verticale définie. Pour ce faire, 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 la trajectoire du centre de gravité de l'avion (position de l'avion grâce à la lecture des instruments de bord).

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

Cette action s'apparente à un deuxième asservissement inclus dans le premier où le pilote agit sur les gouvernes pour changer la position de l'avion autour de son centre de gravité.

On retrouve ce principe pour le pilote automatique, quelque soit le mode engagé, les asservissements du pilote automatique font appel à deux ou trois boucles asservis superposées dont la boucle la plus interne et la boucle de gouverne.

II.10) Composition du pilote automatique :

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

II.10.1) chaîne de profondeur ou de tangage : (Figure II.10).

Cette chaîne constitue le mode longitudinal du pilote automatique dans le sens où elle gère la stabilité longitudinale de l'avion.

Le mode de base de la chaîne de tangage et de maintenir l'assiette longitudinale que possédait l'avion au moment de l'embrayage du pilote automatique.

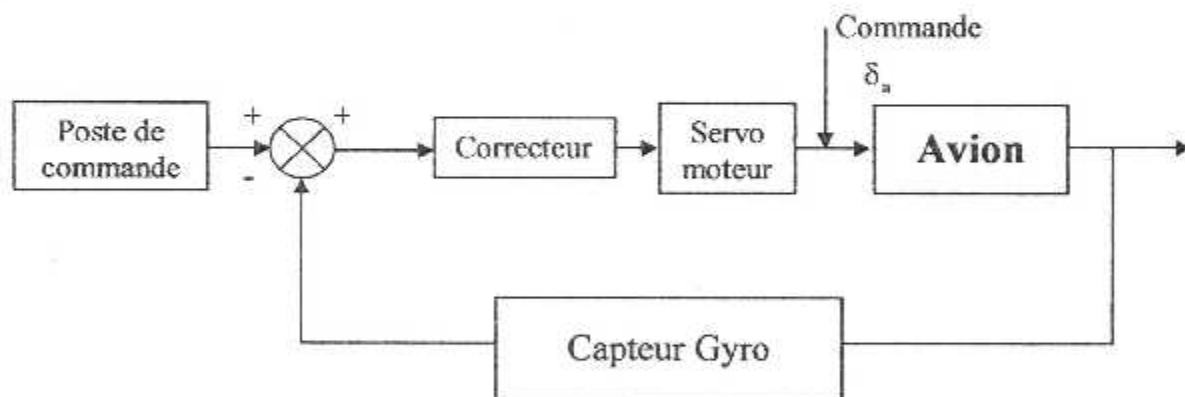


Fig II.10: La chaîne de profondeur.

Le pilote envoie des consignes par l'intermédiaire du poste de commande du pilote automatique, la consigne élaborée est transformée dans un calculateur (numérique ou analogique) puis amplifiée en un ordre de braquage (β_c) cet ordre de braquage (électrique) est envoyé à une servocommande hydraulique qui applique un braquage β à la gouverne de profondeur.

La boucle de gouverne réalise ensuite β sortie = β commandé.

La boucle avion vérifie que la trajectoire de l'avion est conforme aux consignes envoyées par le pilote (Entrée = Sortie).

Le mode de base de la chaîne de tangage est la prise et la tenue de l'assiette de l'avion. Pour ce mode, les signaux utilisés par le pilote automatique sont l'écart entre l'assiette commandée et l'assiette réelle de l'avion et la vitesse angulaire de tangage pour anticiper les évolutions.

Il existe aussi les modes « évolués » qui sont :

- La prise et le maintien d'altitude.
- Le maintien d'une vitesse verticale.
- Le maintien d'une pente affichée ou interception.

Et tenue d'un plan glide.

II.10.2) Amortisseur de lacet (Yaw damper) :

Le principe est légèrement différent des deux chaînes précédentes car les consignes sont élaborées de façon transparente pour le pilote.

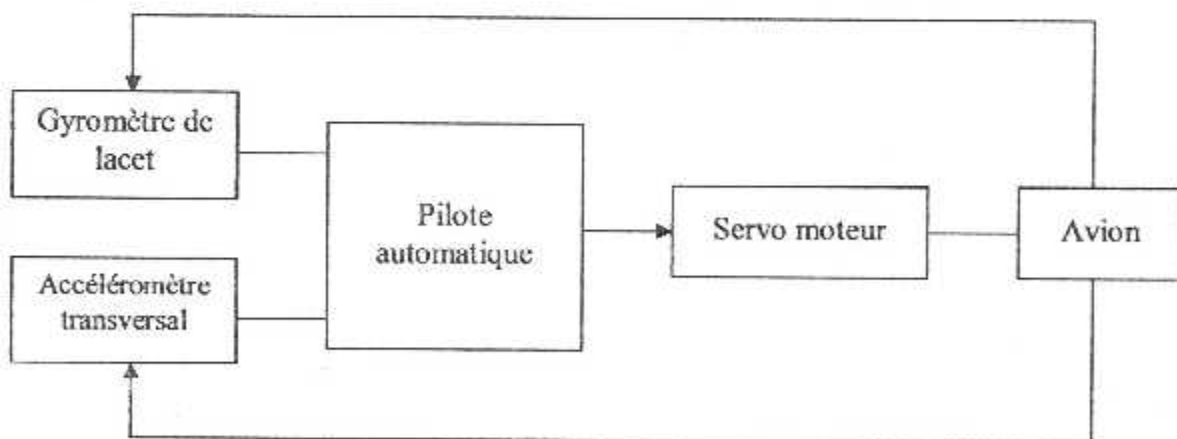


Fig II.11: Amortisseur de lacet.

Un gyromètre de lacet et un accéléromètre transversal fournissent au calculateur les valeurs de la vitesse de rotation selon l'axe de lacet et de la vitesse latérale de l'avion. Le calculateur élabore un ordre de braquage commandé (β_c) envoyé dans la boucle de gouverne. La boucle avion se fait naturellement.

A partir du moment où le gyromètre mesure une vitesse angulaire sur l'axe de lacet non nulle et l'accéléromètre fournit une information non nulle, le calculateur élabore, des ordres, de braquage (β_c) de la gouverne de direction.

Les fonctions du *Yaw damper* sont :

- L'amortissement des oscillations autour de l'axe de lacet.
- L'annulation du dérapage en virage.
- La correction du dérapage en cas de panne moteur (certains avions).

IL10.3) chaîne de roulis :

Cette chaîne constitue le mode latérale du pilote automatique dans le sens, où elle gère la stabilité latérale de l'avion.

Le mode de base de la chaîne de roulis est de maintenir le roulis ou l'assiette latérale que possédait l'avion au moment de l'embrayage du pilote automatique.

Le principe est identique à la chaîne de tangage.

Les modes de cette chaîne de commande du pilote automatique sont :

- stabilisation des ailes à l'horizontal.
- Commande de virage.
- Prise et tenue de cap (Mode HDG).
- Interception et suivi d'un faisceau radioélectrique (radial VOR ou axe localizer d'un ILS).

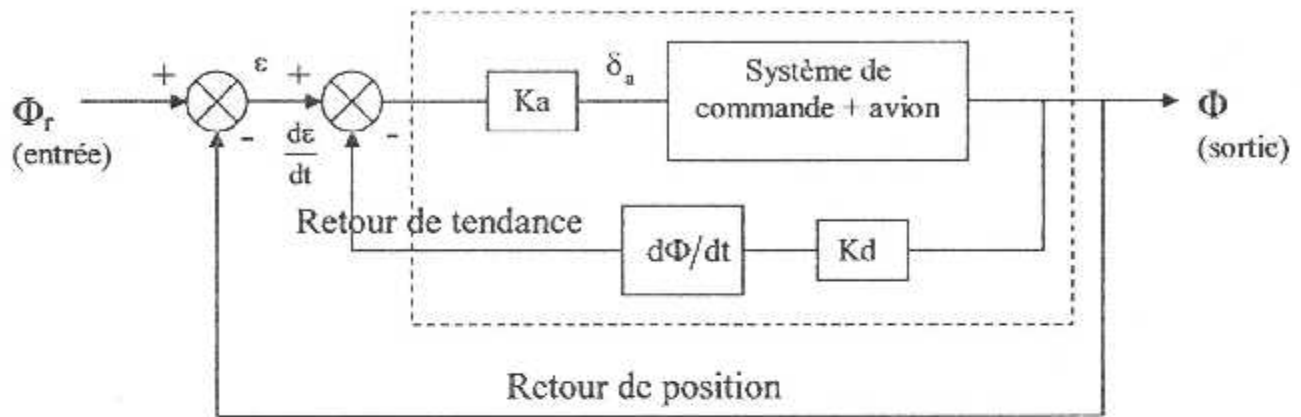


Fig. II.12 La correction du signal de sortie par dérivation en chaîne interne

Avec :

σ_a : Aileron.

Φ_r : Roulis de référence.

Φ : Roulis de sortie.

K_a, K_d : Constantes.

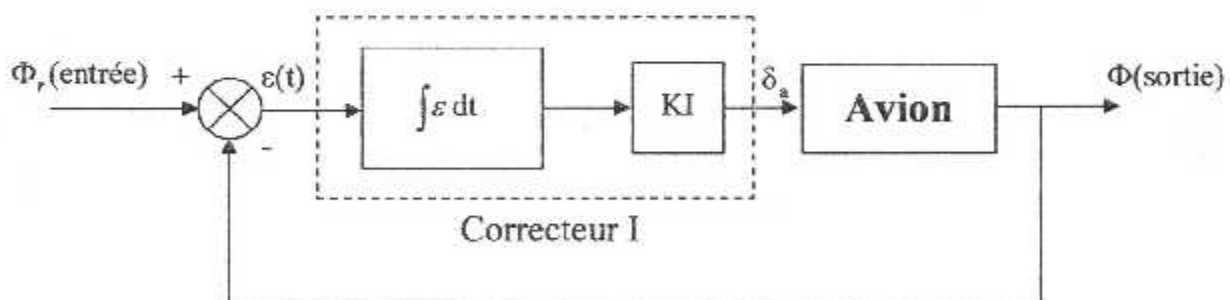


Fig. II.13 La correction du signal de sortie par intégration en chaîne directe

Chapitre III

LES TECHNIQUES DE CONCEPTION D'UN CONTROLEUR FLOU

III.1) Introduction :

L'être humain est habitué à utiliser des informations entachées d'incertitude et d'imprécision. Dans la vie, de tous les jours il utilise ces informations incomplètes, raisonne avec elles et prend des décisions. Dans le domaine scientifique, il a été nécessaire de créer une logique qui admet des valeurs de vérité en dehors de l'ensemble {vrais, faux} connue sous le nom de logique booléenne, pour pouvoir tenir compte et manipuler ces informations incomplètes et complexes.

De la une technique de la logique floue s'est imposé en s'appuyant sur une base de connaissance et sur des règles, le traitement (inférence) remplaçant ainsi les techniques de contrôle conventionnelle (classique).

III.2) Historique :

1965 : naissance du concept floue avec le professeur **ZADEH Lotfi** (l'université de Berkeley en Californie). Il déclara : «qu'un contrôleur électromécanique doté d'un raisonnement humain serait plus performant qu'un contrôleur classique», et il introduit la théorie, des « ensembles floue ».

1973 : Le Pr. **ZADEH Lotfi** publie un article où il mentionne pour la première fois le terme de variables linguistiques. (Dont la valeur est un mot et non un nombre).

1974 : Le docteur **MANDANI** (université de Londres) réalise un contrôleur flou expérimental sur moteur à vapeur.

1980: **F.L. SMIDTH** et **CO. A/S** (au Danemark) mettant en application la théorie de la logique floue dans le contrôle de four à ciment. C'est la première mise en œuvre pratique de cette théorie.

- Dans les **années 80** plusieurs applications commencent à envahir (notamment au Japon).

- En **1987** « explosion du floue » au Japon (avec le contrôleur du métro de Sendai et qui atteint son apogée en **1990**).

-Aujourd'hui, une vaste gamme de nouveaux produits ont une étiquette « produit flou » (FUZZY).

III.3) Principe fondamental de la logique floue :

Afin de mettre en évidence le principe fondamental de la logique floue, on présente un exemple simple celui de la classification de personnes en trois ensembles « jeune », « entre deux âgés » et « âgé » selon la logique classique (logique de Boole) qui n'admet pour les variables ; que deux valeurs 0,1 .une telle classification pourrait se faire comme la **figure III.1**. Toutes les personnes âgées de moins de **25 ans** alors considérai comme appartenant à l'ensemble jeune et toutes les personnes âgées de plus de **40 ans** considérai comme appartenant à l'ensemble âgé.

Cependant, une telle logique de classification n'est même pas logique, pour quoi une personne lorsqu'elle a **45 ans** doit être concéderai comme appartenant à l'ensemble âgé ? En réalité un tel passage se fait progressivement et individuellement. Cette réalité, les limites ne variant pas soudainement, mais progressivement la **figure (III.2)** montre une classification possible pour l'exemple précédente. Si on applique la logique floue, ainsi une personne de **25 ans** appartient à l'ensemble « jeune » avec une valeur $\mu=0,25$ par contre une personne de **40 ans** appartient à l'ensemble « âgé » avec une valeur $\mu=1$ de la fonction d'appartenance. Evidement la forme d'appartenance n'est pas rigide et peut dépendre du contexte envisagé.

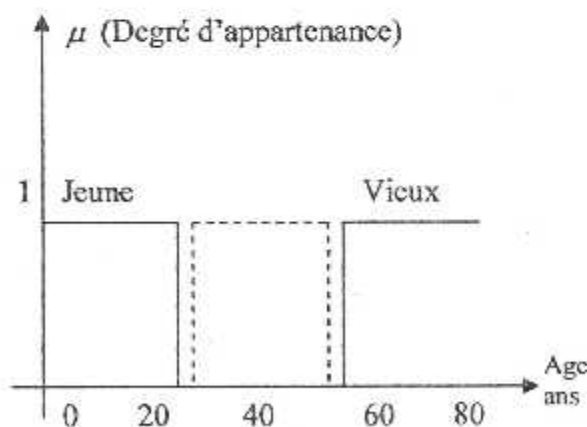


Fig III.1: Classification des personnes selon logique classique.

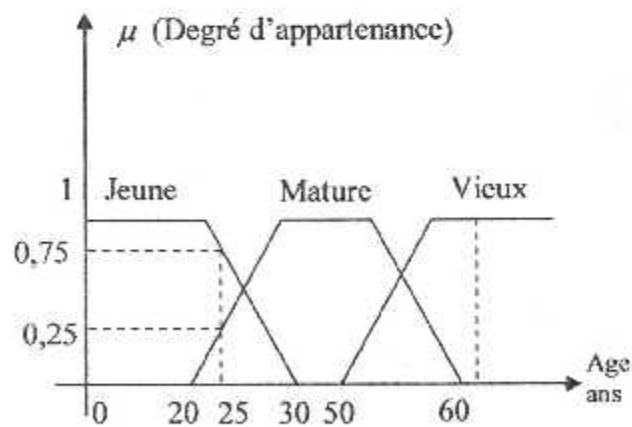


Fig III.2: Classification des personnes selon logique floue.

III.4) Généralités sur les ensembles flous :

Soit U un ensemble dénombrable ou non, et F un sous ensemble de U . $F \subset U$

Utilisant pour indiquer qu'un élément u de U appartient à F le concept de « Fonction caractéristique » $\mu_F(u)$, on écrira alors.

$$\mu_F(u) = \begin{cases} 1 & \text{si } u \in F \\ 0 & \text{si } u \notin F \end{cases}$$

- l'ensemble flou \tilde{F} dans U est un ensemble de couples ordonnés formé d'éléments u de U et leurs images par une fonction d'appartenance μ_F qui caractérise cet ensemble flou \tilde{F} .

\tilde{F} Est définie comme suit : $\tilde{F} = \{(u, \mu_F(u), \forall u \in U)\}$ où $\mu_F(u)$ est une fonction caractéristique d'appartenance qui prend ses valeurs dans le segment $[0,1]$ elle indique le degré ou le niveau d'appartenance de l'élément u à \tilde{F} , Ainsi u de U pourrait :

- Ne pas appartenir à \tilde{F} ; $\mu_F(u) = 0$
- Appartenir peu à \tilde{F} ; $\mu_F(u)$ est voisine de zéro.
- Appartenir assez à \tilde{F} ; $\mu_F(u)$ est voisinage de 1
- Appartenir totalement à \tilde{F} ; $\mu_F(u) = 1$

On utilisera par la suite la notation suivante pour représenter un ensemble flou \tilde{F} .

$$\tilde{F} = \sum_{i=1}^n \mu_F(u_i) / u_i \quad \text{Si le domaine } U \text{ est dénombrable.}$$

$$\tilde{F} = \int_u \mu_F(u) / u \quad \text{Si le domaine est continu.}$$

Une fonction d'appartenance peut prendre plusieurs formes, ainsi pour des raisons de facilité de calcul et de représentation les fonctions les plus utilisées sont des fonctions triangulaires et trapézoïdales.

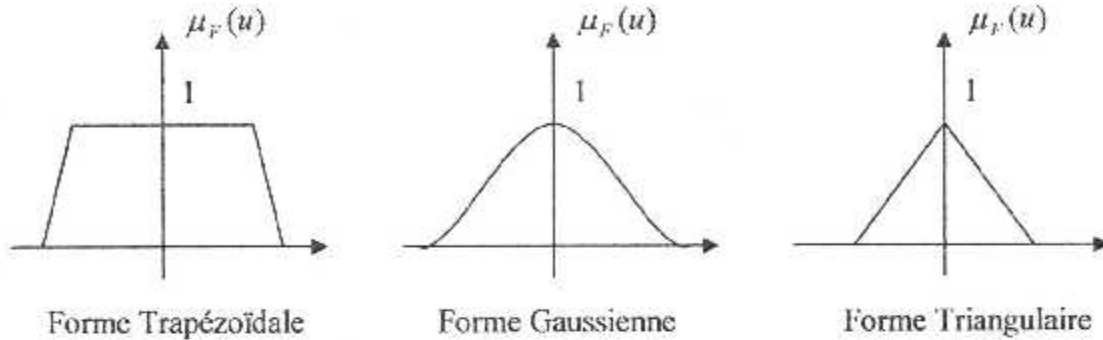


Fig III.3: Quelques formes de fonctions d'appartenance.

III.4.1) Opérations sur les ensembles flous :

Soient A et B deux ensembles flous de U ayant respectivement μ_A et μ_B comme fonction d'appartenance.

- **L'union :**

La fonction d'appartenance de $A \cup B$ est définie pour tout $u \in U$ par :

$$\mu_{A \cup B}(u) = \max \{ \mu_A(u), \mu_B(u) \}.$$

- **L'intersection :**

La fonction d'appartenance de $A \cap B$ pour tout $u \in U$ par :

$$\mu_{A \cap B}(u) = \min \{ \mu_A(u), \mu_B(u) \}$$

- **La complémentation :**

A et B étant deux ensembles flous de U, A et B sont dits complémentaires si seulement si : $\mu_B(u) = 1 - \mu_A(u)$

III.5) Relations flous :

Une relation binaire flou peut être considéré comme un ensemble flou de couples (u,v) chaque couple étant muni d'un degré d'appartenance $\mu_R(u,v)$.

Formellement on a la définition suivante :

Si U et V sont deux univers continus et $\mu_R : U \times V \rightarrow [0,1]$

Alors

$$\mathcal{R} = \left\{ \mu_R(u,v) / (u,v) \right\}_{u \times v} \text{ est une relation floue sur } (U \times V)$$

Dans le cas où U et V sont dénombrables (discrets) on a :

$$\mathcal{R} = \sum_{u \times v} \mu_R(u,v) / (u,v) \text{ Relation floue sur } (U \times V).$$

III.5.1) Opération sur les relations flous :

Soit \mathcal{R} et \mathcal{S} deux relations flous binaires, on définit :

- **L'union :**

On définit l'intersection entre les deux relations \mathcal{R} et \mathcal{S} définis sur $U \times V$ comme :

$$\forall (x,y) \in X \times Y: \mu_{R \cup S} = \max \{ \mu_R(x,y), \mu_S(x,y) \}.$$

- **L'intersection :** (voir exemple 2)

On définit l'union par les relations \mathcal{R} et \mathcal{S} définis sur $U \times V$ comme :

$$\forall (x,y) \in U \times V: \mu_{R \cap S} = \min \{ \mu_R(x,y), \mu_S(x,y) \}.$$

- **La composition :** (voir exemple 2)

La composition d'un ensemble flou A défini sur X et d'une relation flou \mathcal{R} défini sur $X \times Y$ est un ensemble flou B défini sur Y .

Tel que : $B = A \circ \mathcal{R}$ et $\mu_B(Y) = \text{Max} . \text{Min} \{ \mu_A(X) . \mu_{\mathcal{R}}(X, Y) \}$

Appelée « Composition produit Max – Min ».

III.6) Raisonnement approximatif :

Le raisonnement approximatif est la partie la plus riche de la logique floue, elle couvre une variété de règles d'inférence dont les prémisses contiennent des propositions floues.

L'inférence en raisonnement approximatif diffère d'un ensemble de proposition flous données dépend essentiellement du sens attaché à ses propositions, Ainsi, l'inférence en raisonnement approximatif est une computation d'ensembles flous.

III.6.1) Variables linguistiques :

L'utilisation des ensembles flous, offre une base pour une voie systématique pour la manipulation des concepts vagues imprécis. En particulier on peut employer les ensembles flous pour représente les variables linguistiques.

Une variable linguistique est caractérisés par $(V, T(V), X, M)$ où :

- V : nom de la variable linguistique.
- $T(V)$: l'ensemble des valeurs linguistiques de V .
(Ensemble de terme).
- X : ensemble de référence ou le domaine physique (univers de discours).
- M : est une fonction sémantique qui nous donne l'interprétation d'une variable linguistique quelconque de l'ensemble des termes $T(V)$ en terme de valeur du domaine X .

Exemple 1:

Si la vitesse est interprète comme une variable linguistique alors l'ensemble de terme $(T(\text{vitesse})$ tel que $T(\text{vitesse}) = (\text{lent}, \text{moyenne}, \text{rapide}, \text{très rapide})$.

Où chaque terme est caractérisé par un ensemble floue dans l'univers de discours $x = [0, 150]$ par exemple.

M interprète « lent », « moyenne », « rapide » comme une vitesse inférieur à « 40 Km/h », comme « une vitesse environ 60 Km/h et comme une vitesse supérieur à 70 Km/h.

Ces termes peut être caractérisé comme des ensembles flous. La fonction d'appartenance est utilisée par la figure III.4

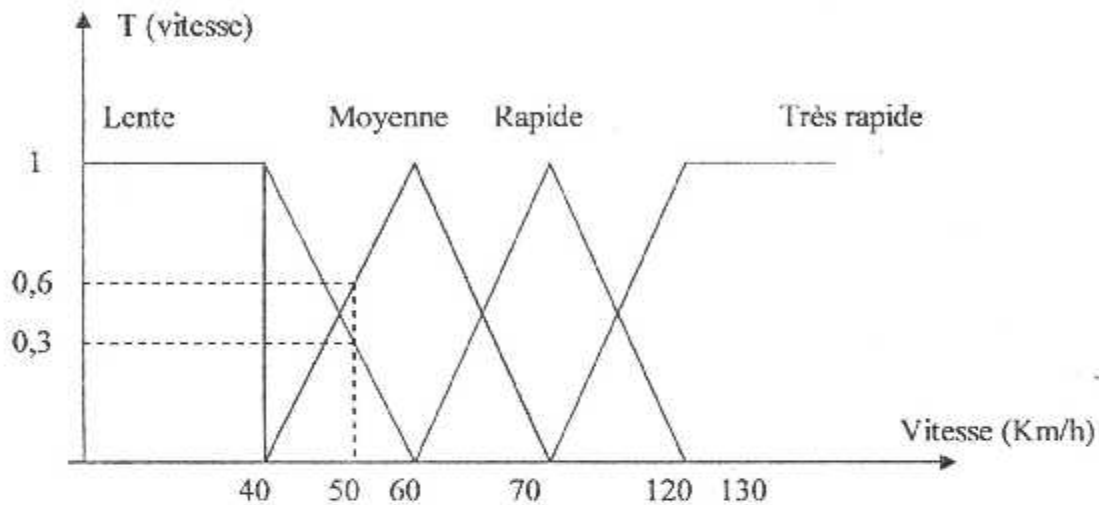


Fig III.4: Représentation graphique des fonctions d'appartenances de la vitesse.

Interprétation :

Exemple : vitesse = 50 Km/h.

La vitesse de 50 Km/h est considérée comme « lente » à un degré d'appartenance de 0,3 et comme « moyenne » à un degré de 0,6.

Par contre elle ne peut être considérée en aucun cas comme « rapide » ou « très rapide ».

Exemple 2 : Arroseur flou

Il s'agit d'un système automatique d'arrosage de pelouses à commande floue. Nous ne nous étendrons pas sur les aspects électronique et mécanique de ce système, car l'intérêt pour nous est d'illustrer l'utilisation de l'interférence floue dans un dispositif à usage domestique. Placé sur le sol, ce système déclenche dès sa mise en marche l'arrosage d'une pelouse de jardin pendant une durée déterminée par les paramètres d'entrée qui sont l'humidité du sol et la température extérieure. Nous supposons que le débit d'eau est pré-réglé et donc indépendant de la durée d'arrosage.

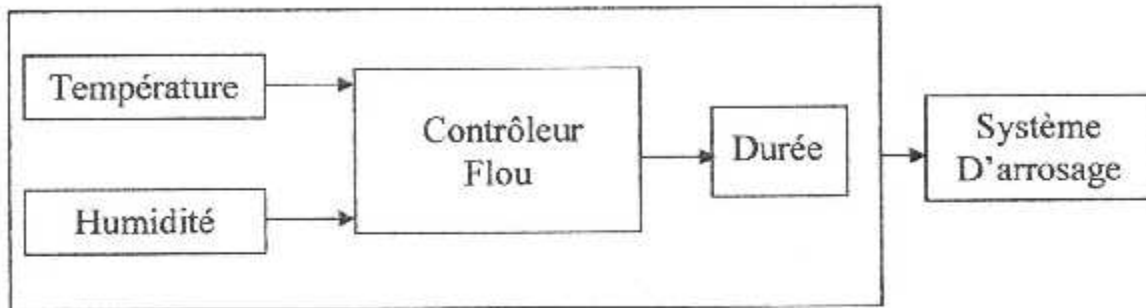


Fig III.5: Illustration d'un arroseur à commande floue.

Nous associons aux deux variables d'entrée (température et humidité) les variables linguistiques (X_1, U_1, TX_1) et (X_2, U_2, TX_2) respectivement et à la variable de sortie (durée) la variable linguistique (Y, V, T_Y).

Caractéristiques de l'entrée X_1 . L'univers U_1 est composé de la gamme des températures allant de 0° à 45° déjà indiquée précédemment $\Rightarrow U_1 = [0, 45]$.

L'ensemble des termes déjà adoptés pour décrire cette variable température est :

$TX_1 = \{\text{Froide, Douce, Normale, Chaude, Brûlante}\}$.

Les domaines et les fonctions d'appartenance correspondants sont indiqués.

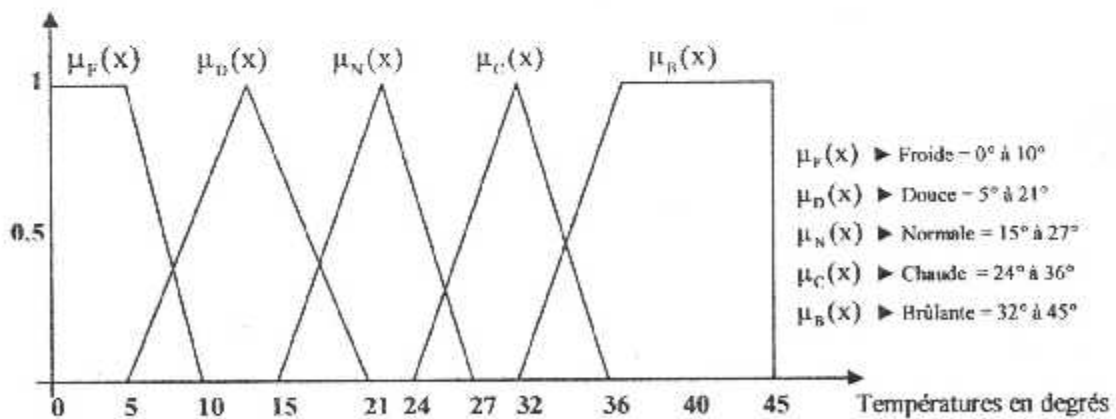


Fig III.6: Variable température.

Caractéristiques de l'entrée X_2 . L'univers U_2 est également un intervalle; un élément de U_2 indique le degré d'humidité du Sol; on considère par exemple les valeurs de 0% à 30% d'où $U_2 [0, 30]$. Les termes Sec, Humide, Mouillé sont choisis pour caractériser l'état du sol de façon vague. D'où $TX_2 = \{\text{Sec, Humide, Mouillé}\}$. Les domaines et les fonctions d'appartenance correspondants sont indiqués en Fig.III.7

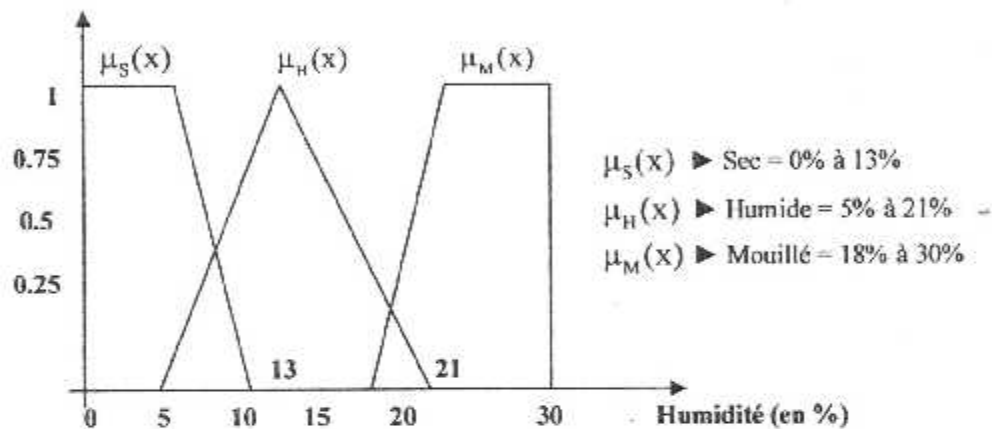


Fig III.7: Variable humidité.

Caractéristiques de la sortie Y . La sortie est une durée en minutes à l'expiration de laquelle le système d'arrosage est désactivé pour permettre le cas échéant la prise en compte de nouveaux paramètres d'entrée.

L'intervalle de temps choisi va de 0 à 70 minutes ; d'où l'univers $v = [0, 70]$. Les termes choisis pour la durée d'arrosage sont: courte, Moyenne, longue, d'où $T_Y = \{\text{Courte, Moyenne, Longue}\}$.

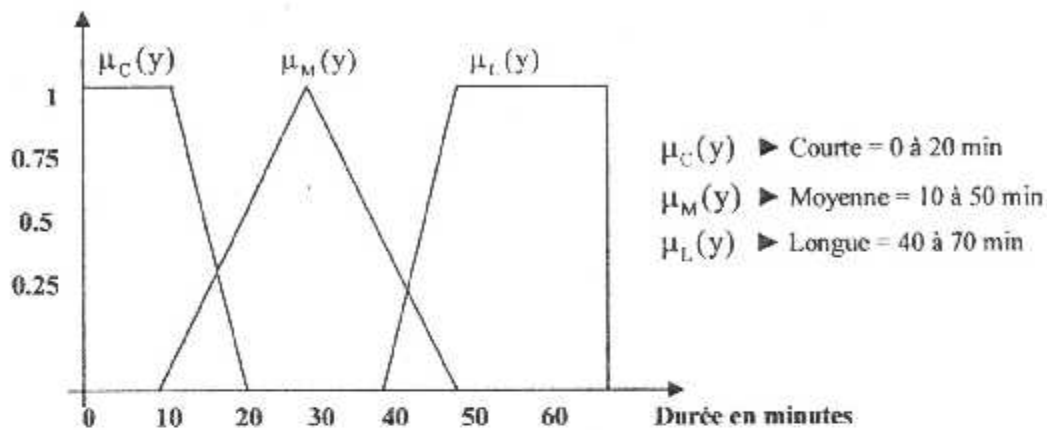


Fig III.8: Variable durée

Les règles de commande. Exemples de règles :

R_1 : Si la température est Brûlante ET le Sol Sec, Alors la durée d'arrosage est longue.

R_1 : Si la température est Chaude ET le Sol Humide Alors, la durée d'arrosage est Moyenne.

R_3 : Si la température est Chaude ET le Sol Sec, Alors la durée d'arrosage est longue.

R_1 : Si la température est Brûlante ET le Sol Humide, Alors la durée d'arrosage est Moyenne.

R_5 : Si la température est froide ET le Sol Humide Alors la durée d'arrosage est courte.

R_4 : Si la température est froide ET le Sol Mouillé Alors la durée d'arrosage est courte.

R_7 : Si la température est douce ET le Sol Sec, Alors la durée d'arrosage est longue.

R_8 : Si la température est normale ET le Sol Humide, Alors la durée d'arrosage est Moyenne.

R_9 : Si la température est normale ET le Sol Sec, Alors la durée d'arrosage est longue.

R_{10} : Si la température est douce ET le Sol Mouillé Alors la durée d'arrosage est courte.

Dans un cas simple comme le nôtre, avec deux entrées, une sortie et un nombre relativement réduit de termes vagues par variable, il est plus facile de dresser une matrice dont les éléments sont les termes de la variable de sortie.

Chacun de ces éléments est une conclusion logique déduite de la conjonction de deux termes d'entrée comme « Douce » et « Sec ».

Inférence floue Le moteur d'inférence n'active que les règles de commande dont les prémisses correspondent aux termes des entrées floues disponibles issues de la fuzzification des entrées réelles.

Exemple : Les entrées sont par exemple $X_{01} = 35^\circ$ et $X_{02} = 10\%$ Pour la température et l'humidité respectivement. D'après les fonctions d'appartenance, la fuzzification de X_{01} et X_{02} donne :

$$\begin{array}{ll}
 X_{01} \rightarrow \mu_D(35) = 0 & X_{02} \rightarrow \mu_S(10) = 0.35 \rightarrow \text{Sec} \\
 \mu_D(35) = 0 & \mu_H(10) = 0.61 \rightarrow \text{Humide} \\
 \mu_N(35) = 0 & \mu_M(10) = 0 \\
 \mu_C(35) = 0.2 \rightarrow \text{Chaude} & \\
 \mu_R(35) = 0.45 \rightarrow \text{Brûlante} &
 \end{array}$$

Le tableau suivant nous permet de déduire les règles de commande correspondantes

X_1 (Température) \ X_2 (Humidité)	Sec	Humide
Chaude	R_3	R_2
Brûlante	R_1	R_4

Les règles activées (*fired*) par le moteur d'inférence sont donc :

R_1 : Si la température est Brûlante ET le Sol Sec, Alors la durée d'arrosage est longue.

R_2 : Si la température est Chaude ET le Sol Humide, Alors la durée d'arrosage est Moyenne.

R_3 : Si la température est Brûlante ET le Sol Sec, Alors la durée d'arrosage est longue.

R_4 : Si la température est Brûlante ET le Sol Humide, Alors la durée d'arrosage est Moyenne.

Pour évaluer ces quatre règles, nous allons utiliser la méthode d'inférence de type (max - min)(voir la méthode de Mamdani) consistant pour une règle donnée à prendre le maximum de tous les minimums concernant une même caractéristique de sortie (par exemple tous les minimums issus des règles et concernant la conclusion : la durée est longue). D'où d'après nos entrées floues :

R_1 : $\min(\text{Brûlante}, \text{Sec}) = \min(0.45, 0.35) = 0.35 \rightarrow \text{Longue}$.

R_2 : $\min(\text{Chaude}, \text{Humide}) = \min(0.2, 0.61) = 0.2 \rightarrow \text{Longue}$.

R_3 : $\min(\text{Chaude}, \text{Sec}) = \min(0.2, 0.35) = 0.2 \rightarrow \text{Longue}$.

R_4 : $\min(\text{Brûlante}, \text{Humide}) = \min(0.45, 0.61) = 0.45 \rightarrow \text{Moyenne}$.

Et $\max(0.37, 0.2) = 0.35 \rightarrow \text{Longue}$.

$\max(0.2, 0.45) = 0.45 \rightarrow \text{Moyenne}$.

La Sortie floue résultant de l'évaluation des règles est :

0 \rightarrow courte.

0.45 \rightarrow Moyenne.

0.35 \rightarrow Longue.

Défuzzification : La défuzzification de Y' selon la méthode du centre de gravité nous permet d'avoir la durée d'arrosage réelle correspondant à la température de 35° et au taux d'humidité de 10%

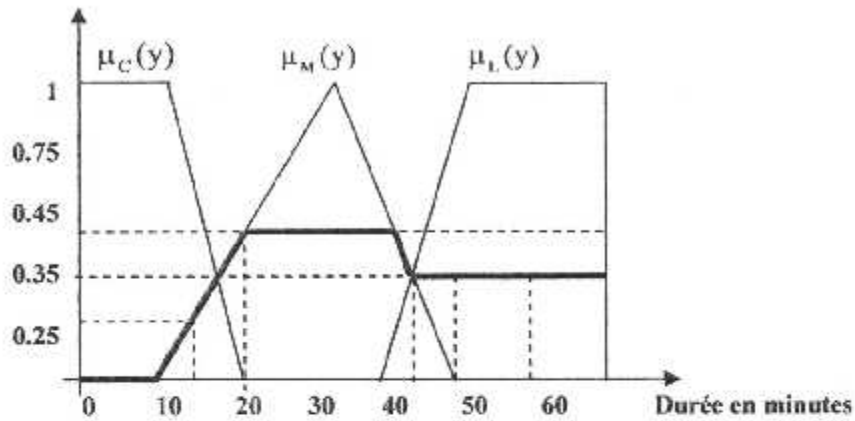


Fig III.9: Défuzzification (cas de l'arroseur)

$$y_0 = \frac{15 \times 0.25 + (20 + 30 + 40) \times 0.45 + (50 + 60 + 70) \times 0.35}{0.25 + 3 \times 0.45 + 3 \times 0.35} \approx 40.47$$

La durée d'arrosage sera donc de 40,47 minutes environ.

III.6.2) Proposition floue :

Soit θ une variable linguistique tel que θ est un angle, et soit « PS » le symbole choisis pour représenter la valeur linguistique « Positif – Small ».

Une proposition floue est la description donnée à cette variable; elle est sous la forme « θ is PS».

On peut également construire des propositions floues plus complexes par la composition des propriétés élémentaires en utilisant les coordinations «*And*», «*Or*», «*Not*» et «*if – Then*».

III.6.3) Règles de production flou «if – then» :

Une conditionnelle floue ou règle de production floue «*if – Then*» est exprimée symboliquement par : *if* (proposition flou 1) *Then* (proposition flou 2).

La structure de cette relation floue est la suivante :

- **proposition floue 1** : est l'antécédent de l'implication.
- **Proposition floue 2** : est la conséquence de la règle.

III.6.4) Règles d'inférence :

En raisonnement approximatif, on distingue deux règles d'inférence importantes :

- La règle compositionnelle d'inférence
- La modus ponens généralisé (GMP)

La règle modus ponens généralisé à la forme symbolique suivante :

Soit P et Q deux propositions logiques.

GMP :

$$\begin{array}{l} \text{Prémisse 1 : } x \text{ is } A' \\ \text{Prémisse 2 : if } x \text{ is } A \text{ then } y \text{ is } B \\ \hline \text{conséquence : } y \text{ is } B' (\mu_R(y)) \end{array}$$

La règle compositionnelle d'inférence peut être considérée comme un cas spécial de la GMP sa forme symbolique général est :

$$\begin{array}{l} \text{Prémisse 1 : } x \text{ is } A' \\ \text{Prémisse 2 : if } x R_y \text{ (x est en relation avec y)} \\ \hline \text{conséquence : } y \text{ is } B' \end{array}$$

III.7) Paramètres de conception d'un contrôleur flou :

III.7.1) Les caractéristiques d'un contrôleur flou :

Le but du contrôleur flou est comme en automatique classique, il traite aussi des problèmes de commande de processus. (Machines – outils, procédés industriels ou véhicules sans pilote) c'est-à-dire, gère un processus en fonction d'une consigne donnée et cela, par action sur les variables qui décrivent le processus, néanmoins son approche est différente de celle de l'automatique classique.

Elle se sert le plus souvent des connaissances d'un expert, ou d'opérateurs qualifiés travaillant sur ce domaine.

Les facilités de la commande floue résident dans les points suivants :

- La connaissance mathématique du fonctionnement du processus n'est pas nécessaire c'est le savoir-faire d'un opérateur qualifié qui manipule habituellement le processus ou les connaissances d'experts qui sont prise, en compte pour mettre au point la commande floue.
- Des variables caractérisées subjectivement sont utilisables par exemple, les sens humains (touché, vue...) peuvent être modélisé en utilisant des critères décrits linguistiquement dont les qualifications sont mal définies comme la beauté d'une couleur ou le confort d'un passager.

Par conséquent, la réalisation d'un contrôleur flou est particulièrement recommandée lorsque le processus à commander est mal connu ou difficile à décrire avec précision. Il est donc très utile d'exprimer ces connaissances en langage naturel et non numérique.

La commande floue est intéressante pour les raisons suivantes :

- Elle est simple à réaliser donc flexible et facilement adaptable aux conditions de fonctionnement du processus où à une utilisation particulière.
- Un petit nombre de règles est généralement suffisant pour décrire le système.
- La synthèse des avis de plusieurs experts et la facilité de la réalisation.
- La possibilité de coordonner plusieurs objectifs.
- Elle est reconnue pour sa robustesse, c'est-à-dire qu'elle résiste bien aux perturbations qui peuvent affecter le processus.
- Les utilisateurs jugent qu'elle permet une grande précision.

III.7.2) Configuration générale d'un contrôleur flou :

La configuration générale d'un contrôleur flou figure III.5 est composée :

- D'une interface de fuzzification à l'entrée.
- D'une base de connaissance.
- De l'appareil d'inférence (logique de prise de décision).
- D'une interface de défuzzification à la sortie.
- Du système à contrôler.

1) L'interface de fuzzification :

Elle inclut les fonctions suivantes :

- Mesure des variables d'entrées.
- Normalisation des entrées.
- Fuzzification des données d'entrées en les convertissant en ensemble flou.

2) La base de connaissance :

Comprend une connaissance du domaine d'application et les buts du contrôle prévu.

Elle est composée :

- D'une base de donnée fournissant les définitions nécessaires utilisées pour définir les règles de contrôle linguistique et la manipulation des données flous dans le contrôleur.
- D'une base de règles caractérisant les buts et la politique de contrôle des experts du domaine au moyen d'un ensemble de règle «**if – Then**» règles de contrôle linguistique.

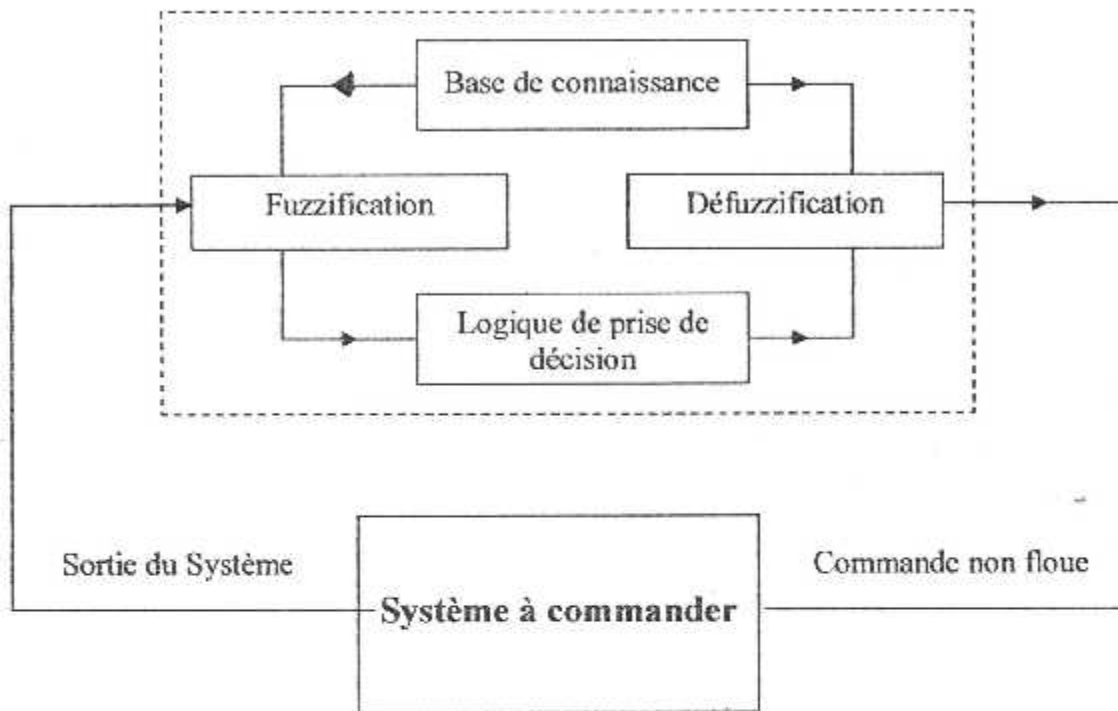


Fig III.5: Configuration générale d'un contrôleur flou.

3) La logique de prise de décision :

C'est le noyau du contrôleur flou, elle simule la prise de décision de l'être humain en se basant sur les concepts flous et les règles d'inférences.

4) L'interface de Défuzzification :

Réalise les fonctions suivantes :

- Dénormalisation de la sortie.
- Défuzzification de la sortie (flou), nous fournissant ainsi une action de contrôle « physique » à partir d'une action de contrôle floue.

La défuzzification est réalisée en utilisant différentes méthodes qui sont :

A) La méthode du centre de gravité :

C'est la méthode la plus utilisée et qui se formule comme suit :

$$Z_0 = \frac{\sum_{k=1}^L \mu_u(w_k) \cdot w_k}{\sum_{k=1}^L \mu_u(w_k)}$$

$\mu(w_k)$: Degré d'appartenance correspondant à la valeur w_k .

w_k : La valeur pour laquelle la fonction « μ_u » atteint son maximum.

L : est le nombre des niveaux de quantification de la sortie de contrôle.

B) La méthode du centre des sommes :

L'utilisation de cette méthode pour la construction de l'ensemble flou U représente la sortie globale résultant de l'union des ensembles flous $CLu^{(k)}$

$$Z_0 = \frac{\sum_{i=1}^L w_i \sum_{k=1}^n \mu_{CLu^{(k)}}(w_i)}{\sum_{i=1}^L \sum_{k=1}^n \mu_{CLu^{(k)}}(w_i)}$$

L : est le nombre de niveau de quantification de la sortie de contrôle.

W : est le nombre d'ensembles flous écartés $CLu^{(k)}$.

C) La méthode du maximum :

Elle donne le point au quelle la possibilité de distribution de la commande atteint son maximum. Elle consiste à prendre la plus petite valeur du domaine ayant un degré d'appartenance maximum dans U.

III.8) Avantages et inconvénients des techniques de contrôle flou :**a) Avantages :**

- Aptitude à appréhender le problème de non linéarité des systèmes.
- Suppression de la procédure de modélisation du processus.
- Robustesse vis-à-vis des variations des paramètres du système.
- Rapidité du régime transitoire.

b) Inconvénients :

- Sensibilité en régime permanent (présence de petites oscillations de faibles amplitudes).
- Problème d'écriture des règles dont l'influence est considérable sur les performances du contrôleur flou ; est ce que l'expert définit une base des règles et une base de données qui conduisent à une performance optimale pour une application donnée ?

Le premier problème a été résolu par l'utilisation d'une combinaison : contrôleur flou en régime transitoire et PID en régime permanent ;

Par contre le second problème demeure à résoudre.

PID : PROPORTIONNEL INTEGRAL DERIVÉE CLASSIQUE

Chapitre IV

**SIMULATION
ET ANALYSE
DES RESULTATS**

IV.1 Simulation en boucle ouverte :

1) Modélisation :

a) Relations fondamentales :

▪ Loi des forces :

Elle utilise les lois fondamentales de Newton à savoir

$$\sum \vec{F} \text{ ext} = \frac{dm \vec{V}_a}{dt} \quad (1)$$

Les forces appliquées sur l'avion en plein vol sont :

- Les forces aérodynamiques (\vec{F}_a),

Les forces de poussées (\vec{F}_T),

Le poids (\vec{mg}) de l'avion.

La résultante des forces sera : $\vec{F}_R = \vec{F}_a + \vec{F}_T$

\vec{F}_R : Effort aérodynamique et propulsifs, elle a comme composantes $\vec{F}_R(x, y, z)$.

\vec{V}_a : Vitesse linéaire aérodynamique de son centre de gravité $\vec{V}_a(U, V, W)$.

▪ Loi des moments :

$$\sum \vec{M} \text{ ext} = \frac{d\vec{M}}{dt} \quad (2)$$

Les moments aérodynamiques et propulsives appliquées sur l'avion en plein vol sont :

- Moment de roulis **L** avec ($L = L_a + L_T$)
- Moment de tangage **M** avec ($M = M_a + M_T$)
- Moment de lacet **N** avec ($N = N_a + N_T$)

\vec{H} : Moment cinétique ($\vec{H} = \vec{W} I_G$).

\vec{W} : Vitesse angulaire.

I_G : Matrice d'inertie par rapport à G centre de gravité de l'avion exprimé dans le repère liée à l'avion ;

Comme l'avion est symétrique par rapport au plan XZ alors :

$$I_{XY} = I_{ZY} = 0$$

D'où :

$$I_G = \begin{bmatrix} I_{XX} & -I_{XY} & -I_{XZ} \\ -I_{YX} & I_{YY} & -I_{YZ} \\ -I_{ZX} & -I_{ZY} & I_{ZZ} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{XX} & 0 & -I_{XZ} \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ -I_{ZX} & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix}$$

Relation fondamentale de la cinématique :

$$\frac{d\vec{A}}{dt} = \frac{\partial \vec{A}}{\partial t} + \vec{W} \wedge \vec{A} \quad (3)$$

Avec :

$$\frac{d\vec{A}}{dt} : \text{Repère fixe } (x', y', z').$$

$$\frac{\partial \vec{A}}{\partial t} : \text{Repère mobile } (x, y, z).$$

En inclue la relation fondamentale de la cinématique (3)

Dans les relations (1) et (2) on aura :

$$\sum \vec{F}_{\text{ext}} = m \left[\left(\frac{\partial \vec{V}_a}{\partial t} \right)_{RG} + \vec{W} \wedge \vec{V}_a \right] \quad (4)$$

$$\sum \vec{M}_{\text{ext}} = \left(\frac{\partial \vec{H}}{\partial t} \right)_{RG} + \vec{W} \wedge \vec{H} \quad (5)$$

Après simplification et résolution (voir Bibliographie [9]).

Suivre on a obtenue l'équation du mouvement suivante :

$$\begin{cases} X + mg \sin \theta & = m(\dot{U} + WQ - VR) \\ Y + mg \sin \Phi \cos \theta & = m(\dot{V} + UR - WP) \\ Z + mg \cos \Phi \cos \theta & = m(\dot{W} + VP - UQ) \end{cases}$$

$$\begin{cases} I_{XX}\dot{P} - I_{XZ}\dot{R} - I_{XZ}PQ + (I_{ZZ} - I_{YY})RQ = L \\ I_{YY}\dot{Q} + (I_{XX} - I_{ZZ})PR + I_{XZ}(P^2 - R^2) = M \\ I_{ZZ}\dot{R} - I_{XZ}\dot{P} + (I_{YY} - I_{XX})PQ + I_{XZ}QR = N \end{cases}$$

On remarque que c'est un système de 6 équations non linéaire pour le résoudre, une linéarisation s'impose :

b) Linéarisation et découplage des équations :

Le système d'équation non linéaire obtenue précédemment doit être linéariser autour d'un état d'équilibre, la méthode utilisé est la théorie des petites perturbations, cette théorie consiste a remplacer chaque variable par la somme d'une quantité à l'état stable et d'une quantité à l'état perturbés la même chose pour les forces et moments propulsives et aérodynamique

$$\begin{array}{lll} U = U_1 + \Delta U & V = V_1 + \Delta V & W = W_1 + \Delta W \\ P = P_1 + \Delta P & Q = Q_1 + \Delta Q & R = R_1 + \Delta R \\ X = X_1 + \Delta X & Y = Y_1 + \Delta Y & Z = Z_1 + \Delta Z \\ M = M_1 + \Delta M & N = N_1 + \Delta N & L = L_1 + \Delta L \end{array}$$

Pour des petites perturbations on peut remplacer :

$$\begin{cases} \cos \Delta \Phi \approx \cos \Delta \theta \approx 1 \\ \sin \Delta \Phi \approx \Delta \Phi \text{ et } \sin \Delta \theta \approx \Delta \theta \end{cases}$$

Cette manière de traitement nous ramène au découplage du système d'équations de forces et de moments pour obtenir un système relatif au vol longitudinal et latéral.

Dans le cas d'un vol latéral : on aura :

$$\Delta \dot{V} + U_1 \Delta R = Y_\beta \Delta \beta + Y_p \Delta P + Y_R \Delta R + Y_{\delta_R} \Delta \delta_R + Y_{\delta_A} \Delta \delta_A + g \Delta \Phi \cos \Phi_1$$

$$\Delta \dot{P} - \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \Delta \dot{R} = L_\beta \Delta \beta + L_p \Delta P + L_R \Delta R + L_{\delta_R} \Delta \delta_R + L_{\delta_A} \Delta \delta_A$$

$$\Delta \dot{R} - \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \Delta \dot{P} = N_\beta \Delta \beta + N_{T_e} \Delta \beta + N_p \Delta P + N_R \Delta R + N_{\delta_R} \Delta \delta_R + N_{\delta_A} \Delta \delta_A$$

Après des changements de variables et en prenant considération la cinématique suivante : $\dot{\theta} = q$, $\dot{\Phi} = p$, $\dot{\Psi} = r$

Le système d'équation linéaire du latéral sera sous la forme suivante :

$$\dot{V} + U_1 r = Y_\beta \beta + Y_p p + Y_r r + Y_{\delta_R} \delta_R + Y_{\delta_A} \delta_A + g \Phi \cos \theta_1$$

$$\dot{p} = L'_\beta \beta + L'_p p + L'_r r + L'_{\delta_R} \delta_R + L'_{\delta_A} \delta_A$$

$$\dot{r} = N'_\beta \beta + N'_{T_e} \beta + N'_p p + N'_r r + N'_{\delta_R} \delta_R + N'_{\delta_A} \delta_A$$

Afin d'étudier la stabilité de notre avion il est préférable d'utilisé de montre avion, il est préférable d'utiliser les fonctions de transferts que des équations différentielles pour notre application, la fonction de transfert du B747 latéral du roulis est sous la forme suivante :

$$\frac{\Phi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{4543,7s^2 + 8410,7s + 11695}{676,92s^4 + 419,98s^3 + 1961,3s^2 + 967,21s + 11453}$$

Les pôles de cette fonction sont :

λ_1	λ_2	λ_3	λ_4
-0.0585+1.6836i	-0.0585-1.6836i	-0.5023	-0.0012

Les valeurs numériques des coefficients de transfert sont calculées à partir des coefficients aérodynamiques dimensionnels des quantités d'inertie et des conditions de vol (voir annexe A).

Il est possible de faire le concept des fonctions de transferts, en les schématisant sous

La forme d'un block diagramme comme le montre la fig. IV.1 pour le rapport $\frac{\Phi(s)}{\delta_a(s)}$

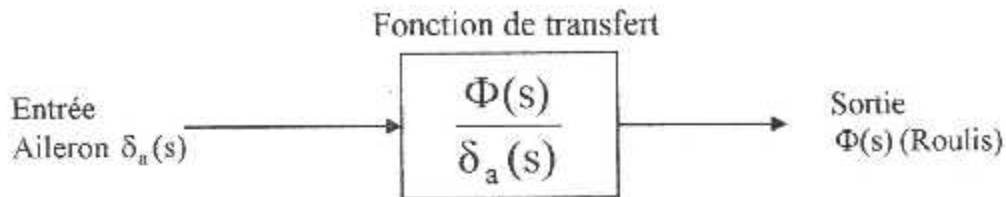


Fig. IV.1 Système en boucle ouverte

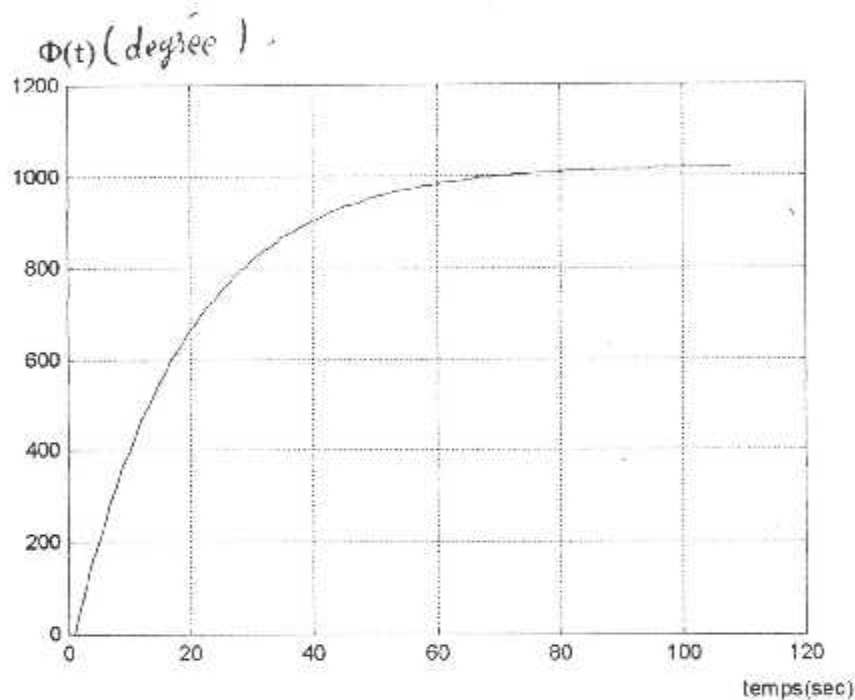


Fig IV.2: La réponse en échelon du roulis.

Interprétation :

Fig.IV.2 : représente la simulation en boucle ouverte (voir le programme dans l'annexe C).

En lui appliquant un échelon comme signal d'entrée on remarque que la stabilité théorique est acquise et elle converge vers une valeur bien déterminer cela est expliquer par la présence des pôles à partie réel négatif seulement que les résultats obtenus sont inacceptables en pratique car il ramène rapidement l'avion vers le problème de décrochage.

Pour cette raison un contrôleur s'impose afin de stabiliser d'avantage notre système et surtout assurer un confort acceptable aux passagers.

IV.2) Simulation en boucle fermée pour la tenue de cap :

a) Chaîne d'asservissement pour la tenue de cap

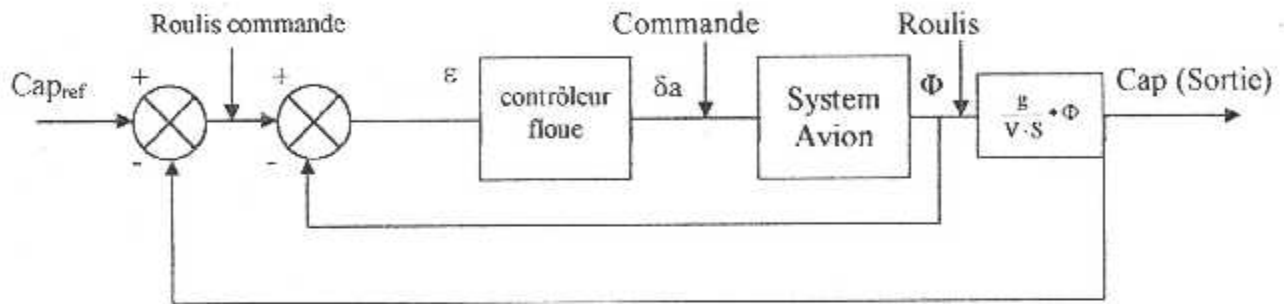


Fig IV.3: Schéma d'asservissement pour la tenue de cap sans bruit et sans saturation.

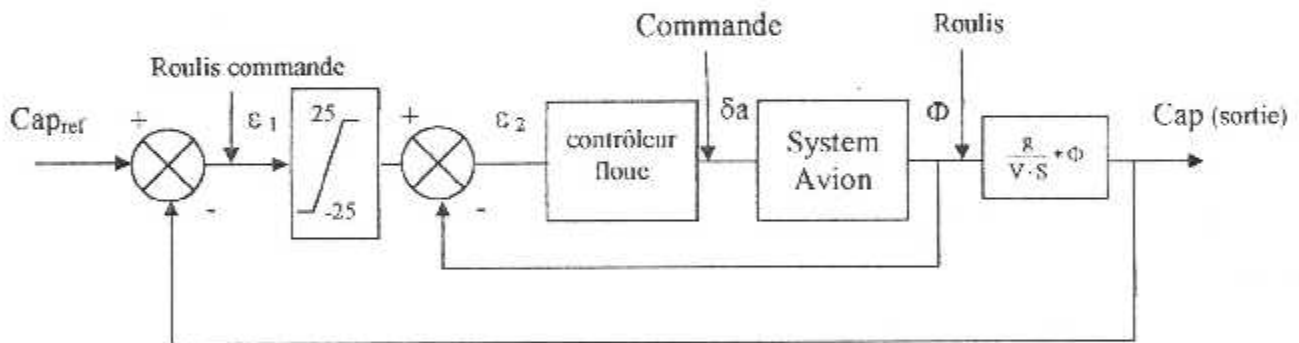


Fig IV.4: Schéma d'asservissement pour la tenue de cap sans bruit avec saturation du roulis commande.

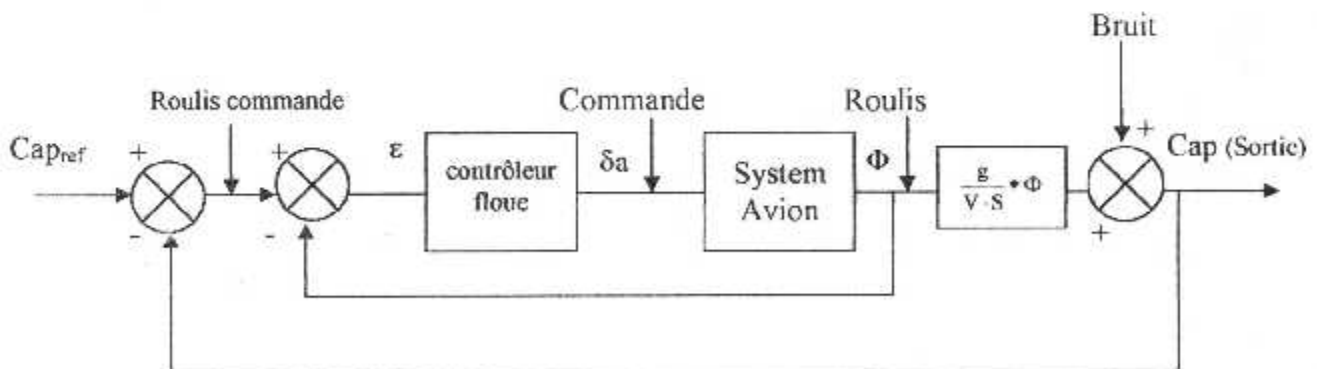


Fig IV.5: Schéma d'asservissement pour la tenue de cap avec bruit de sortie sans saturation du roulis commande.

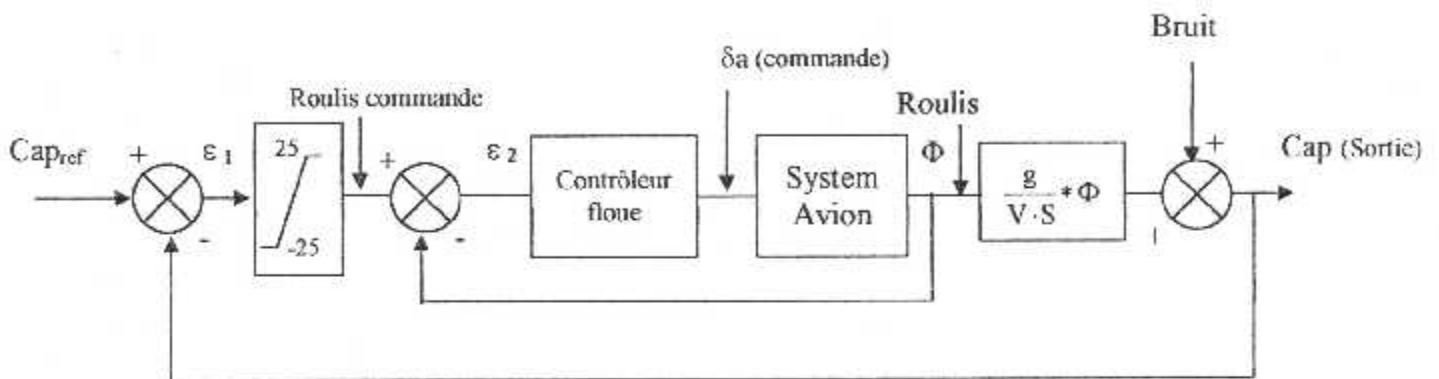


Fig IV.6: Schéma d'asservissement pour la tenue de cap avec bruit de sortie et avec saturation du roulis commande.

Pour notre simulation on a choisis trois références en même temps : $15^\circ, 30^\circ, 10^\circ$.

b) Conception du contrôleur floue :

- L'univers de discours du ert est : $[-25^\circ, -25^\circ]$
- L'univers de discours du dert est : $[-10^\circ, -10^\circ]$
- L'univers de discours de dcommande est : $[-30^\circ, -30^\circ]$.

Où : ert (erreur)

dert (derreur).

Les règles floues qui régissent le contrôleur flou sont :

	ert	dert	dcommande
R₁	PM	PG	PG
R₂	PM	PM	PM
R₃	PM	NM	ZE
R₄	PM	ZE	PG
R₅	PG	PG	PG
R₆	PG	ZE	ZE
R₇	ZE	ZE	ZE
R₈	ZE	NM	ZE
R₉	ZE	PM	ZE
R₁₀	NG	ZE	NG
R₁₁	NG	NM	ZE
R₁₂	NG	NG	NG
R₁₃	NM	NM	NM
R₁₄	NM	ZE	NM
R₁₅	NG	PM	NM
R₁₆	NG	ZE	NG

NG : Négatif grand.

NM : Négatif moyen.

ZE : Égale à zéro.

PM : Positif moyen.

PG : Positif grand.

1) Simulation sans bruit et sans saturation du roulis de commande: (voir le programme dans l'annexe D)

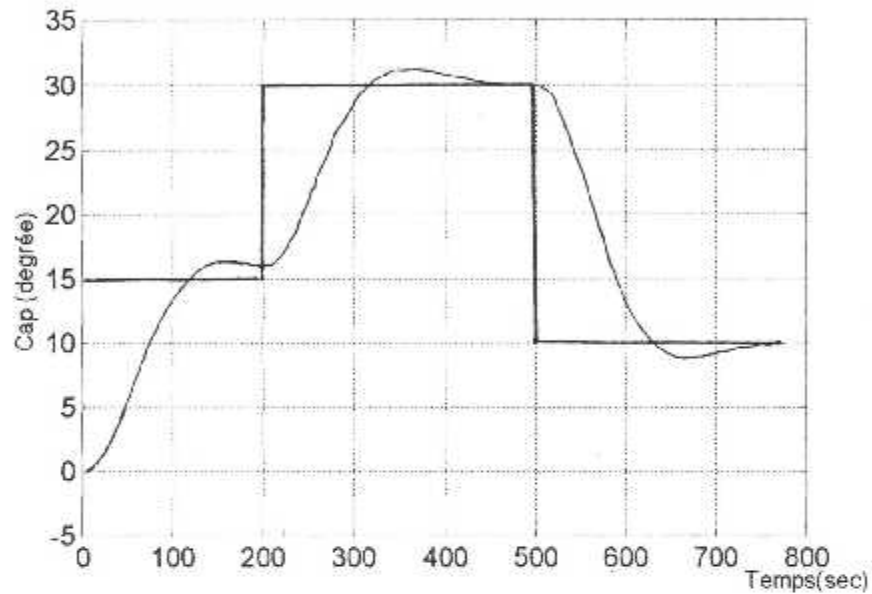


Fig IV.7: Schéma du variation du cap sans bruit et sans saturation du roulis de commande

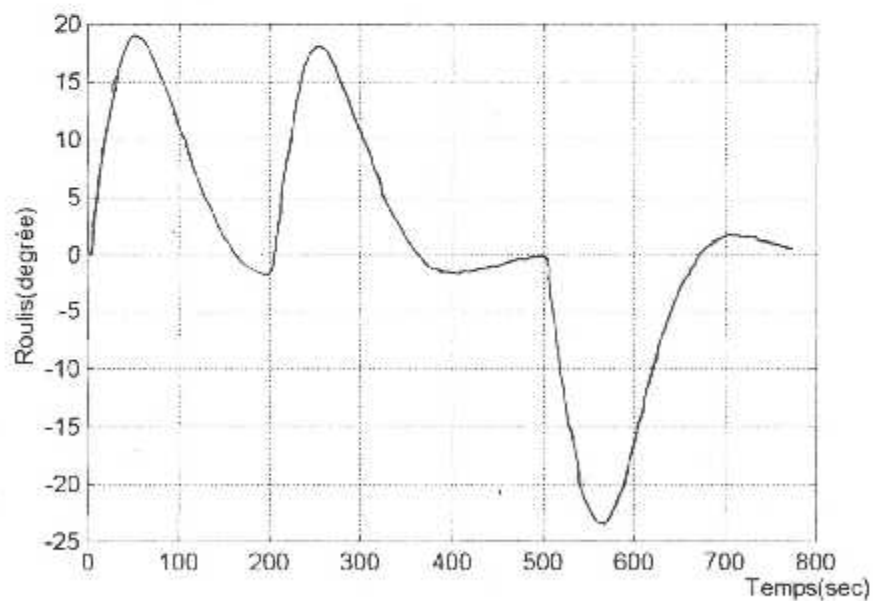


Fig IV.8: Schéma du variation du roulis sans bruit et sans saturation du roulis de commande

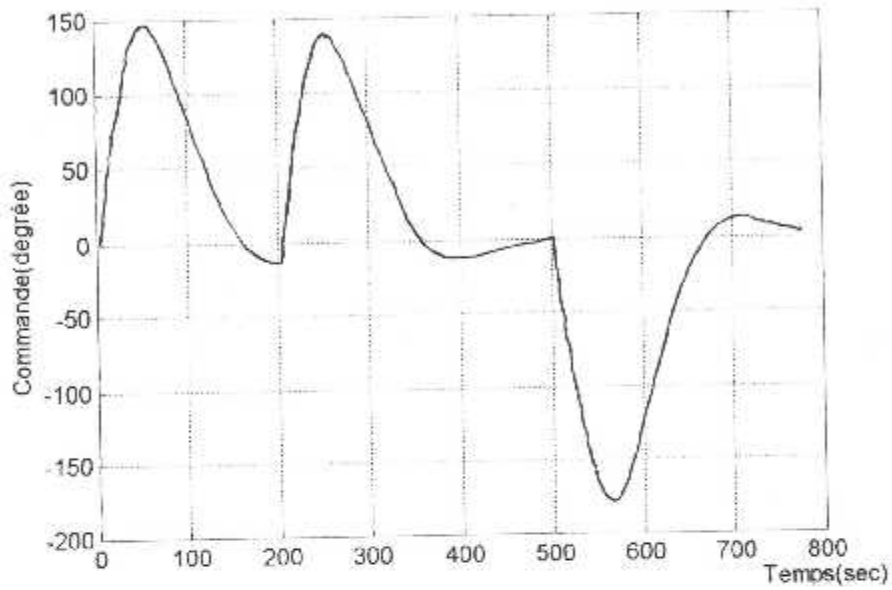


Fig IV.9: Schéma du variation de la commande sans bruit et sans saturation du roulis de commande

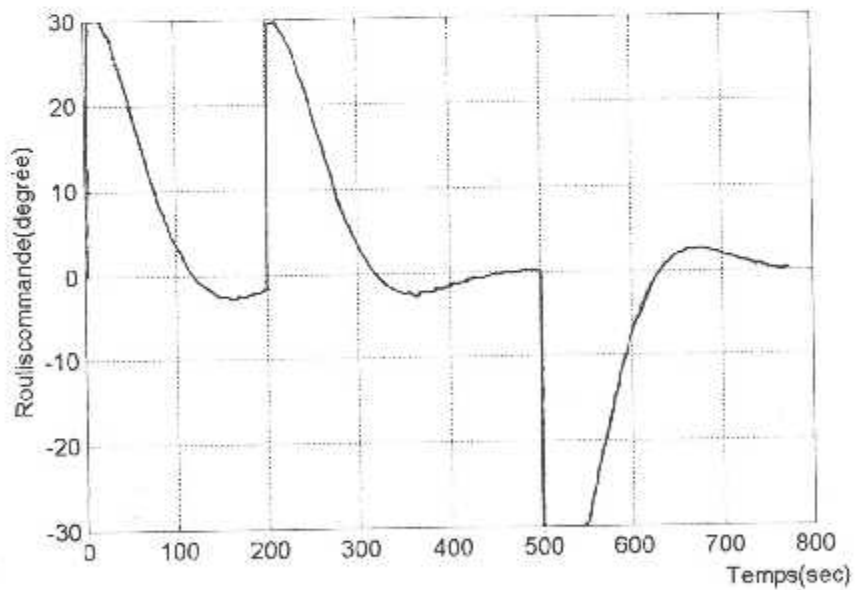


Fig IV.10: Schéma du variation du rouliscommande sans bruit et sans saturation du roulis de commande

Interprétation :

La Fig IV.7 représente la simulation du signal de variation de cap sans bruit, sans saturation, on remarque que le signal de sortie poursuit la référence pour la tenue de trois cap de références différentes. Le premier atteint 15° , la deuxième atteint 30° , et le dernier atteint 10° .

On remarque aussi que le signal ne représente pas des oscillations non désirables.

La Fig IV.8 représente la simulation pour la variation du roulis sans bruit, sans saturation.

On remarque que le roulis obéit au changement du cap et présente des variations acceptables et amortie, et avec un temps de réponse rapide.

LA Fig IV.9 représente la variation de la commande sans bruit, sans saturation, on remarque que la commande est bornée, elle n'est pas riche en fréquence donc réalisable en pratique.

La Fig IV.10 Cette figure représente la variation du roulis commande.

On remarque que le signal reste toujours borné, mais lorsque il dépasse la limite, il est inacceptable en pratique.

Pour cela on fait un émetteur du roulis de commande entre -25 et $+25$.

2) Simulation sans bruit et avec saturation du roulis de commande : (voir le programme dans l'annexe E)

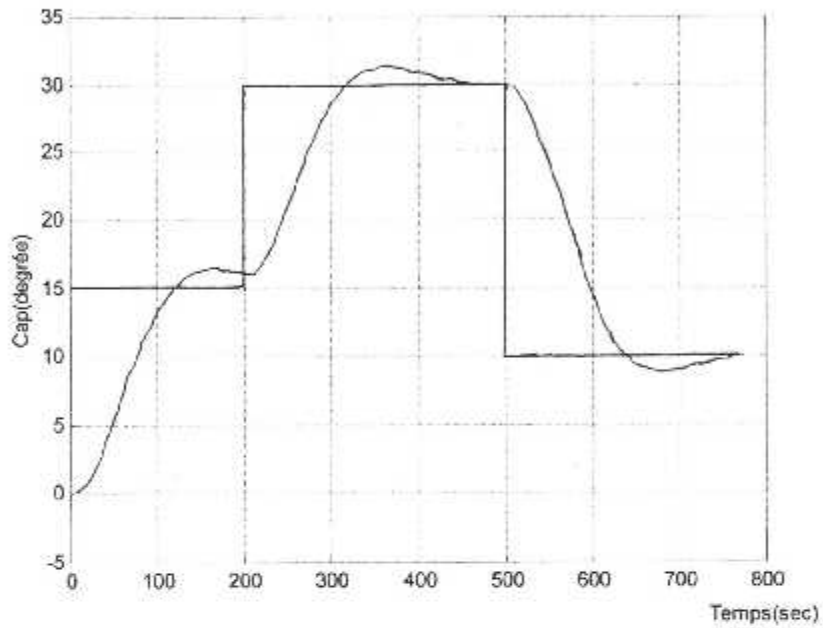


Fig IV.11: Schéma du variation du cap sans bruit et avec saturation du roulis de commande

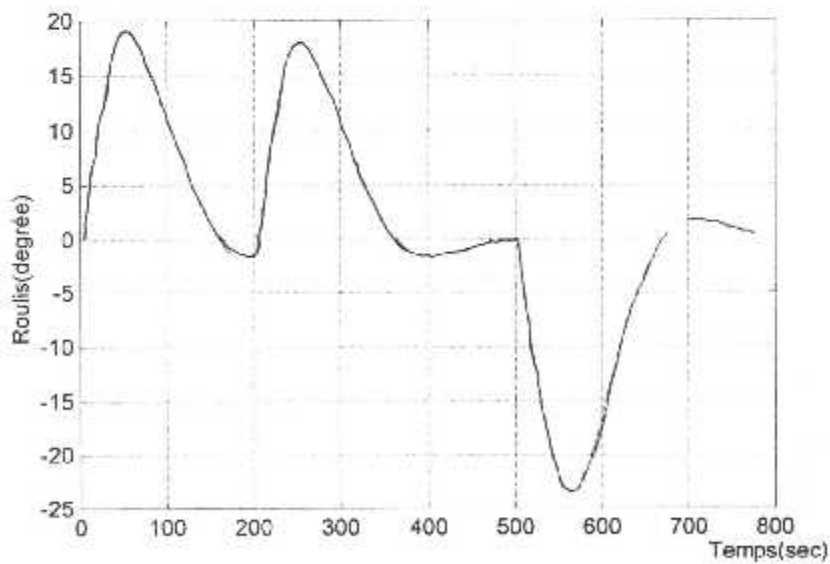


Fig IV.12: Schéma du variation du roulis sans bruit et avec saturation du roulis de commande

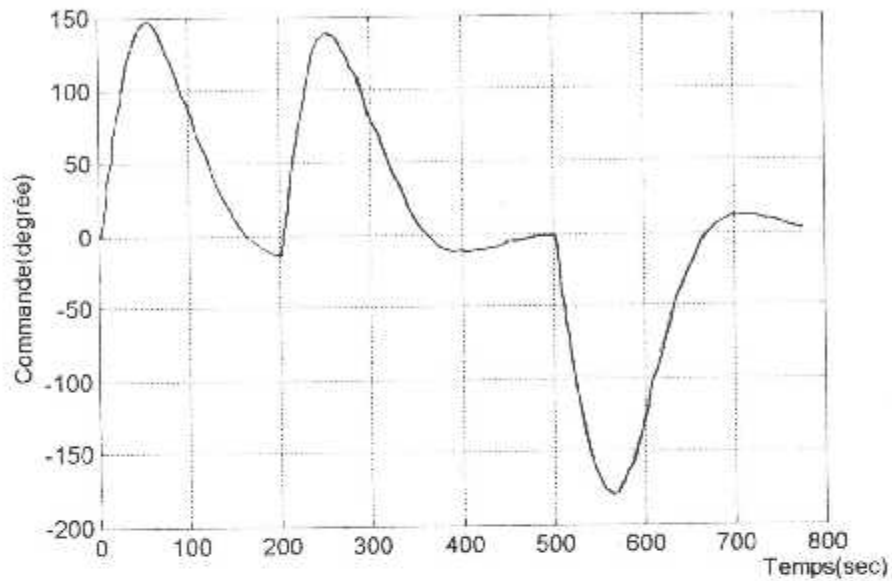


Fig IV.13: Schéma du variation de la commande sans bruit et avec saturation du roulis de commande

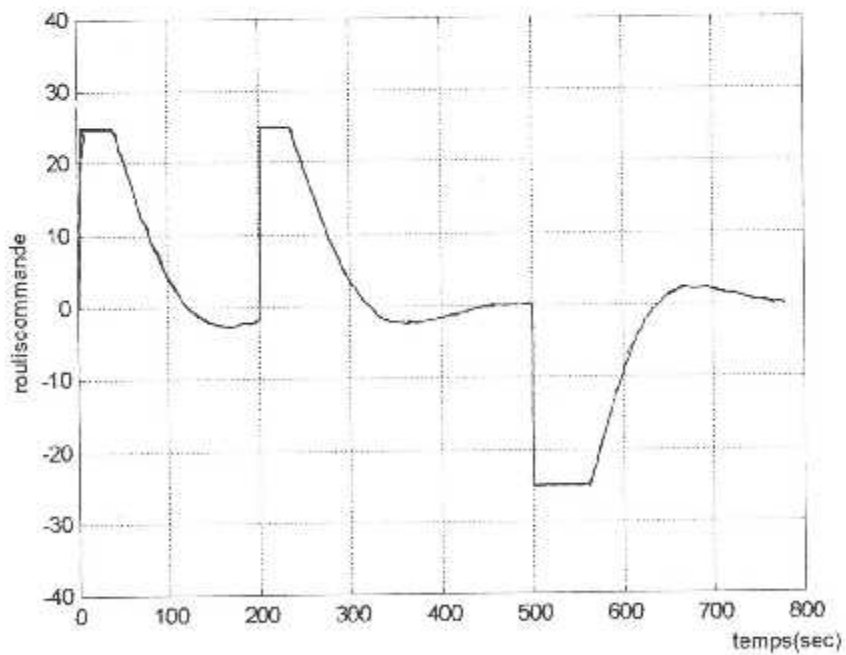


Fig IV.14: Schéma du variation du rouliscommande avec saturation sans bruit et avec saturation du roulis de commande

Interprétation :

Dans la simulation 2, on a limiter le roulis commande on remarque que les signaux de sortie (Cap, Roulis, Commande) ne changent pas, seulement il y'a une augmentation du temps de réponse du Cap.

3) Simulation avec bruit de sortie : (voir le programme dans l'annexe F)

La vitesse du vent égale à : 29,2 (Km/h).

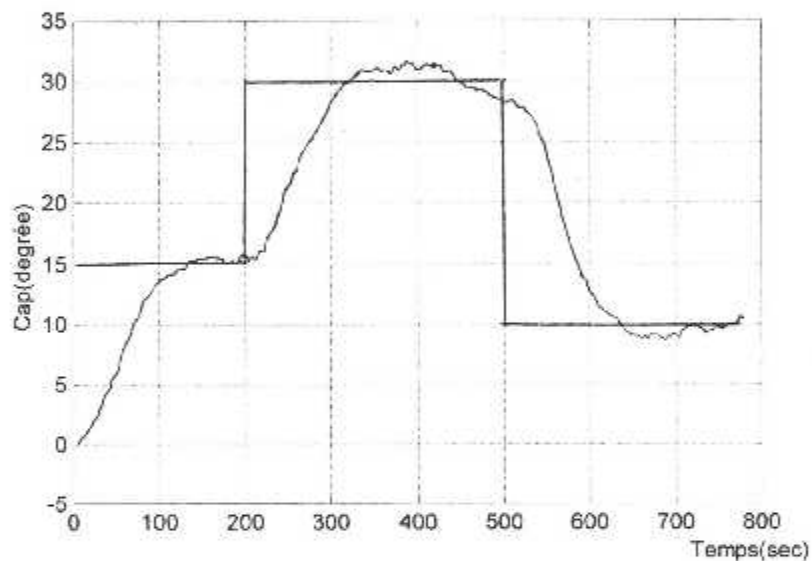


Fig IV.15: Schéma du variation du cap avec un bruit de sortie

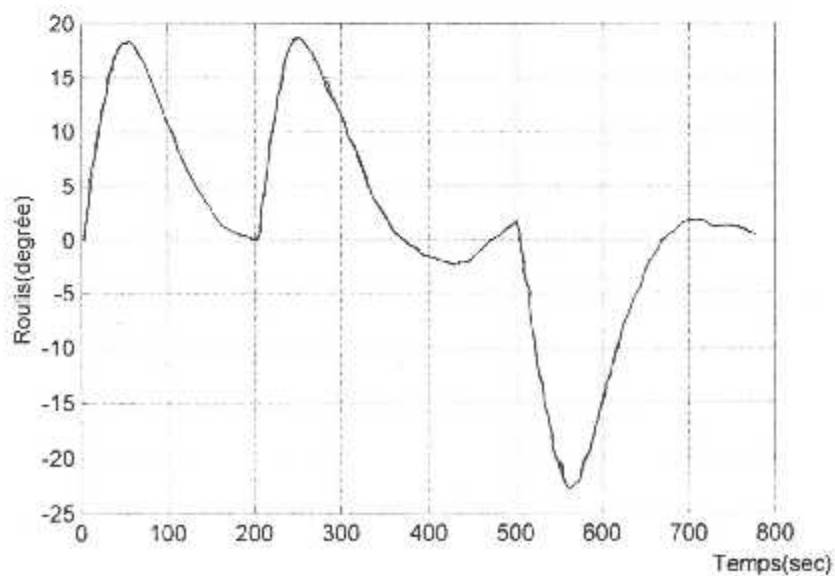


Fig IV.16: Schéma du variation du roulis avec un bruit de sortie

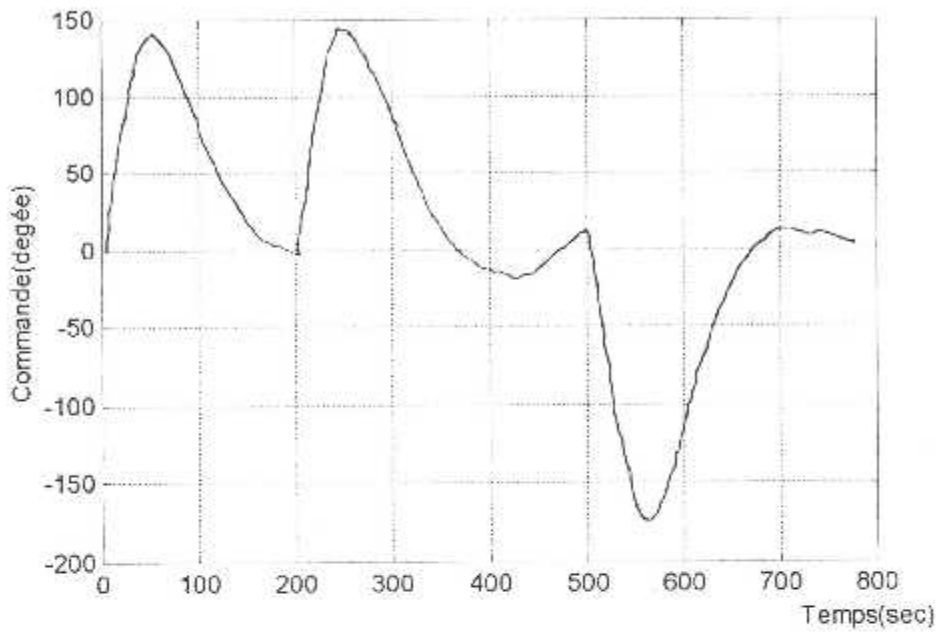


Fig IV.17: Schéma du variation de la commande avec un bruit de sortie

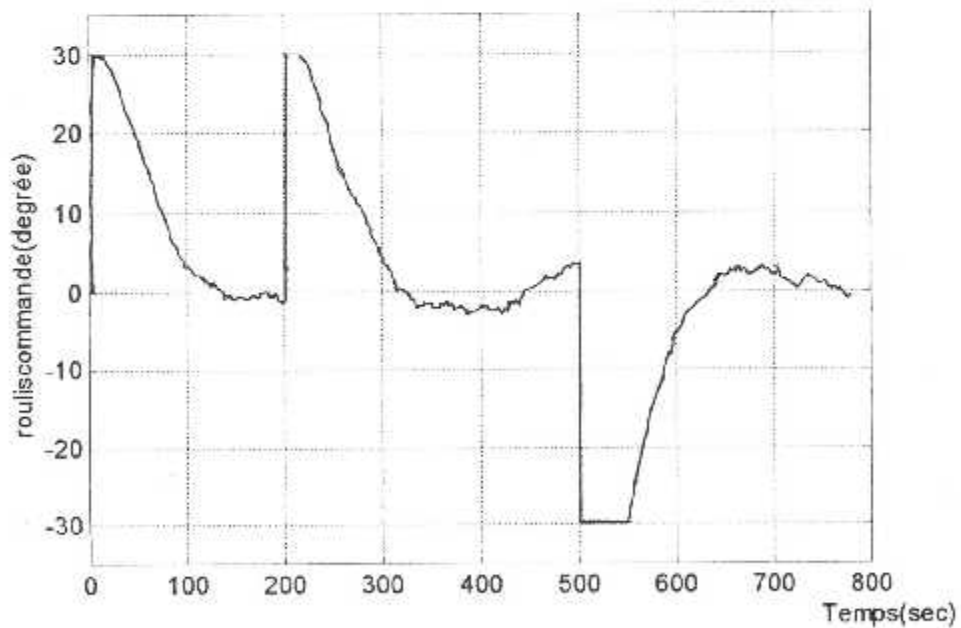


Fig IV.18: Schéma du variation du rouliscommande avec un bruit de sortie

Interprétation :

Fig. IV.15 dans ce cas nous appliquons une perturbation que l'on addition à la partie du système cette perturbation est un vent latéral ceci est un bruit aléatoire de 0.1.

On remarque le signal de cap poursuit la référence, donc la une bonne rejection au bruit. Ce qui rend notre contrôleur robuste.

D'après la fig. IV.16 : On remarque par effet de couplage la variation du roulis avec une perturbation de sortie on note que le signal n'est pas changé sauf, pour la troisième partie du cap référence, il y a une présence des petites déviations mais elle est acceptables.

D'après la fig IV.17 : On remarque que le signal reste borné avec des petites perturbations et un temps de réponse plus long.

De la Fig. IV.18 On remarque que le signal du roulis commande reste borné et amortie malgré avec la présence des petites perturbations, ceci explique que le système reste toujours stable, de même le cap n'est pas trop affecté par le bruit.

4) Simulation avec bruit de sortie et de roulis: (voir le programme dans l'annexe G)

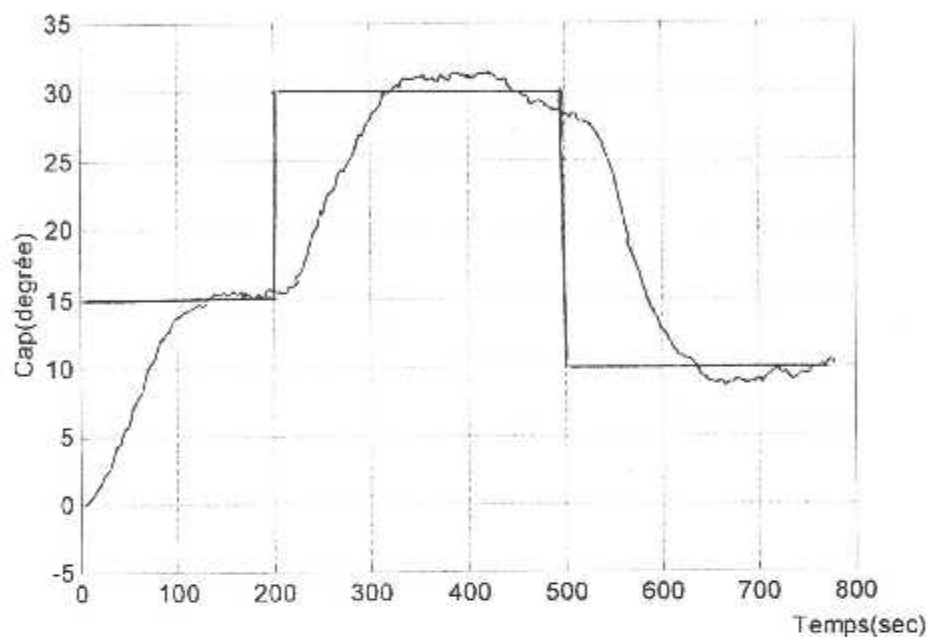


Fig IV.19: Schéma du variation du cap avec un bruit de roulis et de sortie

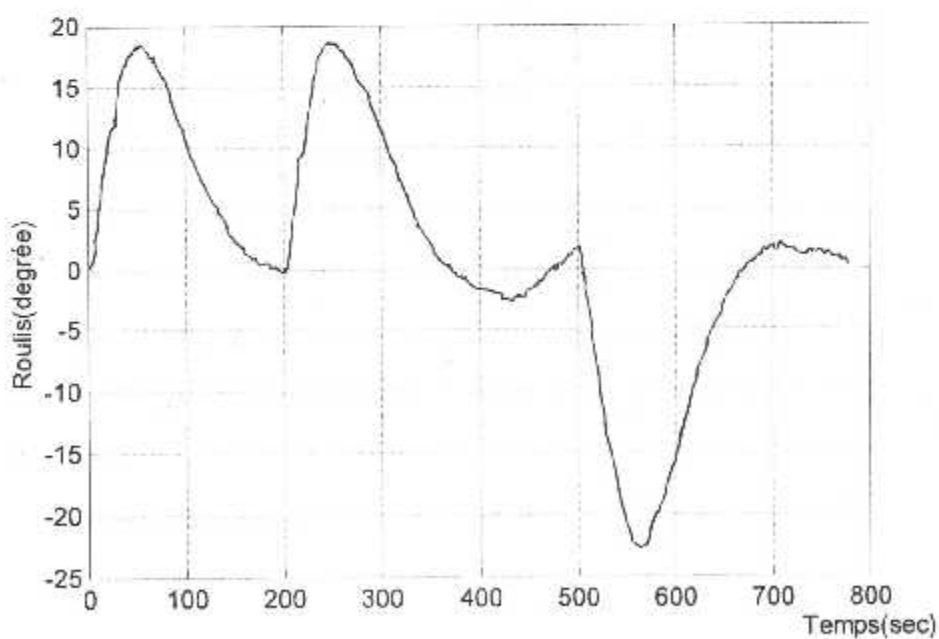


Fig IV.20: Schéma du variation du roulis avec un bruit de roulis et de sortie

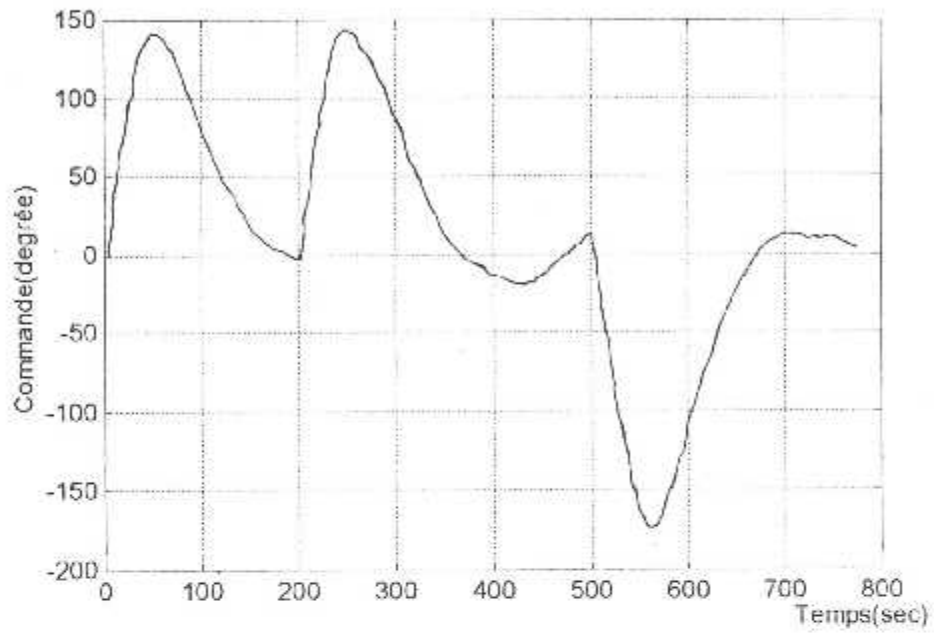


Fig IV.21: Schéma du variation de la commande avec un bruit de roulis et de sortie

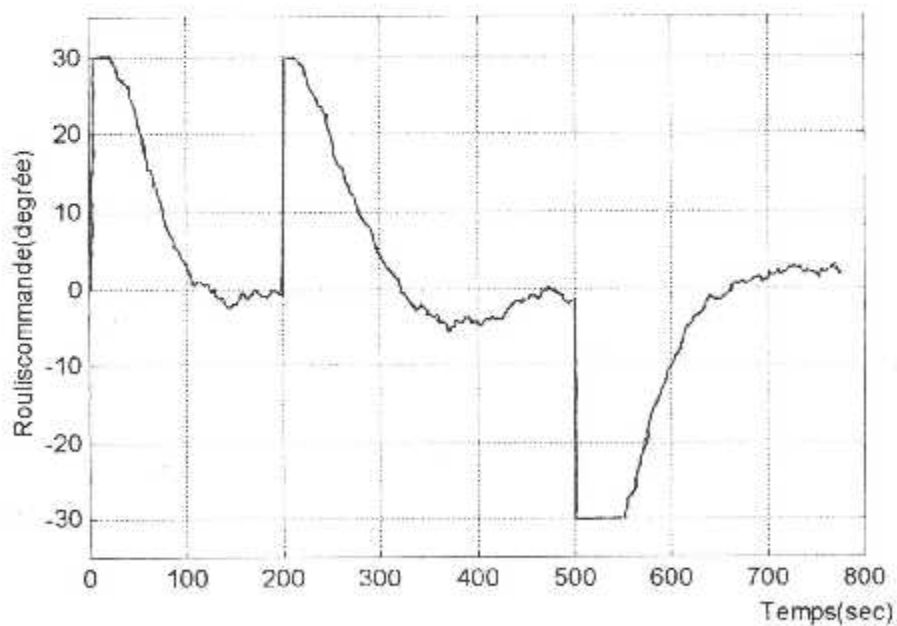


Fig IV.22: Schéma du variation du rouliscommande avec un bruit de roulis et de sortie

Interprétation :

Dans la simulation 4, le bruit sera affecté aux niveau du cap et du roulis.

En ce qui concerne les paramètres de roulis de commande et aileron, les sorties sont jugées satisfaisantes car les dépassements sont minimum, par contre la figure IV.19 on remarque que le temps de réponse du cap augmente peu, mais suit la référence, et ceci à accepter pour un avion.

Conclusion :

A travers cette étude plusieurs simulations ont été testées pour vérifier l'efficacité de notre contrôleur flou, on s'aperçus qu'il a une grande stabilité et une très bonne poursuite des références et une robustesse élevées même en présence du perturbation, ceci nous permet de dire que le contrôleur floue peut remplacer le contrôleur classique dans un avion.

Conclusion Générale

CONCLUSION GÉNÉRALE

L'étude du pilotage automatique d'un avion nous a permis de comprendre au mieux la chaîne d'asservissement d'une auto pilote et leur importance que peut jouer pour assurer un meilleur confort et une grande sécurité.

A travers ce travail nous avons pu évaluer clairement les capacités que possède un contrôleur flou pour la tenue de route et ce la au niveau, de la commande et de la sortie, même avec l'introduction de bruit extérieur.

Notons, que cette étude nous a démontrée, que l'introduction d'une commande intelligente (commande par la technique de la logique floue), donne de très bons résultats vis-à-vis de :

- La stabilité d'un système
- Et la robustesse

On souhaite que ce modeste travail puisse être utile et servira, de base a ceux qui s'intéresse à ce domaine pour contrôler d'autre phénomènes au niveau d'un avion.

ANNEXES

V_a (km/h)	V_v (km/h)	T_c (s)	b_r	λ_1	λ_2	λ_3	λ_4
730	29.2	0.2	0.04	-0.0585+1.6836i	-0.0585-1.6836i	-0.5023	-0.0012

$W = 13.000$	$H = 40.000 \text{ ft}$	$\rho = 0.000588 \text{ slug ft}^{-3}$
$U_L = 657 \text{ ft sec}^{-1}$	$M = 0.70$	$S = 232 \text{ ft}^2$
$B = 34.2 \text{ ft}$	$\bar{X}_{cg} = 0.315$	$\bar{c} = 7.04 \text{ ft}$
$\theta_L = 0$ (stability axes)	$\alpha_L = 2.7 \text{ deg}$	

In Body Axes :	In Stability Axes :
$I_{xx_b} = 28.000 \text{ slug ft}^2$	$I_{xx_s} = 27.915 \text{ slug ft}^2$
$I_{zz_b} = 47.000 \text{ slug ft}^2$	$I_{zz_s} = 51.381 \text{ slug ft}^2$
$I_{xz_b} = -1.350 \text{ slug ft}^2$	$I_{xz_s} = -450 \text{ slug ft}^2$

Dimensionless Derivatives	Dimensional Derivatives	Dimensionless Derivatives	Dimensional Derivatives
$C_{y\beta} = -0.730$	$Y_{\beta} = -56.1$	$C_{l_{\delta_A}} = -0.178$	$l_{\delta_A} = +6.77$
$C_{y_p} = 0$	$Y_p = 0$	$C_{l_{\delta_R}} = +0.0172$	$l_{\delta_R} = +0.747$
$C_{y_r} = +0.400$	$Y_r = +0.779$	$C_{n_p} = +0.127$	$N_p = +2.627$
$C_{y_{\delta_A}} = 0$	$Y_{\delta_A} = 0$	$C_{n_{sp}} = 0$	$N_{T_p} = 0$
$C_{y_{\delta_R}} = +0.138$	$Y_{\delta_R} = +10.65$	$C_{n_p} = +0.008$	$N_p = +0.0042$
$C_{l_{\beta}} = -0.110$	$l_{\beta} = -4.188$	$C_{n_r} = -0.201$	$N_r = -0.105$
$C_{l_p} = -0.453$	$l_p = -0.437$	$C_{n_{\delta_A}} = -0.0172$	$N_{\delta_A} = -0.414$
$C_{l_r} = +0.163$	$l_r = +0.157$	$C_{n_{\delta_R}} = +0.0747$	$N_{\delta_R} = +1.55$

V_a (km/h)	V_v (km/h)	T_c (s)	b_r	λ_1	λ_2	λ_3	λ_4
730	29.2	0.2	0.04	-0.0585+1.6836i	-0.0585-1.6836i	-0.5023	-0.0012

	Paramètres	Valeur
Les paramètres concernant l'avion 747	Surface de l'aile	510,0 m ²
	Aspect ratio	7.0
	Corde	8.3 m
	Poussée total	900.0 K.N
	Centre de gravité	0.25 *c
	Poids	290000 KG
Pour la phase de croisière	Altitude	30.000 ft
	Mack	0.8
	Vitesse d'équilibre	673.0 ft/s
	Pression dynamique	9911 N/m ²
	Angle d'attaque	4.6 deg
	Assiette à l'état stable (θ_1)	0.0 deg
Dérives de stabilité dimensionnelle latérale	Y_p (ft s ⁻²)	-71 . 8354
	Y_r (ft s ⁻¹)	0.0
	Y_r (ft s ⁻² ou ft s ⁻² deg ⁻¹)	0.0
	Y_{δ_a} (ft s ⁻² ou ft s ⁻² deg ⁻¹)	0.5858
	L_p (s ⁻²)	-2.7251
	L_p (s ⁻¹)	-0.8432
	L_r (s ⁻¹)	0.3224
	L_{δ_a} (s ⁻² ou s ⁻² deg ⁻¹)	0.2214
	L_{δ_p} (s ⁻² ou s ⁻² deg ⁻¹)	0.1362
	N_p (s ⁻²)	0.9961
	$N_{\dot{r}}$ (s ⁻²)	0.0
	N_p (s ⁻¹)	-0.0236
	N_r (s ⁻¹)	-0.2538
	N_{δ_a} (s ⁻² ou s ⁻² deg ⁻¹)	0.0112
N_{δ_r} (s ⁻² ou s ⁻² deg ⁻¹)	-0.6222	

```

% mode boing 747
% programme principal de la fonction de transfert du b747 en boucle ouverte -----
% introduction de la fonction de transfert de la dynamique Lateral
% l'I=phi/aileron
%--- Roskam model C6 page 623 et 624 Part I
% fonction de transfert en Continu en 'S'

clear all
numphi=[0 0 .45437e+4 .84107e+3 0.11695e+5 ];
denphi=[.67692e+3 .41998e+3 .19613e+4 .96721e+3 .11453e+1 ];
y2=.1*step(numphi,denphi);
plot(y2),grid;
sys747=tf(numphi,denphi);
camp(sys747);

```

```

%programme principal du contrôleur flou en boucle fermée
%programme principal est pictr/flouf1(model analogique)
%programme sans bruit et sans saturation
clear all
global fismat aileron phic
%-----
Numphi=[ 0 0 .45437e+4 .84107e+3 0.11695e+5];
Denphi=[.67692e+3 .41998e+3 .19613e+4 .96721e+3 .11453e+1];
%-----
Kc=2.09;
sys1=tf(Numphi,Denphi);
yref1(1:200)=15;
yref2(1:300)=30;
yref3(1:300)=10;
yref=[yref1 yref2 yref3];
figure(10),plot(yref);grid;

%stop
%yref=yref1;
%-----fin du model-----
%-----paramètres initiaux-----

phi(1)=0; %roulis initiale
k=0;
aileron(1)=0;
phi(2)=0;
dt=.2; % le pas de simulation en seconde
% capr=yref; % cap de reference
capr=yref;
cap(1)=0;
cap(2)=0;
g=9.81;
v=730; %vitesse avion
cap(1)=0; % cap initial

```

```

phic(1)=0;
phic(2)=0;
for t=0:dt:155;
    k=k+1;
    fismat=readfis('d:\matlab11\work\benzahda\regflou3');
    ert(k)=phic(k)-phi(k);
    crt(k+1)=(phic(k+1)-phi(k+1));
    dert(k+1)=(ert(k+1)-ert(k));
    daileron(k+1)=evalfis([ert(k+1) dert(k+1)],fismat);%evaluation (defuzification
    flou methode de Mamdanie)
    % daileron(k+1)=pifflouavion1(ert(k+1),dert(k+1));
    aileron(k+1)=dt*daileron(k+1)+aileron(k);
    % phi1(1,k+1)=phi1;
    phi2=lsim(sys1,[aileron(k+1) aileron(k)],[t t+dt]);
    % phi(k+1,1)=180*phi2(2,1)/3.14;
    phi(k+2)=phi2(2,1);
    cap(k+2)=cap(k+1)+dt*g*phi(k+2)/v;
    % cap(k+2)=cap(k+2)*g/v;
    phic(k+2)=kc*(cap(k+2)-cap(k+2));

    end
    t1=0:777;
    yref1=yref(1:778);
    figure(3)
    plot(phi,'B');grid;
    title('varriation du roulis ');
    figure(4)
    plot(aileron,'R');grid;
    title('varriation de la commande ');
    figure(5)
    plot(t1,cap,'B',t1,yref1,'r');grid;
    title('varriation du cap ');
    figure(6)
    plot(phic,'B');grid;
    title('varriation du rouliscommande ');
    save D:\matlab11\work\benzahda\cap1 cap phi aileron phic t1;

```



```

%programme principal du contrôleur flou en boucle fermée
%programme principal est pictr/flouf1(model analogique)
%programme sans bruit et avec saturation
clear all
global fismat aileron phic
%-----
Numphi=[ 0 0 .45437e+4 .84107e+3 0.11695e+5];
Denphi=[.67692e+3 .41998e+3 .19613e+4 .96721e+3 .11453e+1];
%-----
Kc=2.09;
sys1=tf(Numphi,Denphi);
yref1(1:200)=15;
yref2(1:300)=30;
yref3(1:300)=10;
yref=[yref1 yref2 yref3];
figure(10),plot(yref);grid;

%stop
%yref-yref1;
%-----fin du model-----
%-----paramètres initiaux-----

phi(1)=0; %roulis initiale
k=0;
aileron(1)=0;
phi(2)=0;
dt=.2; % le pas de simulation en seconde
% capr=yref; % cap de reference
capr=yref;
cap(1)=0;
cap(2)=0;
g=9.81;
v=730; %vitesse avion
cap(1)=0; % cap initial
phic(1)=0;
phic(2)=0;
for t=0:dt:155;
    k=k+1;
    fismat=readfis('d:\mallab11\work\benzahda\regflou3');
    ert(k)=phic(k)-phi(k);
    ert(k+1)=(phic(k+1)-phi(k+1));
    dert(k+1)=(ert(k+1)-ert(k));
    daileron(k+1)=evalfis([ert(k+1) dert(k+1)],fismat);%evaluation (defuzification
flou methode de Mamdanie)
% daileron(k+1)-piflouavion1(ert(k+1),dert(k-1));
aileron(k+1)=dt*daileron(k+1)+aileron(k);
% phi1(1,k+1)=phi1;
phi2=lsim(sys1,[aileron(k+1) aileron(k)],[t t+dt]);
% phi(k+1,1)=180*phi2(2,1)/3.14;
phi(k+2)=phi2(2,1);
cap(k+2)=cap(k+1)+dt*g*phi(k+2)/v;
% cap(k+2)=cap(k+2)*g/v;
phic(k+2)=kc*(capr(k+2)-cap(k+2));
if phic(k+2) <=-25

```

```

    phic(k+2)=-25;
end
if phic(k+2) >= +25
    phic(k+2)=25;
end
end
t1=0:777;
yref1=yref(1:778);
figure(3)
plot(phi, 'B'); grid;
title('varriation du roulis ');
figure(4)
plot(aileron, 'R'); grid;
title(' varriation de la commande ');
figure(5)
plot(t1, cap, 'B', t1, yref1, 'r'); grid;
title(' varriation du cap ');
figure(6)
plot(phic, 'B'); grid;
title('varriation du rouliscommande ');
save D:\matlab11\work\benzahda\cap1 cap phi aileron phic t1;

```

Annexe F

```

% programme principal du controleur flou en boucle fermee
% prgramme principal est pictrflouf1(model analogique)
%programme avec bruit de sortie
clear all
global fismat aileron phic
%-----
Numphi=[ 0 0 .45437e+4 .84107e+3 0.11695e+5];
Denphi=[.67692e+3 .41998e+3 .19613e+4 .96721e+3 .11453e+1];
%-----
br=.1*randn(1,1000); % bruit
Kc=2.09;
sys1=tf(Numphi, Denphi);

yref1(1:200)=15;
yref2(1:300)=30;
yref3(1:300)=-10;
yref=[yref1 yref2 yref3];
figure(10), plot(yref); grid;
figure(9), plot(br), grid
%stop
%yref yref1;
%-----fin du model-----
%-----parametres initiaux-----
phi(1)=0; % roulis initiale
k=0;
aileron(1)=0;
phi(2)=0;
dt=.2; % le pas de simulation en seconde
% capr=yref; % cap de reference

capr=yref;
cap(1)=0;
cap(2)=0;

```

```

g=9.81;
v=730; %vitesse avion
cap(1)=0; % cap initial
phic(1)=0;
phic(2)=0;
for t=0:dt:155;
    k=k+1;
    fismat=readfis('d:\mallab11\work\benzahda\regflou3');
    ert(k)=phic(k)-phi(k);
    ert(k+1)=(phic(k+1)-phi(k+1));
    dert(k+1)=(ert(k+1)-ert(k));
    daileron(k+1)=evalfis([ert(k+1) dert(k+1)],fismat);%evaluation
    (defuzification flou methode de Mamdanie)
    %daileron(k+1)=piflouavion1(ert(k+1),dert(k+1));
    aileron(k+1)=dt*daileron(k+1)+aileron(k);

    % phi(1,k+1)= phi1;
    phi2=lsim(sys1,[aileron(k+1) aileron(k)],[t t-dt]);

    % phi(k+1,1)=180*phi2(2,1)/3.14;
    phi(k+2)=phi2(2,1);
    cap(k+2)=cap(k+1)+dt*g;
    cap(k+2)=cap(k+2)+br;

    % cap(k-2)-cap(k+2)*g/v;
    phic(k+2)=Xc*(cap(k+2)-cap(k+2));
    if phic(k+2) <=-25
        phic(k+2)=-25;
    end
    if phic(k+2) >= +25
        phic(k+2)=25;
    end
    end
    t1=0:777;
    yrefl=yref(1:778);
    figure(3)
    plot(phi,'B');grid;
    title('varriation du roulis ');
    figure(4)
    plot(aileron,'R'); grid;
    title(' varriation de la commande ');
    figure(5)
    plot(t1,cap,'B',t1,yrefl,'r');grid;
    title(' varriation du cap ');

    figure(6)
    plot(phic,'B');grid;
    title('varriation du rouliscommande ');

```

% programme principal du controleur flou en boucle fermee pour la variation du cap,roulis,commande et rouliscommande
% prgramme principal est pictriflouf1(model analogique)
% programme avec bruit de sortie et de roulis

```
clear all
global fismat aileron phic
%-----
Numphi=[ 0 0 .45437e+4 .84107e+3 0.11695e+5];
Denphi=[.67692e+3 .41998e+3 .19613e+4 .96721e+3 .11453e+1];
%-----
br=.1*randn(1,1000);          %bruit
Kc=2.09;
sys1=tf(Numphi,Denphi);
yref1(1:200)=-15;
yref2(1:300)=30;
yref3(1:300)=10;
yref=[yref1 yref2 yref3];
figure(10),plot(yref);grid;
figure(9),plot(br),grid
%stop
%yref=yref1;
%-----fin du model-----
%-----parametres initiaux-----
phi(1)=0; %roulis initial
k=0;
aileron(1)=0;
phi(2)=0;
dt=.2; % le pas de simulation en seconde
% capr=yref; % cap de reference

capr=yref;
cap(1)=0;
cap(2)=0;
g=9.81;
v=730; %vitesse avion
cap(1)=0; % cap initial
phic(1)=0;
phic(2)=0;
for t=0:dt:155;
    k=k+1;
    fismat=readfis('d:\matlab11\work\benzahda\regflou3');
    ert(k)=phic(k)-phi(k);
    ert(k+1)=(phic(k+1)-phi(k+1));
    dert(k+1)=(ert(k+1)-ert(k));
    daileron(k+1)=evalfis([ert(k+1) dert(k+1)],fismat);%evaluation
    (defuzification flou methode de Mamdanie)
    % daileron(k+1)=piflouavion1(ert(k+1),dert(k+1));
    aileron(k+1)=dt*daileron(k+1)+ aileron(k);
    % phi1(1,k+1)= phi1;
    phi2=lsim(sys1,[aileron(k+1) aileron(k)],[t t+dt]);
    % phi(k+1,1)-180*phi2(2,1)/3.14;
```

```

phi(k+2)=phi2(2,1);
phi(k+2)=phi(k+2)+br;
cap(k+2)=cap(k+1)+dt*g;
cap(k+2)= cap(k+2)+ br;
% cap(k+2)-cap(k+2)*g/v;
phic(k+2)=Kc*(capr(k+2)-cap(k+2));
    if phic(k+2) <=-25
        phic(k+2)=-25;
    end
    if phic(k+2) >= +25
        phic(k+2)=25;
    end
end
end
t1=0:777;
yref1=yref(1:778);
figure(3)
plot(phi,' B '); grid;
    title('varriation du roulis ');
figure(4)
plot(aileron,'R'); grid;
    title(' varriation de la commande ');
figure(5)
plot(t1,cap,'B',t1,yref1,'r') ;grid;
    title(' varriation du cap ');

figure(6)
plot(phic,' B '); grid;
    title('varriation du rouliscommande ');

```

Bibliographie

Bibliographie

- [1] **CLAUD ACARI**
Instruments de radionavigation Edition en 1992
- [2] **Félix MORA CAMINO** Avril 1995
Avionique Système de conduite automatique et de gestion de vol
- [3] **Y.RIBES**
Equipment de bord (tome 1) 2^{ème} Edition en 1980
- [4] **G.Janvriér**
Radionavigation (Institut Aéronautique JEAN MERMOZ)
- [5] **J.GROSSIN**
Système de commande automatique du vol (C.A.D.V)
- [6] **Lotfi Azadeh** (University of California at Berkely)
Tables des matières Décembre 94
- [7] **Jelena Godjvac**
Idées nettes sur la logique floue
- [8] **J.Roskam**
Air plane Flight and automatique Flight controle 1979
- [9] **John H.Blakelock colonel USAF** (Associatie professeur of Electrical Engineering
Air Force Institut of Technology) Automatic control of Aircraft and Missiles.
- [10] **S.CHIHAB**
Commande adaptative Auto-ajustable du virage de l'avion d'affaire Lj24-B
Memoire d'ingénieur I.A.B 1998
- [11] **M^r AZZI KHALED** **M^r SEMANI ALLEL**
Etude et simulation d'un Auto-pilot autour des axes de pitch et de roll.
Mémoire d'ingénieur I.A.B 2000
- [12] **M^r ABIDI BRAHIM** **M^r DJOUAH ABDELKARIM**
Etude et simulation du système de navigation par satellite TNL7900.
Mémoire d'ingénieur I.A.B 2000/2001