

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

Université Saad dahlab de Blida

Faculté des sciences et Technologie

Institut d'Aéronautique



Mémoire de fin d'études

Pour l'obtention du diplôme master 2 en aéronautique

Option : avionique

Thème :

Etude

De l'autopilote de l'avion Airbus

A330 : en mode d'approche

Présenté par :

-M^r.BOUTELHIG MOHAMED

Président : M^r. I. Bounatiro

Promoteur : M^r. H. Benchoubane

Co-Promoteur : M^r. A. Belhamisi

Examineur : M^{me}. Y. Khelifa

Examineur : M^r. A. Benouared

2012/2013

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à mes chers parents sous le regard de DIEU en souhaitant intérieurement qu'il me les garde.

A mes sœurs et mon petit frère Adel

A toute la famille Boutelhig

A mes camarades, Yassine, Benaissa, Ali et Anes

A mon associé particulier pour le meilleur et pour le pire elhachemi Bouzid sans oublier tout les étudiants de la promotion Avionique ainsi que l'ensemble du personnel du département d'aéronautique. Pareillement ne sont pas oubliés ceux qui ont de près ou de loin contribué à notre formation.

BOUTELHIG

Mohamed

Remerciements



*Avant tous nous tenons à remercier " **ALLAH** ".*

*A travers ce modeste travail, nous tenons à remercier vivement notre promoteur M^r H. **BENCHOUBANE** pour l'intéressante documentation qu'il a mise à notre disposition, pour ses conseils précieux et pour toutes les commodités et aisances qu'il nous a apportées durant notre étude et réalisation de ce projet.*

*Nos remerciements s'adressent de manière personnelle aux travailleurs de l'unité en énergie renouvelable-URÆER de GHARDAIA, orienté particulièrement vers le tandem que sont messieurs A. **BOUTELHIG** et Y. **BAKELLI** chercheurs dans l'équipe du pompage solaire, pour leur aide dans la programmation et les algorithmes de commandes.*

*Nous exprimons également notre gratitude à tous les enseignants de l'**I.A.B** qui ont collaborés à notre formation universitaire. Sans omettre de remercier profondément tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce modeste travail.*

Nos remerciements les plus vifs s'adressent aussi aux membres du jury pour avoir accepté d'examiner et d'évaluer notre travail.

*Que nos chers parents et familles, trouvent ici l'expression de leurs générosités sans failles, notre sincère et profonde reconnaissance pour leurs sacrifices, aides, soutien et encouragement ayant permis la cristallisation de notre Master dans d'excellentes conditions. Que messieurs R. **MHAMDI** contrôleur avionique et A. **BELHAMISI** chef contrôleur airframe **D'air Algérie** trouvent dans ce paragraphe l'expression de notre sincère gratitude.*



ملخص

في مجال الطيران، مرحلة الاقتراب و الصبوط هي المرحلة الأكثر أهمية في مسار الرحلة. و عليه فإن الطيار الآلي هو نظام يسمح للطائرة بالمحافظة على مسار وسرعة وارتفاع معينين مسبقًا. ومن الممكن أيضا تحديد معدل النزول للطائرات الكبيرة و المتطورة. هذا النظام يسمح للريان ترك القيادة والتركيز على الاتصالات اللاسلكية مثلا. نعرض في هذا العمل دراسة ونموذج لبرمجة رياضية تقوم على نوع من التحكم و السيطرة يسمى بتحكم PID ، استنادا إلى بيانات من طائرة إيرباص A300 أخذت في مرحلة الطيران الأفقي تمهيدا لاستعمالها في مرحلة الاقتراب و الصبوط (الطولي والجانبى) . وقد تم تطوير و تأهيل هذه البيانات المختلفة واستعمالها في برنامج Matlab.النتائج التي تحصلنا عليها من هذا الاخير تبين أن النظام المستعمل و المعدل لهذه المرحلة هو نظام مستقر نسبيا.

Abstract

In aeronautic field, the approach zone is the most critical phase in the flight path. The autopilot is a system for maintaining an aircraft on a path (a cap) with a definite speed and preset altitude. It is also possible to define a rate of descent of the big carriers. This system allows the pilot to release the manual control and then he focuses on radio communications, In particular the longitudinal and lateral mode. Our work presents the study and programming of a mathematical model based on a PID controller to determine the longitudinal and lateral position of the Airbus A300 in approach area upon its cruise flight data. The program was developed and implemented in Matlab using the data of the different parameters drawn from A300 flight data base in cruise phase to control its position. By mean the calculated constant gains, the obtained results show that the system is approachable to the stability.

Résumé

En aéronautique, la phase d'approche est la phase la plus critique du trajet de l'avion. Le pilote automatique est un système permettant de maintenir un aéronef sur une trajectoire (un cap) à une vitesse et une altitude préétablies. Il est possible aussi de définir un taux de descente sur les gros porteurs. Ce système libère le pilote des tâches lourdes et lui permet de se concentrer sur les communications radios, et l'environnement qui l'entoure.

Notre travail présente une étude et programmation d'un modèle mathématique à base d'un contrôleur PID, basant sur les données de la position d'un avion Airbus A300 en phase croisière pour contrôler sa position dans la zone d'approche en longitudinale et latérale. Le programme a été établi et exécuté sous Matlab à partir des données des différents paramètres et données (Data) de vol de l'A300 en croisière. En utilisant les différentes constantes des gains calculés, Les résultats obtenus montrent que le système est plus ou moins proche de la stabilité.

Liste des figures et Tableaux

CHAPITRE 1

Figure 1.1	Les différents systèmes de l'A330-2001.....	01
Figure 1.2.a	Dimensions de l'A330-200 par rapport au plan vertical.....	02
Figure 1.2.b	Dimensions de l'A330-200 par rapport au plan horizontal.....	02
Figure 1.3	Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion.....	04
Figure 1.4	Position du trièdre avion par rapport au trièdre terrestre.....	05
Figure 1.5	Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre terrestre.....	06
Tableau 1.1	Dimensions d'A330-200.....	02
Tableau 1.2	Masse et capacité d'emport.....	03
Tableau 1.3	Performances de l'A330-200.....	03
Tableau 1.4	Grandeurs utilisées dans les équations des mouvements.....	07
Tableau 1.5	Les hypothèses nature du corps et le milieu ou il est placé.....	09
Tableau 1.6	Coefficients aérodynamiques longitudinaux.....	18
Tableau 1.7	Coefficients aérodynamiques latéraux.....	19
Tableau 1.8	Caractéristiques d'un AIRBUS A300.....	20
Tableau 1.9	Caractéristiques Moteurs.....	20
Tableau 1.10	Coefficients aérodynamiques longitudinaux.....	20
Tableau 1.11	Caractéristique aérodynamique latéral.....	20
Tableau 1.12	Condition de vol.....	21

CHAPITRE 2

Figure 2.1	La décomposition de la force résultante aérodynamique.....	22
Figure 2.2	L'équilibre des forces dans le cas du vol horizontal.....	23
Figure 2.3	L'équilibre des forces dans le cas de la montée (Décollage).....	23
Figure 2.4	L'équilibre des forces dans le cas de la descente.....	24
Figure 2.5	Dénominations des surfaces de commande de vol.....	24
Figure 2.6-a	Commandes de vol mécanique avec servocommande des actionneurs	26
Figure 2.6-b	Les actionneurs de commandes de vol totalement électrique.....	26
Figure 2.7	Structure d'une commande de vol.....	26
Figure 2.8	Actionneurs électro-hydrostatiques.....	27
Figure 2.9	Portance voilure et THS.....	28

CHAPITRE 3

Figure 3.1	Le système auto pilote A330.....	32
Figure 3.2	Le système FMGEC.....	33
Figure 3.3	Les deux MCDU de A330.....	34
Figure 3.4	FCU airbus A330.....	34

CHAPITRE 4

Figure 4.1	Le système ILS.....	38
Figure 4.2	Antennes du système LOCALIZER.....	39
Figure 4.3	Illustration du faisceau LOCALIZER.....	39
Figure 4.4	Schéma de principe du système ILS	40
Figure 4.5	Spectre des deux antennes.....	40
Figure 4.6	Associations de deux antennes omnidirectionnelles.....	41
Figure 4.7	Calcul de la distance antenne-récepteur.....	41
Figure 4.8	Synoptique d'une station sol LOCALIZER.....	42
Figure 4.9	Diagramme de rayonnement des antennes de couverture.....	42
Figure 4.10	Antenne LOC.....	43
Figure 4.11	Les barres sont centrées sur l'écran de l'instrument.....	44
Figure 4.12	La barre verticale indique que le pilote doit effectuer une correction vers la gauche.....	44
Figure 4.13	La barre verticale indique qu'il faut effectuer une correction vers la droite.....	44
Figure 4.14	Échelle d'écarts.....	45
Figure 4.15	Schéma fonctionnel d'un récepteur LOC.....	45
Figure 4.16	Couverture en site et azimut de l'antenne GLIDE.....	46
Figure 4.17	Diagramme de rayonnement du système GLIDE.....	47
Figure 4.18	Spectre du signal émis par A1.....	47
Figure 4.19	Spectre du signal émis par A2.....	48
Figure 4.20	Synoptique du récepteur glide.....	48
Figure 4.21	La barre horizontale est centrée.....	49
Figure 4.22	La barre horizontale indique au pilote d'effectuer une correction vers le bas.....	49
Figure 4.23	La barre horizontale indique au pilote d'effectuer une correction vers le haut.....	49
Figure 4.24	Instrument classique de L'ILS.....	50
Figure 4.25	Les instruments qui visualiser l'ILS.....	50
Figure 4.26	Glide and localizer sur le PFD et ND.....	50
Figure 4.27	Représentation des trois radiobalises à rayonnement vertical.....	51
Figure 4.28	Schéma fonctionnel d'un récepteur de bord.....	52
Figure 4.29	Évolution de la visibilité horizontale (RVR) en fonction de la catégorie d'approche.....	56
Figure 4.30	L'antenne VOR.....	56
Figure 4.31	Le spectre de fréquence.....	58
Figure 4.32	Le cône de confusion CVOR.....	58
Figure 4.33	L'antenne de VOR Doppler.....	59
Figure 4.34	Le récepteur VOR à bord d'un avion.....	60
Figure 4.35	Affichage de VOR avec CDI.....	61
Figure 4.36	Les informations fournies par le RMI.....	63
Figure 4.37	Présentation de l'information VOR sur (HSI, RMI).....	63
Figure 4.38	Présentation de l'information VOR sur ND.....	64
Tableau 4.1	Caractéristiques propres de chaque balise.....	52
Tableau 4.2	Tableau récapitulatif des catégories d'approche.....	55

CHAPITRE 5

Figure 5.1	Schéma pratique du fonctionnement d'un PA sur un axe (roulis).....	66
Figure 5.2	Structure PID parallèle.....	66
Figure 5.3	Méthode d'identification standard en B.O des caractéristiques.....	67
Figure 5.4	Schéma théorie du fonctionnement d'un mode PA sur un axe (roulis).	67
Figure 5.5	Structure générale du système en boucle ouverte.....	68
Figure 5.6	Réponse du système en boucle ouverte (p_1).....	68
Figure 5.7	Structure générale du système avec PID en boucle ouverte.....	69
Figure 5.8	Réponse du système avec PID en boucle ouverte (p_1).....	69
Figure 5.9	Structure générale du système en boucle fermée.....	69
Figure 5.10	Réponse de la vitesse de lacet en boucle fermée avec PID (p_1).....	69
Figure 5.11	Réponse du système en boucle ouverte (p_2).....	70
Figure 5.12	Réponse du système avec PID en boucle ouverte (p_2).....	71
Figure 5.13	Réponse de la vitesse de lacet en boucle fermée avec PID (p_2).....	71
Figure 5.14	Réponse du système en boucle ouverte (p_3).....	72
Figure 5.15	Réponse du système avec PID en boucle ouverte (p_3).....	72
Figure 5.16	Réponse de la vitesse de lacet en boucle fermée avec PID (p_3).....	73
Figure 5.17	Réponse du système en boucle ouverte (α_1).....	74
Figure 5.18	Réponse du système avec PID en boucle ouverte (α_1).....	74
Figure 5.19	Réponse de la l'angle d'attaque en boucle fermée avec PID (α_1).....	75
Figure 5.20	Réponse du système en boucle ouverte (α_2).....	76
Figure 5.21	Réponse du système avec PID en boucle ouverte (α_2).....	76
Figure 5.22	Réponse de la l'angle d'attaque en boucle fermée avec PID (α_2).....	77
Figure 5.23	Réponse du système en boucle ouverte (α_3).....	78
Figure 5.24	Réponse du système avec PID en boucle ouverte (α_3).....	78
Figure 5.25	Réponse de la l'angle d'attaque en boucle fermée avec PID (α_3).....	79
Tableau 5.1	Méthode de calcul des paramètres.....	67
Tableau 5.2	Conditions de vol de l'approche (p_1).....	68
Tableau 5.3	Conditions de vol de l'approche (p_2).....	70
Tableau 5.4	Conditions de vol de l'approche (p_3).....	72
Tableau 5.5	Conditions de vol de l'approche (α_1).....	73
Tableau 5.6	Conditions de vol de l'approche (α_2).....	75
Tableau 5.7	Conditions de vol de l'approche (α_3).....	77

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

a	Vitesse du son (m/s)
$a_{x,k}$	Accélération cinématique suivant X_B (g)
$a_{y,k}$	Accélération cinématique suivant Y_B (g)
$a_{z,k}$	Accélération cinématique suivant Z_B (g)
A_x	Force spécifique au c.g suivant X_B (g)
A_y	Force spécifique au e.g suivant Y_B (g)
A_z	Force spécifique au c.g suivant Z_B (g)
b	Envergure (m)
\bar{C}	Corde moyenne (m)
C_l	Coefficient de moment autour de X_B
C_m	Coefficient de moment autour de Y_B
C_n	Coefficient de moment autour de Z_B
C_x	Coefficient de force suivant X_B
C_y	Coefficient de force suivant Y_B
C_z	Coefficient de force suivant Z_B
F_x	Force totale suivant X_B (N)
F_y	Force totale suivant Y_B (N)
F_z	Force totale suivant Z_B (N)
F	Force totale suivant Z_B (N)
g	Force de gravité (m/s ²)
H	Altitude(m)
I_x	Moment d'inertie selon l'axe longitudinal (kg m ²)
I_y	Moment d'inertie selon l'axe latéral (kg m ²)
I_z	Moment d'inertie selon l'axe normal (kg m ²)
I_{xy}	Produit d'inertie suivant l'axe longitudinal et l'axe normal (kg m ²)
J_{xy}	Produit d'inertie dans le plan $X_B Y_B$ (kgm ²)
J_{xz}	Produit d'inertie dans le plan $X_B Z_B$ (kgm ²)
J_{yz}	Produit d'inertie dans le plan $Y_B Z_B$ (kgm ²)
k_d	Gain de proportionnalité
k_i	Gain de l'intégration
k_p	Gain de dérivation
L	Moment de roulis total (m)
m	Masse totale de l'avion (kg)
χ	Nombre de mach
M	Moment de tangage (Nm)
M_a	Masse moléculaire de l'aire (kg mol ⁻¹)
M_0	Masse moléculaire de l'aire au niveau de la mer (kg mol ⁻¹)
N	Moment de lacet (Nm)
r	Vitesse angulaire de lacet (rad/s)
q	Vitesse angulaire de tangage (rad/s)
p	Vitesse angulaire de roulis (rad/s)
R	Constante spécifique de l'aire (JK ⁻¹ kg ⁻¹)
S	Surface de l'aile (m ²)
t	Temps (s)
T	Température ambiante (K)
T_t	Température totale (K)
u	Vitesse longitudinale (m/s)

v	Vitesse latérale (m/s)
V	Vitesse vraie (N)
W	Poids de l'avion (N)
x	Vecteur d'état
X	Force longitudinale (N)
X _a	Force aérodynamique suivant l'axe X _B (N)
X _p	Force propulsive suivant l'axe X _B (N)
y	Vecteur de sortie / Vecteur de sortie mesurée
Y	Force latérale (N)
Y _a	Force aérodynamique suivant Y _B (N)
Y _p	Force propulsive suivant l'axe Y _B (N)
Z	Force normale (N)
Z _a	Force aérodynamique suivant l'axe Z _B (N)
Z _p	Force propulsive suivant l'axe Z _B (N)
α	Angle d'attaque (deg)
β	Angle de dérapage (deg)
γ	La pente (deg)
δ	Différentielle / Déflexion d'une surface de contrôle (deg)
δ _n	Déflexion moyenne des ailerons (deg)
δ _e	Déflexion de la gouverne de profondeur ou élévateur (deg)
δ _r	Déflexion des volets (dispositifs hypersustentateurs) (deg)
δ _r	Déflexion de la gouverne de direction (deg)
θ	Angle de tangage (deg)
λ	Gradient de température (Km ⁻¹)
μ	Coefficient de viscosité dynamique de l'air (kg / (m s))
ρ	Densité de l'air (kg/m ³)
φ	Angle de roulis (deg)
Ψ	Angle de lacet (deg)
ω	Vecteur de vitesse angulaire (deg/s)
ω _n	Pulsation propre (deg/s)
η	Vecteur d'entrée / Vecteur d'entrée avec retour d'état
ξ	Facteur d'amortissement
A	Matrice d'état
B	Matrice d'entrée
C	Matrice de sortie / Matrice de sortie mesurée
D	Matrice directe

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

BO	Boucle Ouverte
DDM	Différences De taux de Modulation
DH	Decision Height
EFIS	Electronic Flight Instrument System
FBW	Fly-By-Wire
HSI	Heading Situation Indicator
IFR	Instrument flight roll
GCA	Grounds Controlled Approach
ND	Navigation Display
PA	Pilote Automatique
RVR	Runway Visual Range
SDM	Somme Des Modulations

TABLE DES MATIERES	Page
DEDICACES.....	i
REMERCIEMENTS.....	ii
RESUME.....	iii
Liste des figures et tableau.....	iv
Liste des symboles et unités de mesure.....	vii
Liste des abréviations, sigles et acronymes.....	viii
TABLE DES MATIERES.....	ix
INTRODUCTION.....	xiii

CHAPITRE 1 PRESENTATIONS ET MODELISATION D'UN AERONEF A330.....	01
1.1 Introduction.....	01
1.2 Description de L'avion A330-200.....	01
1.2.1 Présentations.....	01
1.2.2 Les caractéristiques techniques.....	02
a-Dimensions.....	02
b-Masse et capacité d'emport.....	03
c-Motorisation.....	03
d-Performances.....	03
1.3 Trièdres de référence.....	03
a) Un trièdre lié à la terre.....	03
b) Un trièdre lié à l'avion.....	03
c) Un trièdre lié à la vitesse.....	04
1.4 Positions relatives des divers trièdres et matrices de passage associées.....	04
a) Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion.....	04
b) Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre.....	05
c) Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre.....	06
1.5 Equation du mouvement relative à un système d'axe lié à l'avion.....	07
1.5.1 Equation cinématique.....	07
1.5.2 Equation dynamique (Hypothèses).....	09
1.5.3 Calcul de l'accélération et de la dérivée du moment cinétique.....	10
1.6 Développement des équations des forces et des moments suivant un système d'axe fixe.....	11
1.7 Etudes des forces et des moments extérieurs.....	13
a) La force de pesanteur.....	13
b) Les forces de propulsion.....	13
c) Les forces de propulsion.....	13
1.8 Détermination des conditions de vol permanentes.....	14
1.9 Equations générales des petites perturbations.....	14
1.10 Application sur un avion de transport de type AIRBUS A300.....	20
1.10.1 La matrice du mouvement latéral.....	21
1.10.2 La matrice du mouvement longitudinal.....	21
CHAPITRE 2 COMMANDE DE VOL ELECTRIQUE.....	22
2.1 Historique des commandes de vol électriques	22
2.2 Principes de vol.....	22
2.2.1 La force résultante aérodynamique.....	22
2.2.2 L'équilibre des forces.....	22
2.3 Commande de vol.....	24

2.3.1	Les axes et les types CDV.....	24
➤	Les commandes de vol primaires.....	25
➤	Les commandes de vol secondaires.....	25
2.3.2	La commande de vol électrique.....	25
2.3.3	Rôles et évolutions.....	25
2.3.4	Les servocommandes.....	26
2.3.5	Actionneurs hydrostatiques.....	27
2.4	Le plan horizontal réglable.....	28
 CHAPITRE 3 GENERALITE SUR L'AUTOPILOTE.....		29
3.1	Historique.....	29
3.2	Principe du pilote automatique.....	31
3.2.1	Définition	31
3.2.2	Pilote automatique de l'A330-200.....	31
a	-Description.....	31
➤	Flight Management Guidance(FMGEC).....	32
•	Le flight management (FM).....	32
•	Le flight guidance (FG).....	32
•	Flight envelope (FE).....	33
•	The Fault Isolation and Détection System (FIDS).....	33
➤	Multipurpose Control and Display Units (MCDU).....	33
➤	Flight Control Unit (FCU).....	34
b	- Instrument de vol électroniques (EFIS).....	35
➤	Primary flight displays (PFD).....	35
➤	Navigation display (ND).....	35
3.3	Les types de guidages.....	35
3.4	Modes et engagement.....	36
❖	Modes de base.....	36
❖	Modes supérieurs.....	36
3.5	Sécurités à l'engagement du pilote automatique.....	36
3.6	Les situations causent un désengagement automatique du PA.....	37
 CHAPITRE 4 ETUDE DE L'APPROCHE LATERAL ET LONGITUDINAL (ILS, VOR)		
4.1	Introduction.....	38
4.2	Le localizer.....	38
4.2.1	Généralités.....	38
4.2.2	Fonctionnement succinct du système ils.....	39
4.2.3	Étude du système réel.....	40
➤	Rayonnement arrière du système ILS.....	43
4.2.4	Récepteur localizer.....	43
4.3	Le glide path.....	45
4.3.1	Généralistes.....	45
4.3.2	Principe de fonctionnement.....	46
4.3.3	Récepteur glide.....	48
4.4	Les markers.....	51
4.4.1	Caractéristiques générales.....	51
4.4.2	Principe de fonctionnement.....	51
4.4.3	Récepteur de bord.....	52
4.5	Minima opérationnels.....	53

a)	Approches de « non – précision » ou approches classiques.....	53
b)	Approches de précision.....	54
c)	Approches de précision de catégorie I (CAT I).....	54
d)	Approches de précision de catégorie II et III (CAT II, CAT III).....	54
4.6	Catégories ILS.....	55
4.7	VOR.....	56
4.7.1	Introduction.....	56
4.7.2	Les types de VOR.....	56
-	Le TVOR.....	56
-	Le CVOR.....	56
4.7.3	Principe général.....	57
4.7.4	Principe de fonctionnement du CVOR.....	57
➤	Le cône de confusion.....	58
4.7.5	Principe de fonctionnement du DVOR.....	59
➤	Composition de DVOR.....	59
4.7.6	Le but de récepteur a bord.....	60
➤	Principe simplifié du récepteur.....	60
4.7.7	Chaîne manuelle.....	61
➤	Composition de l'indicateur VOR.....	61
➤	Principe de fonctionnement.....	62
4.7.8	Chaîne automatique.....	62
4.7.9	Les erreurs du système.....	64
 CHAPITRE 5 SIMULATION ET RÉSULTATS.....		65
5.1	Introduction.....	65
5.2	Chaines de commande du pilote automatique.....	65
5.3	Commande Proportionnelle Intégrale Dérivée (PID).....	66
1.	Identification.....	66
2.	Calcul des paramètres du PID.....	67
5.4	Mode latéral.....	68
❖	Contrôle Vitesse angulaire de roulis (P).....	68
5.4.1	1 ^{er} Cas (P_1).....	68
a)	Structure en boucle ouverte du système (P_1).....	68
b)	Structure du système avec PID en boucle ouverte (P_1).....	68
c)	Etude du système en boucle ferme (P_1).....	69
5.4.2	2 ^{eme} Cas (P_2).....	70
a)	Etude en boucle ouverte du système (P_2).....	70
b)	Etude du système avec PID en boucle ouverte (P_2).....	71
c)	Etude du système en boucle ferme (P_2).....	71
5.4.3	3 ^{eme} Cas (P_3).....	72
a)	Etude en boucle ouverte du système (P_3).....	72
b)	Etude du système avec PID en boucle ouverte (P_3).....	72
c)	Structure du système en boucle ferme (P_3).....	73
5.5	Mode longitudinale.....	73
❖	Contrôle Angle d'attaque (α).....	73
5.5.1	1 ^{er} Cas (α_1).....	73
a)	Etude en boucle ouverte du système (α_1).....	74
b)	Etude du système avec PID en boucle ouverte (α_1).....	74
c)	Etude du système en boucle ferme (α_1).....	75

5.5.2 2 ^{eme} Cas (α_2).....	75
a) Etude en boucle ouverte du système (α_2).....	76
b) Etude du système avec PID en boucle ouverte (α_2).....	76
c) Etude du système en boucle ferme (α_2).....	77
5.5.3 3 ^{eme} Cas (α_3).....	77
a) Etude en boucle ouverte du système (α_3).....	78
b) Etude du système avec PID en boucle ouverte (α_3).....	78
c) Etude du système en boucle ferme (α_3).....	79
5.6 Conclusion.....	79
CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES.....	80
BIBLIOGRAPHIE.....	81
ANNEXES.....	82

INTRODUCTION

La durée des vols étant généralement assez longue, les pilotes ne peuvent pas tenir les commandes durant autant d'heures. Ceci causerait en plus des erreurs de navigation et une surconsommation du fait du vol instable généré par les mouvements sans cesse correctifs des pilotes. On a alors créé un "pilote automatique" que l'on règle pour qu'il tienne lui-même les commandes de l'avion. Bien évidemment, ce n'est ni un mannequin ni un robot prenant la place du pilote. Le pilote automatique est un système composé essentiellement d'un computer (dans la soute électronique) et un boîtier de commande situé au centre et en haut du tableau de bord, au dessus des instruments principaux. Où l'équipage ordonne une vitesse, une altitude, une direction et bien plus encore que ce pilote automatique se chargera de tenir.

L'introduction des automates dans le pilotage dans l'aviation a profondément modifié le paysage des interfaces homme-systèmes. En fait c'est un bouleversement, plus qu'une simple évolution, qui a été introduit dans ce qu'il est convenu d'appeler le dialogue entre l'homme et la machine. Encore faut-il définir ce qu'est un dialogue. « Conversation entre deux ou plusieurs personnes, contenu d'une conversation, discussion visant à trouver un terrain d'entente », appelé « Dialogue homme-machine ».

À travers l'utilisation du mot « dialogue », l'automate est implicitement défini comme une personne. L'objet qu'est l'automate a bien été conçu par l'homme, avec deux conséquences :

La première est que le dialogue homme-systèmes peut être considéré comme un dialogue vrai entre le concepteur et l'utilisateur de la machine, mais un dialogue en temps différé, avec un décalage temporel entre les représentations mentales respectives de l'un et de l'autre.

La seconde est que le dialogue homme-machine passe à travers les canaux de communication que sont les capteurs sensoriels de l'un et l'instrumentation de l'autre, dans une relation en partie interactive.

Cependant, les commandes de vol électrique rompent la chaîne traditionnelle entre les mains du pilote et les gouvernes de l'avion. En technologie classique, les commandes de vol sont un peu le prolongement des membres du pilote, de la même façon que le senseur analogique peut être considéré comme l'extension de ses capteurs sensoriels. En commandes de vol numérique cette chaîne est remplacée par un calculateur, donc un module d'intelligence artificiel, qui considère l'action sur les commandes comme l'une des entrées d'un système de gestion de la machine intégrée en fonction de la situation.

De façon symétrique, le système retourne une information élaborée à l'équipage, considéré comme un gestionnaire de système. Ce concept est très puissant et il présente d'énormes avantages (entre autres la sécurité du vol), en conséquence du pilote automatique qui gère les commandes de vol, l'homme s'est trouvé éloigné de sa tâche primaire qui est le pilotage, à charge pour le concepteur d'élaborer une stratégie de rapprochement des deux partenaires, l'homme et la machine, en remarquant que ce rapprochement se situe à deux niveaux fondamentaux, la conduite opérationnelle de la machine et l'apprentissage, avec ou sans du transfert de connaissances acquises antérieurement.

Quoi qu'il en soit, dans le pilotage de l'avion, l'homme reste investi de la responsabilité de la gestion des tâches complexes et rares, celles qui ne peuvent être confiées à l'automate. Bien qu'il est à la fois déchargé et dépossédé de la tâche primaire de pilotage par ce même automate. Cette phase de transfert de responsabilité entre l'automate et l'homme doit faire l'objet d'une adaptation précise. L'instrumentation moderne d'un aéronef, construite à partir d'automates, apporte de très grands facteurs de sécurité des vols. Une amélioration supplémentaire de la sécurité sera obtenue au prix d'une connaissance très fine des modes de communication de l'homme avec son partenaire technique.

Ce travail s'articule autour de cinq chapitres. Le premier présente l'avion **A330** ainsi que le modèle mathématique associé à l'**A300**. Le second, introduira les commandes de vol qui constitueront son essentiel. Le troisième chapitre aura pour but l'exposition des généralités sur l'autopilotage. Le quatrième chapitre, quant à lui, plantera les différents paramètres d'approches de l'appareil ainsi que les instruments de navigation y afférent pour y associer enfin un cinquième et dernier chapitre résumant les résultats lors d'une application d'une commande **PID** pour concrétiser le cahier de charge imposé.

1.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons une description sommaire de l'avion A330-200 afin d'établir les équations qui régissent son mouvement. Considéré comme une structure rigide en vol par application de la seconde loi de Newton, nous modéliserons son comportement dynamique à partir de l'action des forces externes auxquelles il est soumis. Le résultat obtenu sera représenté par deux systèmes d'équations linéaires découplés.

Le premier gouvernant son mouvement longitudinal tandis que le second régira son mouvement latéral.

1.2 Description de l'avion A330-200

1.2.1 Présentation

L'Airbus **A330** est un avion de ligne long-courrier de moyenne capacité construit par l'avionneur européen Airbus. Il partage son programme de développement avec l'Airbus A340 avec la différence qu'il s'attaque directement au marché des avions biréacteurs. L'A330 Partage avec cet appareil le fuselage et les ailes, fuselage qui lui-même est en grande partie emprunté à l'Airbus A300 tout comme le cockpit dont la conception est partagée avec l'A320.

L'A330-200 a été développé après l'A330-300, il a effectué son premier vol en 1997. Comparé au -300, il a un fuselage plus court de 5 mètres (presque identique à celui de l'A340-200), ce qui se traduit par une réduction de l'emport de passagers, mais l'emport de carburant est par contre largement accru. L'autonomie y gagne 2000 km. il peut parcourir au maximum 12 500 km. Cet appareil répond donc à la demande créée par la multiplication des vols directs intercontinentaux, il répond au 767-300ER de Boeing. La figure 1.1 présente les différents systèmes. [S1]

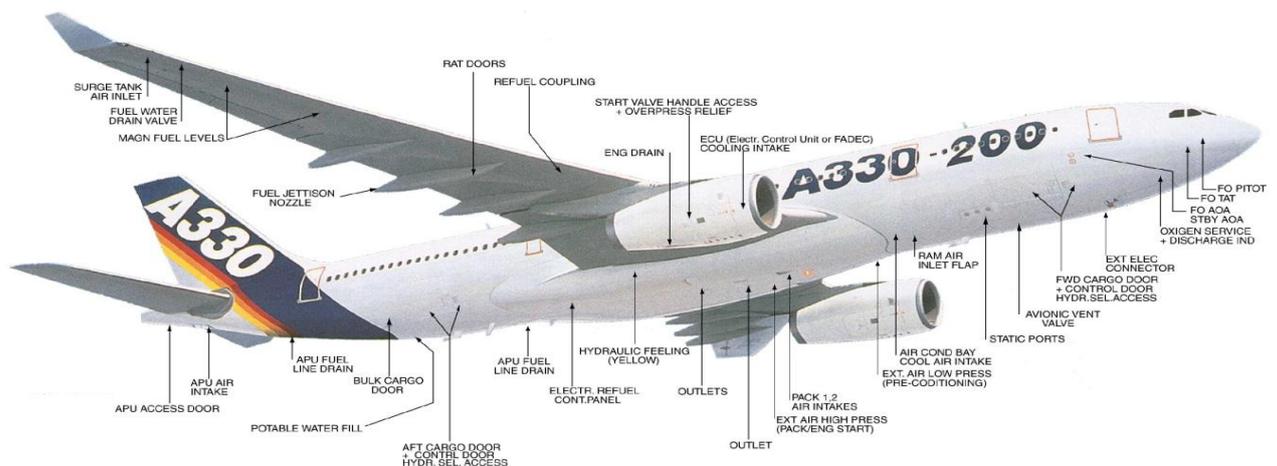


Figure 1.1 : Disposition des différents systèmes de l'A330-200

1.2.2 Caractéristiques techniques

a- Dimensions

Les dimensions générales de l'Airbus A330-200 sont présentées par le tableau 1.1 :

Longueur	Envergure	Hauteur	Aire des ailes
58,8 m	60,3 m	17,4 m	361,6 m ²

Tableau 1.1 : Dimensions d'A330-200

La vue de profil et la vue horizontale de l'avion A330-200 sont présentes par les figures 1.2.a et 1.2.b, successivement.

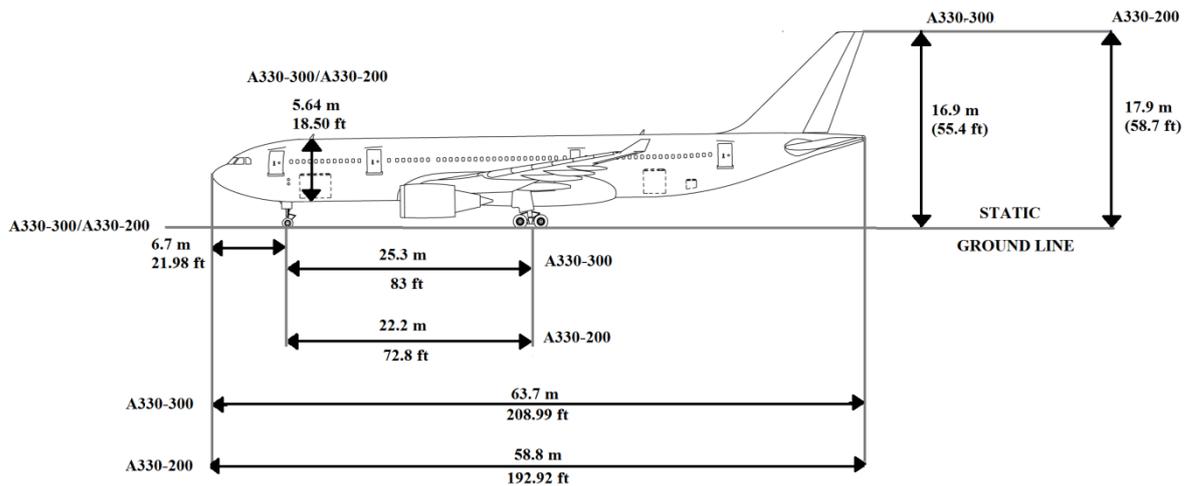


Figure 1.2.a : Dimensions de l'A330-200 par rapport au plan vertical

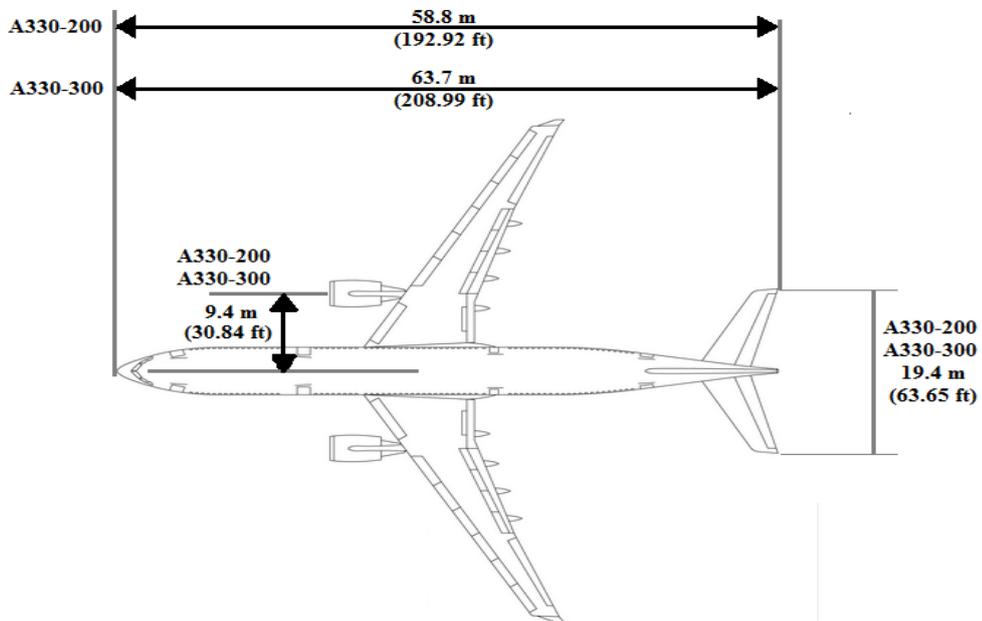


Figure 1.2.b : Dimensions de l'A330-200 par rapport au plan horizontal

b- Masse et capacité d'emport

Max. à vide	Max. au décollage	Nombre de places
120 tonnes	230 tonnes	295 en 3 classes à 335 en 2 classes.

Tableau 1.2 : Masse et capacité d'emport**c- Motorisation**

Le système motorisation est constitué par trois différents types de technologie : soit deux réacteurs de type General Electric CF6-80E1, ou Deux Pratt & Deux Whitney PW4000 ou Rolls-Royce RR Trent 700. Chaque technologie est spécifiée par les la poussée unitaire suivante : CF6 : 300,3 kN, PW4000 : 286,7 kN, Trent700 : 302,5 Kn. [S1]

d- Performances

Vitesse de croisière	Vitesse maximale	Vitesse mach	Autonomie
860 km/h	880 km/h	0.86 UI	12500km (A330-200)/ 10500km (A330-300)

Tableau 1.3 : Performances de l'A330-200**1.3 Trièdres de référence****a) Un trièdre lié à la terre : $Ox_0y_0z_0$**

- La position dans l'espace d'un objet mobile est à priori définie dans un repère "fixe", c'est-à-dire lié à la terre.
- L'origine "O" est fixe par rapport à la terre.
- Oz est orienté suivant la verticale descendante.
- Ox et Oy sont deux directions rectangulaires arbitrairement choisis dans le plan horizontal.

Ce trièdre appelé trièdre normal terrestre.

b) Un trièdre lié à l'avion supposé indéformable : Oxyz

- Ce trièdre est rigidement lié à l'appareil.
- L'origine "O" de ce trièdre est un point fixe de l'avion supposé être le centre de gravité.
- Les axes Ox et Oz sont deux directions rectangulaires arbitrairement choisis dans le plan de symétrie de l'avion.
- L'axe Ox est une direction que l'on doit pouvoir repérer sur l'avion, voisine de l'axe du fuselage et orienté positivement de l'arrière à l'avant de l'avion.

- L'axe Oz normal à Ox et L'axe Oy complète le trièdre.

Ce trièdre est utilisé pour exprimer les forces de propulsions et l'expression des moments.

c) Un trièdre lié à la vitesse, dit trièdre aérodynamique : $Ox_a y_a z_a$

- L'orientation des axes de ce trièdre aérodynamique n'est pas liée "rigidement" à l'avion mais à la vitesse.
- L'origine est un point fixe de l'avion généralement le même que l'origine du trièdre avion.
- L'axe Ox_a est porté par la vitesse et orienté positivement dans le sens de la vitesse.
- L'axe Oz_a est perpendiculaire à Ox_a situé dans le plan de symétrie de l'avion.
- L'axe Oy_a complète le trièdre.

Le repère aérodynamique est souvent utilisé pour exprimer les forces et les coefficients aérodynamiques.

1.4 Positions relatives des divers trièdres et matrices de passage associées

a) Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion

Il faut en général trois angles pour définir la position d'un trièdre par rapport à un autre. Dans le cas qui nous intéresse ici, deux angles suffisent puisque l'axe Oz_a est situé par définition dans le plan de symétrie de l'avion OxZ

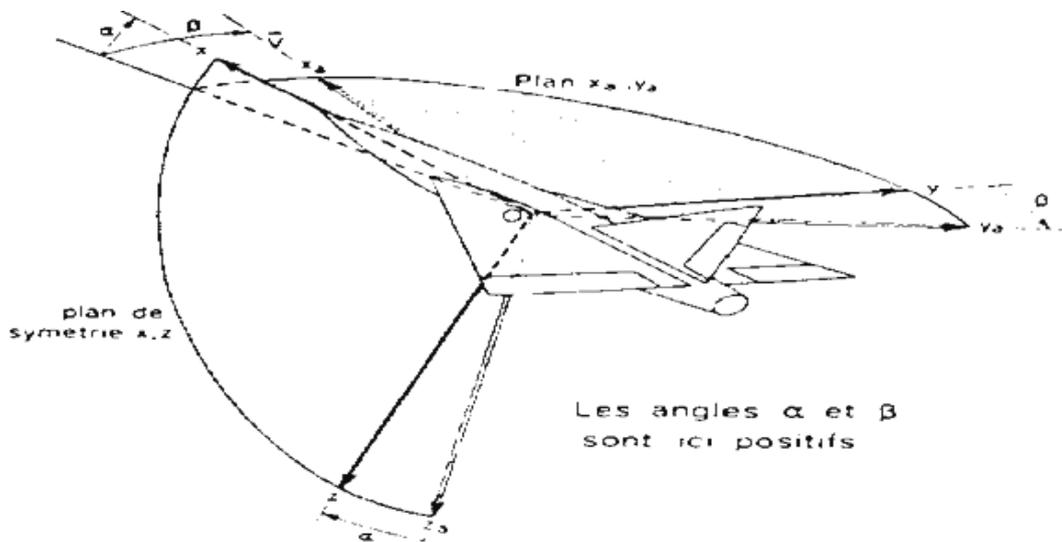


Figure 1.3 : Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre avion.

- L'angle d'incidence α est l'angle de l'axe Ox avec le plan $Ox_a Oy_a$ du trièdre aérodynamique.
- L'angle de dérapage β est l'angle de l'axe Ox_a avec le plan de symétrie Oxz de l'avion

Matrice de passage d'un trièdre aérodynamique à un trièdre avion

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix}$$

$$T = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix}$$

b) Position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre

La position du trièdre avion $Oxyz$ peut être repérée par rapport au trièdre terrestre par plusieurs systèmes d'angles d'Euler. En définit trois rotations successives :

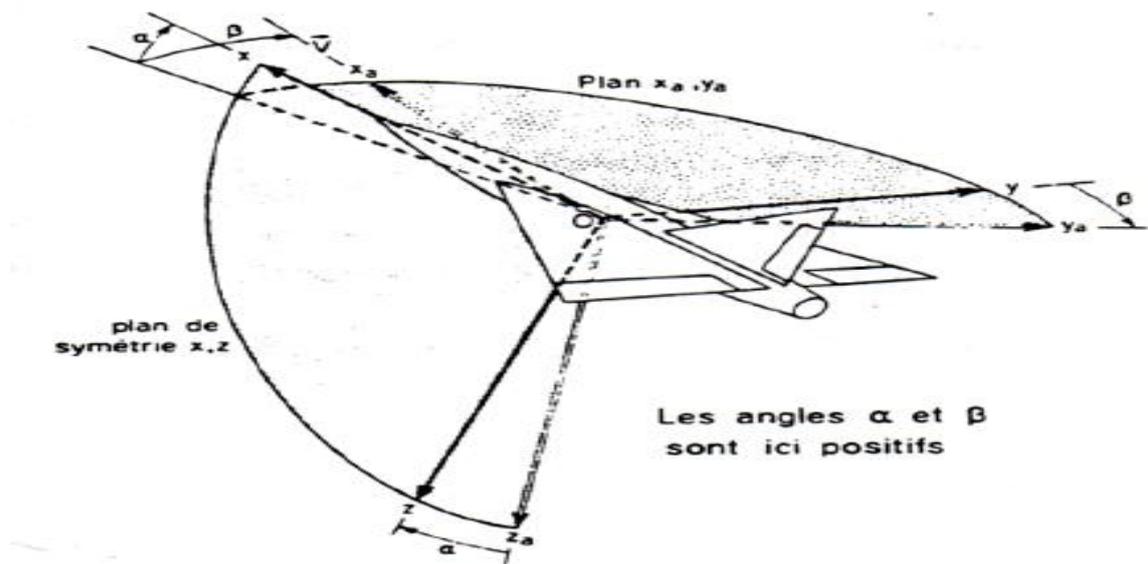


Figure 1.4 : position du trièdre avion par rapport au trièdre normal terrestre

Les angles Ψ, Θ, Φ portent respectivement les noms d'azimut, d'assiette longitudinale et d'angle de gîte

Matrice de passage d'un trièdre avion à un trièdre normal terrestre :

$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = [R] \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta & \sin \Psi \cos \Theta & -\sin \Theta \\ \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi & \cos \Psi \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi & \cos \Theta \sin \Phi \\ \sin \Psi \sin \Phi + \cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Phi & \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix}$$

c) **Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre :**

La position du trièdre aérodynamique $Ox_a y_a z_a$ par rapport au trièdre normal terrestre $Ox_0 y_0 z_0$ est repérée habituellement par un système de trois angles d'Euler :

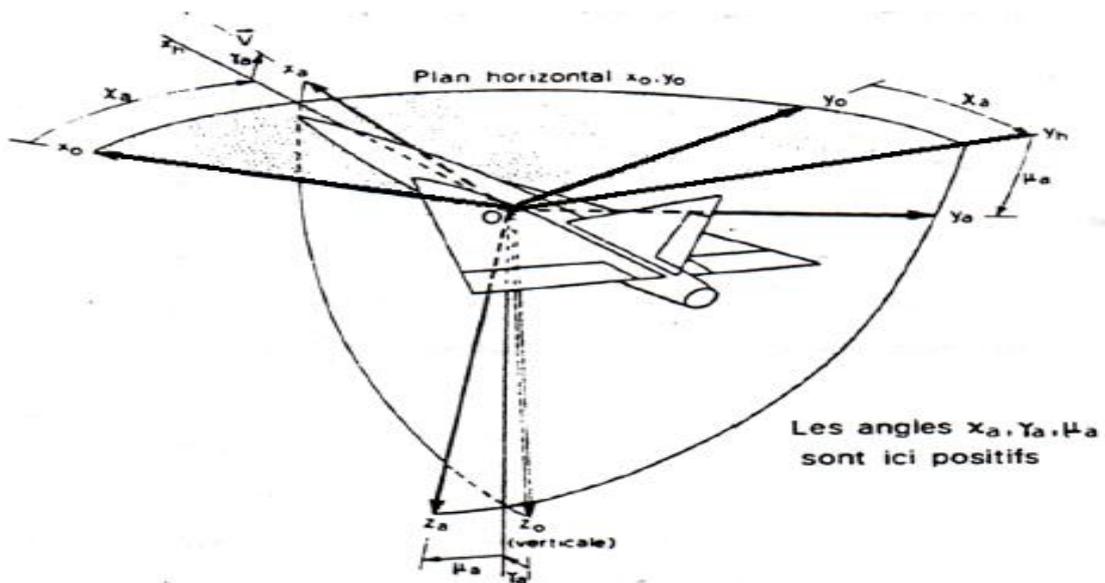


Figure 1.5 : trièdre aérodynamique par rapport au trièdre normal terrestre

Les angles χ , γ et μ portent respectivement les noms d'azimut aérodynamique, de pente aérodynamique et angle de gîte aérodynamique

Matrice de passage d'un trièdre aérodynamique à un trièdre normal terrestre :

$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = [R'] \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix}$$

$$R' = \begin{bmatrix} \cos \chi_a \cos \gamma_a & \sin \chi_a \cos \gamma_a & -\sin \gamma_a \\ \cos \chi_a \sin \gamma_a \sin \mu_a - \sin \chi_a \cos \gamma_a & \cos \chi_a \cos \mu_a + \sin \chi_a \sin \gamma_a \sin \mu_a & \cos \gamma_a \sin \mu_a \\ \sin \chi_a \sin \gamma_a + \cos \chi_a \sin \gamma_a \cos \mu_a & \sin \chi_a \sin \gamma_a \cos \mu_a - \cos \chi_a \sin \mu_a & \cos \gamma_a \cos \mu_a \end{bmatrix}$$

1.5 Equation du mouvement relative à un système d'axe lié à l'avion

Nous représentons dans ce tableau les différentes grandeurs utilisées dans les équations du mouvement

Axes	X	Y	Z
Vitesse linéaire	U	V	W
Vitesse angulaire	P	Q	R
Somme des moments	ΣL	ΣM	ΣN
Angle de rotation	Φ	Θ	Ψ
Somme des forces	ΣF_x	ΣF_y	ΣF_z
Moment cinétique	h_x	h_y	h_z
Moment d'inertie	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}

Tableau 1.4 : grandeurs utilisées dans les équations des mouvements

1.5.1 Equation cinématique

La vitesse d'un point situé dans un repère mobile Pxyz par rapport à un repère fixe est donnée par la relation suivante :

$$\dot{\vec{OM}} = \dot{\vec{OP}} + \Omega \wedge \vec{PM} \quad (1.1)$$

Avec :

$$\Omega = p \vec{i} + q \vec{j} + r \vec{k} \quad (1.2)$$

La position relative du trièdre avion Oxyz par rapport au trièdre terrestre Ox₀y₀z₀ est définie par les trois angles Ψ, Θ, Φ .

En reprenant la définition des angles Ψ, Θ, Φ une rotation Ψ autour de l'axe Oz_0 une rotation Θ autour de l'axe Oy_h et une rotation Φ autour de l'axe Ox
Par conséquent :

$$\vec{\Omega} = \dot{\Psi} \vec{k}_0 + \dot{\Theta} \vec{j}_h + \dot{\Phi} \vec{i} \quad (1.3)$$

Avec :

- \vec{k}_0 est le vecteur unitaire de l'axe Oz_0
- \vec{j}_h est le vecteur unitaire de l'axe Oy_h
- \vec{i} vecteur unitaire de l'axe Ox

La matrice de transformation R permet d'écrire :

$$\vec{k}_0 = -\sin \Theta \vec{i} + \cos \Theta \sin \Phi \vec{j} + \cos \Theta \cos \Phi \vec{k} \quad (1.4)$$

Par ailleurs.

$$\vec{j}_h = \cos \Phi \vec{j} - \sin \Phi \vec{k} \quad (1.5)$$

Remplaçant (1.4) et (1.5) dans (1.3) on aura :

$$\vec{\Omega} = (-\dot{\Psi} \sin \Theta + \dot{\Phi}) \vec{i} + (\dot{\Psi} \cos \Theta \sin \Phi + \dot{\Theta} \cos \Phi) \vec{j} + (\dot{\Psi} \cos \Theta \cos \Phi - \dot{\Theta} \sin \Phi) \vec{k} \quad (1.6)$$

Ainsi, les composantes de $\vec{\Omega}$ dans le référentiel avion s'écrivent

$$\begin{aligned} p &= -\dot{\Psi} \sin \Theta + \dot{\Phi} \\ q &= \cos \Theta \sin \Phi \dot{\Psi} + \cos \Phi \dot{\Theta} \\ r &= \cos \Theta \cos \Phi \dot{\Psi} - \sin \Phi \dot{\Theta} \end{aligned} \quad (1.7)$$

ou bien, sous la forme matricielle

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & \cos \Phi & \cos \Theta \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix}$$

Les relations inverses s'écrivent alors

$$\begin{aligned} \dot{\Phi} &= p + \operatorname{tg} \Theta (q \sin \Phi + r \cos \Phi) \\ \dot{\Theta} &= q \cos \Phi - r \sin \Phi \end{aligned} \quad (1.8)$$

$$\dot{\Psi} = \frac{q \sin \Phi + r \cos \Phi}{\cos \Theta}$$

En écrivant que les dérivées des coordonnées x, y, H du centre de gravité sont égales à $u_g, v_g, -w_g$ ou u_g, v_g, w_g sont les coordonnées du vecteur vitesse \vec{v} sur le trièdre terrestre il vient :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u_g = u \cos \Psi \cos \Theta + v(-\sin \Psi \cos \Phi + \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi) + \\ &\quad w(\sin \Psi \sin \Phi + \cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi) \\ \dot{y} &= v_g = u \sin \Psi \cos \Theta + v(\cos \Psi \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi) + \\ &\quad w(-\cos \Psi \sin \Phi + \sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi) \\ \dot{H} &= -w_g = u \sin \Theta - v \cos \Theta \sin \Phi - w \cos \Theta \cos \Phi \end{aligned} \tag{1.9}$$

1.5.2 Equation dynamique

Avant d'entamer l'étude dynamique, on doit imposer des hypothèses spécifiant la nature du corps à étudier et le milieu ou il est placé.

Hypothese 1	La terre est supposé plate et fixe dans l'espace, et l'atmosphère terrestre est supposée fixée à la terre.
Hypothèse 2	L'avion est supposé un corps rigide; ainsi, la distance entre deux points quelconques de ce corps est invariante.
Hypothèse 3	La masse totale de l'avion est supposé constante durant notre étude $\frac{dm}{dt} = 0$.

Tableau 1.5 : Les hypothèses (nature du corps et le milieu ou il est place)

Les équations générales du mouvement s'écrivent :

$$\begin{cases} m \frac{d \vec{v}}{dt} = \Sigma F_e \\ \frac{d \vec{h}}{dt} = \Sigma M_e \end{cases} \tag{1.10}$$

- $\frac{d\vec{v}}{dt}$ représente l'accélération du centre de gravité de l'avion par rapport à un système de référence galiléen (on suppose que le trièdre normal terrestre est un trièdre galiléen).
- \vec{h} représente le moment cinétique de l'avion autour du centre de gravité.
- ΣF_e la résultante des forces extérieures agissant sur l'avion (force de pesanteur $m\vec{g}$, forces aérodynamique \vec{F}_A , force de propulsion \vec{F}_T).
- ΣM_e le moment résultant des différentes forces agissant sur l'avion (moment des forces aérodynamique et moment des forces de propulsion).

1.5.3 Calcul de l'accélération et de la dérivée du moment cinétique

La matrice de transfère T permet d'écrire les composantes u, v, w de la vitesse \vec{v} dans le trièdre avion (composantes (V, 0,0) aérodynamique par définition)

$$\begin{aligned} u &= V \cos \beta \cos \alpha \\ v &= V \sin \beta \\ w &= V \cos \beta \sin \alpha \end{aligned} \quad (1.11)$$

Alors l'expression des forces devienent :

$$\begin{aligned} \Sigma F_x &= m \vec{g}_x + \vec{F}_{Ax} + \vec{F}_{Tx} = \frac{d}{dt} m u \\ \Sigma F_y &= m \vec{g}_y + \vec{F}_{Ay} + \vec{F}_{Ty} = \frac{d}{dt} m v \\ \Sigma F_z &= m \vec{g}_z + \vec{F}_{Az} + \vec{F}_{Tz} = \frac{d}{dt} m w \end{aligned} \quad (1.12)$$

Pour développer l'expression des moments cinétique, on Suppose un élément de masse ∂m qui tourne avec une vitesse angulaire Ω .

Le moment de quantité de mouvement élémentaire de l'élément ∂m est donné par :

$$\partial h = (\vec{R} \wedge \vec{v}) \partial m \quad (1.13)$$

La vitesse de cette élément dans un corps rigide rotationnel est donné par :

$$\vec{v} = \vec{v}_c + \vec{\Omega} \wedge \vec{R} \quad (1.14)$$

Tel que \vec{R} est le rayon vecteur issu du centre de gravité pour positionner l'élément de masse ∂m , et \vec{v}_c est la vitesse du centre de gravité de l'avion.

Remplaçant Eq (1.14) dans Eq (1.13) on obtient :

$$\begin{aligned}
\vec{h} &= \sum \vec{R} \wedge (\vec{v}_c + \vec{\Omega} \wedge \vec{R}) \partial m \\
&= \sum \vec{R} \wedge \vec{v}_c \partial m + \sum \vec{R} \wedge (\vec{\Omega} \wedge \vec{R}) \partial m
\end{aligned} \tag{1.15}$$

Comme \vec{v}_c est constant par rapport à la sommation, et comme $\sum \vec{R} \partial m = 0$

Alors :

$$\sum (\vec{R} \partial m) \wedge \vec{v}_c = 0$$

Comme le vecteur \vec{R} a les composantes (x, y, z) alors l'équation devient :

$$\vec{h} = \Omega \sum (x^2 + y^2 + z^2) \partial m - \sum \vec{R} (px + qy + rz) \partial m \tag{1.16}$$

Les composantes scalaires de cette équation sont :

$$\begin{aligned}
h_x &= p \sum (y^2 + z^2) \partial m - q \sum xy \partial m - r \sum xz \partial m \\
h_y &= -p \sum xy \partial m + q \sum (x^2 + z^2) \partial m - r \sum yz \partial m \\
h_z &= -p \sum xz \partial m - q \sum yz \partial m + r \sum (x^2 + y^2) \partial m
\end{aligned} \tag{1.17}$$

par ailleurs si A,B,C sont respectivement les moments d'inertie (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) et D,E,F sont les produits d'inertie respectivement de l'avion I_{yz}, I_{xz}, I_{xy} par rapport aux axes avion Oxyz , le moment cinétique h devient :

$$\begin{aligned}
h_x &= Ap - Fq - Er \\
h_y &= -Fp + Bq - Dr \\
h_z &= -Ep - Dq + Cr
\end{aligned} \tag{1.18}$$

Le plan Gxy est le plan de symétrie, alors : $I_{yz} = I_{xy} = 0$ ($D = F = 0$).

Du fait que le système d'axes, adopté pour déterminer les équations du mouvement est fixé à l'avion et est en mouvement avec lui-même, la position et l'orientation de l'avion ne peuvent être décrites par ce système d'axes. Ainsi on est amené à introduire un système d'axes fixes.

1.6 Développement des équations des forces et des moments suivant système d'axe fixe

L'accélération mesurée dans un système d'axe fixe est donné par

$$\frac{d\vec{v}}{dt} \Big|_{x_0 y_0 z_0} = \frac{d\vec{v}_c}{dt} \Big|_{xyz} + \vec{\Omega} \wedge \vec{v} \tag{1.19}$$

$\vec{\Omega}$ voir Eq (1.2), et \vec{v} peut être écrit sous la forme de ses composantes :

$$\vec{v} = u \vec{i} + v \vec{j} + w \vec{k} \quad (1.20)$$

Et

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

De même :

$$\vec{\Omega} \wedge \vec{v} = \vec{i} (qw - vr) + \vec{j} (ur - wp) + \vec{k} (vp - uq)$$

L'expression de la résultante des forces extérieures s'écrit comme :

$$\begin{aligned} \sum F_x &= m (\dot{u} + qw - vr) \\ \sum F_y &= m (\dot{v} + ur - wp) \\ \sum F_z &= m (\dot{w} + vp - uq) \end{aligned} \quad (1.21)$$

De la même façon, La variation du moment cinétique dans un axe fixe s'écrit :

$$\left. \frac{dh}{dt} \right|_{x_0 y_0 z_0} = \left. \frac{dh}{dt} \right|_{xyz} + \vec{\Omega} \wedge \vec{h} \quad (1.22)$$

Pour avoir Les composantes de $\left. \frac{dh}{dt} \right|_{xyz}$, on dérive Eq (1.16)

$$\begin{aligned} \frac{dh_x}{dt} &= A \dot{p} - F \dot{q} - E \dot{r} \\ \frac{dh_y}{dt} &= -F \dot{p} + B \dot{q} - D \dot{r} \\ \frac{dh_z}{dt} &= -E \dot{p} - D \dot{q} + C \dot{r} \end{aligned} \quad (1.23)$$

$$\vec{\Omega} \wedge \vec{h} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ p & q & r \\ h_x & h_y & h_z \end{vmatrix}$$

On aura

$$\vec{\Omega} \wedge \vec{h} = \vec{i} (qh_z - rh_y) + \vec{j} (rh_x - ph_z) + \vec{k} (ph_y - qh_x)$$

L'expression du moment résultant s'écrit comme :

$$\begin{aligned}\Sigma L &= \frac{dh_{x0}}{dt} = A \dot{p} - F \dot{q} - E \dot{r} + qr(C - B) + p(Fr - qE) + D(r^2 - q^2) \\ \Sigma M &= \frac{dh_{y0}}{dt} = B \dot{q} - D \dot{r} - F \dot{p} + pr(A - C) + E(p^2 - r^2) + q(Dp - Fr) \\ \Sigma N &= \frac{dh_{z0}}{dt} = C \dot{r} - E \dot{p} - D \dot{q} + pq(B - A) + r(Eq - Dp) + F(q^2 - p^2)\end{aligned}\quad (1.24)$$

1.7 Etudes des forces et des moments extérieurs :

Nous venons de voir l'expression des premiers membres des relations (1.10) étudiant maintenant les seconds membres.

a) La force de pesanteur :

Le poids $m \vec{g}$ est porté par l'axe Oz_0 , d'après la matrice R les composantes du poids

$m \vec{g}$ dans le trièdre avion Oxyz sont donc :

- Sur l'axe Ox : $-mg \sin \Theta$
- Sur l'axe Oy : $mg \cos \Theta \sin \Phi$
- Sur l'axe Oz : $mg \cos \Theta \cos \Phi$

(1.25)

On peut constater que l'angle d'azimute Ψ n'existe pas dans cette équation, la raison est la supposition que la terre est plate dans l'hypothèse 1.

Elle a pour composantes par définition des coefficients C_x, C_y, C_z :

$$\text{Sur l'axe Ox : } \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x$$

$$\text{Sur l'axe Oy : } \frac{1}{2} \rho S V^2 C_y$$

$$\text{Sur l'axe Oz : } \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$$

(1.26)

b) Les forces de propulsion :

Ils ont pour composantes $F_{Tx}, 0, F_{Tz}$ (nous supposons que les forces de propulsion n'ont pas de composante perpendiculaire au plan de symétrie).

c) Le moment de la force aérodynamique a pour composantes :

$$\text{Sur l'axe Ox : } \frac{1}{2} \rho S \ell V^2 C_l$$

$$\text{Sur l'axe Oy : } \frac{1}{2} \rho S \ell V^2 C_m$$

$$\text{Sur l'axe Oz : } \frac{1}{2} \rho S \ell V^2 C_n$$

(1.27)

Remarque

Les équations des forces (1.21) et des moments (1.24), sont les équations générales du mouvement d'un aéronef. D'une vue mathématique, les équations cinématique (1.7), des forces (1.21) et des moments (1.24) composent neuf équation différentiel avec neuf variables :

Les composantes de la vitesse (u, v, w), la vitesse angulaire (p, q, r) et les angle d'Euler (Ψ, Θ, Φ).

1.8 Détermination des conditions de vol permanentes

Nous appellerons conditions de vol permanentes tout mouvement pour lequel les paramètres suivants $\Phi, \Theta, u, v, w, p, q, r$ Sont constants.

Les paramètres Φ, Θ, p, q, r sont alors liés par les deux relations cinématiques :

$$\begin{aligned}\dot{\Theta} &= q_0 \cos \Phi_0 - r_0 \sin \Phi_0 = 0 \\ \dot{\Phi} &= p_0 + \operatorname{tg} \Theta_0 (q_0 \sin \Phi_0 + r_0 \cos \Phi_0) = 0\end{aligned}\quad (1.28)$$

Le système de force conduisant à ce mouvement permanent est donné par :

$$\begin{aligned}X_0 &= m (q_0 w_0 - r_0 v_0) + mg \sin \Theta_0 \\ Y_0 &= m (r_0 u_0 - p_0 w_0) - mg \cos \Theta_0 \sin \Phi_0 \\ Z_0 &= m (p_0 v_0 - q_0 u_0) - mg \cos \Theta_0 \cos \Phi_0 \\ L_0 &= (C - B) q_0 r_0 + p_0 (F r_0 - E q_0) + D (r_0^2 - q_0^2) \\ M_0 &= (A - C) r_0 p_0 + q_0 (D p_0 - F r_0) + E (p_0^2 - r_0^2) \\ N_0 &= (B - A) p_0 q_0 + r_0 (E q_0 - D p_0) + F (q_0^2 - p_0^2)\end{aligned}\quad (1.29)$$

Par conséquent une trajectoire permanente est définie par six paramètres indépendants

1.9 Equations générales des petites perturbations

En soustrayant des équations générales du mouvement régissant $\Phi, \Theta, u, v, w, p, q, r, H$

$$\begin{aligned}\dot{\Theta} &= q \cos \Phi - r \sin \Phi \\ \dot{\Phi} &= p + \operatorname{tg} \Theta (q \sin \Phi + r \cos \Phi) \\ \dot{\Psi} &= u \sin \Theta - v \cos \Theta \sin \Phi - w \cos \Theta \cos \Phi \\ m (\dot{u} + q w - v r) &= X - mg \sin \Theta \\ m (\dot{v} + u r - w p) &= Y + mg \cos \Theta \sin \Phi\end{aligned}\quad (1.30)$$

$$\begin{aligned}
m(\dot{w} + v\dot{p} - u\dot{q}) &= Z + mg \cos \Theta \cos \Phi \\
L &= A\dot{p} - F\dot{q} - E\dot{r} + qr(C - B) - p(Fr - qE) + D(r^2 - q^2) \\
M &= B\dot{q} - D\dot{r} - F\dot{p} + pr(A - C) + E(p^2 - r^2) + q(Dp - Fr) \\
N &= C\dot{r} - E\dot{p} - D\dot{q} + pq(B - A) + r(Eq - Dp) + F(q^2 - p^2)
\end{aligned}$$

Les équations d'équilibre sont:

$$\begin{aligned}
q_0 \cos \Phi_0 - r_0 \sin \Phi_0 &= 0 \\
p_0 + \tan \Theta_0 (q_0 \sin \Phi_0 + r_0 \cos \Phi_0) &= 0 \\
v_0 \sin \gamma_0 = u_0 \sin \Theta_0 - v_0 \cos \Theta_0 \sin \Phi_0 - w_0 \cos \Theta_0 \cos \Phi_0 \\
m(q_0 w_0 - r_0 v_0) &= X_0 - mg \sin \Theta_0 \\
m(r_0 u_0 - p_0 w_0) &= Y_0 + mg \cos \Theta_0 \sin \Phi_0 \\
m(p_0 v_0 - q_0 u_0) &= Z_0 + mg \cos \Theta_0 \cos \Phi_0 \\
L_0 &= (C - B) q_0 r_0 + p_0 (Fr_0 - Eq_0) + D(r_0^2 - q_0^2) \\
M_0 &= (A - C) r_0 p_0 + q_0 (Dp_0 - Fr_0) + E(p_0^2 - r_0^2) \\
N_0 &= (B - A) p_0 q_0 + r_0 (Eq_0 - Dp_0) + F(q_0^2 - p_0^2)
\end{aligned} \tag{1.31}$$

Et en considérant les variables

$$\bar{\Phi} = \Phi - \Phi_0 \quad \bar{u} = u - u_0 \quad \bar{v} = v - v_0 \quad \bar{w} = w - w_0 \quad \bar{H} = H - H_0 \quad \bar{p} = p - p_0 \quad \bar{q} = q - q_0 \quad \bar{r} = r - r_0$$

Comme des premiers ordres par rapport aux valeurs de $\Theta_0, \Phi_0, p_0, q_0, r_0, u_0, v_0, w_0$

Les équations régissant les variables $\bar{\Phi}, \bar{\Theta}, \bar{H}, \bar{u}, \bar{v}, \bar{w}, \bar{p}, \bar{q}, \bar{r}$ et les variations des composantes du système de force et du moment sont bien détaillé dans [1].

Les neuf variables $\bar{\Phi}, \bar{\Theta}, \bar{H}, \bar{u}, \bar{v}, \bar{w}, \bar{p}, \bar{q}, \bar{r}$ sont donc régies par un système de neuf équations que l'on peut écrire sous la forme :

$$\begin{bmatrix} \dot{\Theta} \\ \dot{\Phi} \\ \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{H}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & A_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 & A_{17} & A_{18} & 0 \\ A_{21} & A_{22} & 0 & 0 & 0 & 1 & A_{27} & A_{28} & 0 \\ A_{31} & 0 & A_{33} & A_{34} & A_{35} & A_{36} & A_{37} & A_{38} & A_{39} \\ A_{41} & A_{42} & A_{43} & A_{44} & A_{45} & A_{46} & A_{47} & A_{48} & A_{49} \\ A_{51} & A_{52} & A_{53} & A_{54} & A_{55} & A_{56} & A_{57} & A_{58} & A_{59} \\ 0 & 0 & \lambda_U & \lambda_v & \lambda_w & \lambda_p & \lambda_q & \lambda_r & \lambda_H \\ 0 & 0 & \mu_U & \mu_v & \mu_w & \mu_p & \mu_q & \mu_r & \mu_H \\ 0 & 0 & v_u & v_v & v_w & v_p & v_q & v_r & v_H \\ A_{91} & A_{92} & A_{93} & A_{94} & A_{95} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{\Theta} \\ \bar{\Phi} \\ \bar{u} \\ \bar{v} \\ \bar{w} \\ \bar{p} \\ \bar{q} \\ \bar{r} \\ \bar{H} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} & B_{34} \\ B_{41} & B_{42} & B_{43} & 0 \\ B_{51} & B_{52} & B_{53} & B_{54} \\ \lambda_{\delta_\ell} & \lambda_{\delta_m} & \lambda_{\delta_n} & \lambda_{\delta_x} \\ \mu_{\delta_\ell} & \mu_{\delta_m} & \mu_{\delta_n} & \mu_{\delta_x} \\ v_{\delta_\ell} & v_{\delta_m} & v_{\delta_n} & v_{\delta_x} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_\ell \\ \delta_m \\ \delta_n \\ \delta_x \end{bmatrix} = 0 \quad (1.32)$$

Avec :

δ_ℓ : Gouverne de gauchissement δ_n : gouverne de direction
 δ_m : Gouverne de direction δ_x : commande moteur

Avec $\dot{\bar{H}}^* = \dot{\bar{H}} - V_0 \sin \gamma_0$

$$\text{et} \quad \begin{cases} A_{12} = -q_0 \sin \Phi_0 - r_0 \cos \Phi_0 \\ A_{17} = \cos \Phi_0 \\ A_{18} = -\sin \Phi_0 \\ A_{21} = \frac{q_0 \sin \Phi_0 + r_0 \cos \Phi_0}{\cos^2 \Theta_0} \\ A_{22} = tg \Theta_0 (q_0 \cos \Phi_0 - r_0 \sin \Phi_0) \\ A_{27} = \sin \Phi_0 tg \Theta_0 \\ A_{28} = \cos \Phi_0 tg \Theta_0 \end{cases} \quad (1.33)$$

Et avec $Q = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 / m$

$$\left\{ \begin{array}{l}
 A_{31} = -g \cos \Theta \\
 A_{33} = \frac{Q}{V_0} [2C_x^0 \cos \alpha_0 - C_{x\alpha}^0 \sin \alpha_0 + C_{x\mu}^0 \mu_0 \cos \alpha_0] + \frac{1}{m} \cos \alpha_0 \cos \varpi \frac{\partial F}{\partial V} \\
 A_{34} = \frac{Q}{V_0} C_{x\beta}^0 + r_0 \\
 A_{35} = \frac{Q}{V_0} [2C_x^0 \sin \alpha_0 - C_{x\alpha}^0 \cos \alpha_0 + C_{x\mu}^0 \mu_0 \sin \alpha_0] + \frac{1}{m} \cos \alpha_0 \cos \varpi \frac{\partial F}{\partial V} \\
 A_{36} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{xp}^0 \\
 A_{37} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{xq}^0 - w_0 \\
 A_{38} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{xr}^0 \\
 A_{39} = Q \left[\frac{1}{\rho_0} \frac{d\rho}{dH} C_x^0 + C_{x\mu}^0 \frac{k}{2} \frac{\mu_0}{T_0} \right] + \frac{1}{m} \cos \varpi \frac{\partial F}{\partial H}
 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l}
 A_{41} = -g \sin \Phi_0 \sin \Theta_0 \\
 A_{42} = g \cos \Theta_0 \cos \Phi_0 \\
 A_{43} = \frac{Q}{V_0} [-C_{Y\alpha}^0 \sin \alpha_0 + C_{Y\mu}^0 \mu_0 \cos \alpha_0] - r_0 \\
 A_{44} = \frac{Q}{V_0} C_{Y\beta}^0 \\
 A_{45} = \frac{Q}{V_0} [-C_{Y\alpha}^0 \cos \alpha_0 + C_{Y\mu}^0 \mu_0 \sin \alpha_0] + p_0 \\
 A_{46} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{Yp}^0 + w_0 \\
 A_{47} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{Yq}^0 \\
 A_{48} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{Yr}^0 - u_0 \\
 A_{49} = Q C_{Y\mu}^0 \frac{k}{2} \frac{\mu_0}{T_0}
 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l}
 A_{51} = -g \cos \Phi_0 \sin \Theta_0 \\
 A_{52} = -g \sin \Phi_0 \cos \Theta_0 \\
 A_{53} = \frac{Q}{V_0} [2C_z^0 \cos \alpha_0 - C_{z\alpha}^0 \sin \alpha_0 + C_{z\mu}^0 \mu_0 \cos \alpha_0] + \frac{1}{m} \cos \alpha_0 \sin \varpi \frac{\partial F}{\partial V} + q_0 \\
 A_{54} = \frac{Q}{V_0} C_{z\beta}^0 - p_0 \\
 A_{55} = \frac{Q}{V_0} [2C_z^0 \sin \alpha_0 + C_{z\alpha}^0 \cos \alpha_0 + C_{z\mu}^0 \mu_0 \sin \alpha_0] + \frac{1}{m} \sin \alpha_0 \sin \varpi \frac{\partial F}{\partial V} \\
 A_{56} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{z\dot{p}}^0 \\
 A_{57} = \frac{Q}{V_0} C_{z\dot{\beta}}^0 - u_0 \\
 A_{58} = \frac{Q\ell}{V_0} C_{z\dot{r}}^0 \\
 A_{59} = Q \left[\frac{1}{\rho_a} \frac{d\rho}{dH} C_{z\mu}^0 \frac{K}{2} \frac{\mu_0}{T_0} \right] + \frac{1}{m} \sin \varpi \frac{\partial F}{\partial H} \\
 B_{31} = QC_{x\delta\ell} \quad B_{51} = QC_{z\delta\ell} \\
 B_{32} = QC_{x\delta m} \quad B_{41} = QC_{Y\delta\ell} \quad B_{52} = QC_{z\delta m} \\
 B_{33} = QC_{x\delta n} \quad B_{42} = QC_{Y\delta m} \quad B_{53} = QC_{z\delta n} \\
 B_{34} = \frac{\cos \varpi}{m} \frac{\partial F}{\partial \delta_x} \quad B_{43} = QC_{Y\delta n} \quad B_{54} = \frac{\sin \varpi}{m} \frac{\partial F}{\partial \delta_x}
 \end{array} \right. \quad (1.34)$$

$$\left\{ \begin{array}{l}
 A_{91} = w_0 \cos \Phi_0 \sin \Theta_0 + u_0 \cos \Theta_0 \\
 A_{92} = w_0 \sin \Phi_0 \cos \Theta_0 \\
 A_{93} = \sin \Theta_0 \\
 A_{94} = -\sin \Phi_0 \cos \Theta_0 \\
 A_{95} = -\cos \Theta_0 \cos \Phi_0
 \end{array} \right.$$

Faisons maintenant les hypothèses suivantes

a) Conditions d'équilibre

Vol symétrique en ressource dans le plan vertical

$$p_0=r_0=0 \quad \Phi_0 = 0$$

b) Les coefficients aérodynamique longitudinaux ne dépendent pas du dérapage β et de vitesse de roulis \mathbf{P} et de lacet \mathbf{r} .

$C_{x\beta} = C_{z\beta} = C_{x\dot{p}} = C_{x\dot{r}} = C_{z\dot{p}} = C_{z\dot{r}} = 0$	$C_{m\beta} = C_{m\dot{p}} = C_{m\dot{r}} = 0$
---	--

Tableau 1.6 : Coefficients aérodynamiques longitudinaux

- c) Les coefficients aérodynamiques latéraux ne dépendent pas de l'incidence α , ni de la vitesse de tangage q ni du nombre de mach μ .

$C_{y\alpha} = C_{y\mu} = 0$	$C_{l\alpha} = C_{l\mu} = 0$	$C_{n\alpha} = C_{n\mu} = C_{nq} = 0$
------------------------------	------------------------------	---------------------------------------

Tableau 1.7: Coefficients aérodynamiques latéraux

- d) l'avion est non seulement géométriquement mais aussi massivement symétrique ainsi

$$D = E = 0$$

Et les moments d'équilibrage latéraux L_0 , N_0 sont nuls.

Dans ces conditions il est facile de voir que le système des neuf équations du moment libre se sépare en deux sous système indépendants :

Le système longitudinal qui s'écrit

$$\begin{bmatrix} \dot{\Theta} \\ \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -g \cos \Theta_0 & A_{33} & A_{35} & A_{37} & A_{39} \\ -g \sin \Theta_0 & A_{53} & A_{55} & A_{57} & A_{59} \\ 0 & \mu_u & \mu_w & \mu_q & \mu_H \\ A_{91} & \sin \Theta_0 & -\cos \Theta_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \overline{\Theta} \\ \overline{u} \\ \overline{w} \\ \overline{q} \\ \overline{H} \end{bmatrix} \quad (1.35)$$

Le système latéral

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 \operatorname{tg} \Theta_0 & 0 & 1 & \operatorname{tg} \Theta_0 \\ g \cos \Theta_0 & A_{44} & A_{46} & A_{48} \\ 0 & \lambda_v & \lambda_p & \lambda_r \\ 0 & v_v & v_p & v_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \overline{\Phi} \\ \overline{v} \\ \overline{p} \\ \overline{r} \end{bmatrix} \quad (1.36)$$

Ces remarques justifient donc la séparation des deux mouvements dans le cas du vol équilibré rectiligne ou en évolution dans le plan vertical (au voisinage de la pente nulle)

Dans le cas général du vol stabilisé en virage le système des neuf équations ne peut se séparer en sous systèmes et le mouvement libre est géré par une équation caractéristique du neuvième ordre [T1]

1.10 Application sur un avion de transport de type AIRBUS A300

Géométrie – Masse – Inerties

S (m ²)	L (m)	m (Kg)	A (Kg.m ²)	B (Kg.m ²)	C (Kg.m ²)	D	E (Kg.m ²)	F
260	6.61	120000	5.5510 ⁶	9.7210 ⁶	14.5110 ⁶	0	-3.310 ⁴	0

Tableau 1.8 : Caractéristiques d'un AIRBUS A300

λ	μ	F ₀ (N)	Calage (°)	XZ (m)
0	1	120000	1	8

Tableau 1.9 : Caractéristiques Moteurs

- Bimoteur dont la poussée du moteur au point fixe au sol (F₀)
- Distance de l'axe moteur au plan de symétrie (XZ)

Aérodynamique

❖ Longitudinale

✓ Polaire $100C_x = 1.75 + 6C_z$

C _z	C _{zα}	C _{zδm}	C _{mα} ⁰	C _{zq}	C _{zα0}	C _{m0}	C _{mα}	C _{mq}	C _{mα}
α°/11.5	4.982rad	0.435rad	-5	-0.7	-0.3	-0.1	-1.46	-15	-1.46

Tableau 1.10 : Coefficients aérodynamiques longitudinaux

❖ Latéral

	B	P	R	∂ _l	∂ _n
C _y	-1.5	0	0	0.05	0.3
Cl	-1.3	-1.3	2.9	-0.33	0.25
C _n	1.75	-1.5	-7.5	-0.125	-1.0

Tableau 1.11 : Caractéristique aérodynamique latéral

L'altitude (H)	densité d'aire (ρ)	L'angle d'attaque initial (α_0)	Nombre de mach (χ)	Vitesse du vol initiale (V_0)
30000ft	0.458312 Kg/m ³	3°,825	0.8	242.54 m/s

Tableau 1.12 : Condition de vol

En faisant cette application nous obtiendrons les matrices d'état suivantes :

1.10.1 La matrice du mouvement latéral

(Compte tenu de ce que $\bar{V} = V_0\bar{\beta}$ on retrouve le système latéral suivant)

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0.0669 \\ 0.0404 & -0.1806 & 0.0667 & -0.9978 \\ 0 & -5.4759 & -1.4924 & 0.33165 \\ 0 & 2.7960 & -0.0653 & -0.3266 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0.0060 & 0.0350 \\ -1.3758 & 1.0527 \\ -0.1964 & -1.5985 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}$$

1.10.2 La matrice du mouvement longitudinal

Le mouvement longitudinal est gouverné par les deux commandes δm et δx , cependant, nous allons procéder notre contrôle avec manette à gaz fixée, donc la poussée sera en fonction de la vitesse, de la température, de l'altitude et des conditions de vol, et contenu de ce que $\omega = V_0\alpha$ on trouve le système matriciel suivant :

$$\begin{bmatrix} \dot{\Theta} \\ \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -9.7881 & -0.0058 & 19.3961 & -17.5435 & 0 \\ -0.0027 & -0.0002 & -0.0453 & 1.0819 & 0 \\ 0 & -0.0027 & -9.3654 & -2.6043 & 0 \\ 242.54 & 0.0667 & -241.997 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Theta \\ u \\ \alpha \\ q \\ H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0.8476 \\ -0.0523 \\ -9.3011 \\ 0 \end{bmatrix} \delta m$$

2.1 Historique des commandes de vol électriques

Dès le début des années 50, la complexité des dispositifs de transmission de la commande de vol, du pilote à la gouverne, ainsi que les problèmes de stabilité des avions à réaction poussent les concepteurs à utiliser des consignes électriques et non plus hydromécaniques pour actionner les gouvernes. Appelée « Fly-by-Wire » (Commandes De Vol Électriques), cette technique supprime toutes les liaisons mécaniques entre le manche à balai du pilote (qui génère les consignes) et les actionneurs des surfaces de contrôle.

En France, la première servocommande électro-hydraulique est utilisée en 1958, sur la gouverne de profondeur d'un avion militaire, le Mystère IV Sud- Aviation/Aérospatiale retient le principe pour le Concorde (Premier vol commercial en 1976) et les Airbus A320 (Premier vol en 1987) et l'A340 (Premier vol en 1991). [T5]

2.2 Principes de vol

2.2.1 La force résultante aérodynamique

Avant d'entamer la commande de vol, il est préférable de définir comment vol un avion. Un profil d'aile soumis à un vent relatif génère une force appelée résultante aérodynamique. On décompose cette résultante en deux forces perpendiculaires entre elles, qu'on a appelées la PORTANCE et la TRAINÉE.

La figure 2.1 représente la décomposition des forces pendant le vol.

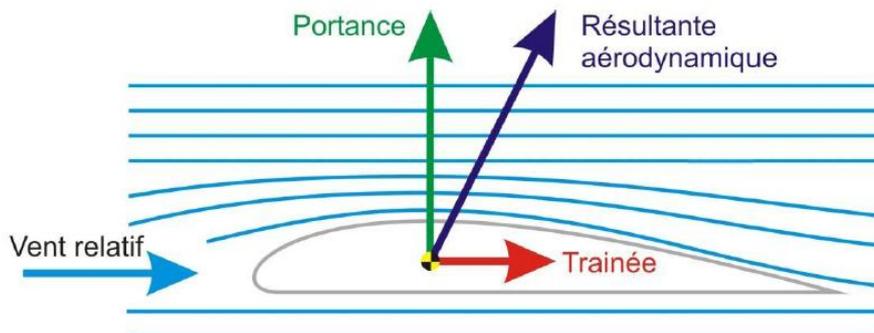


Figure 2.1 : la décomposition de la force résultante aérodynamique.

2.2.2 L'équilibre des forces

L'équilibre des forces est spécifié selon les trois positions de vol :

Position 1 : Vol horizontal

En vol horizontal rectiligne à vitesse constante, la poussée équilibre la traînée, la portance équilibre le poids, comme il est indiqué sur la figure 2.2.

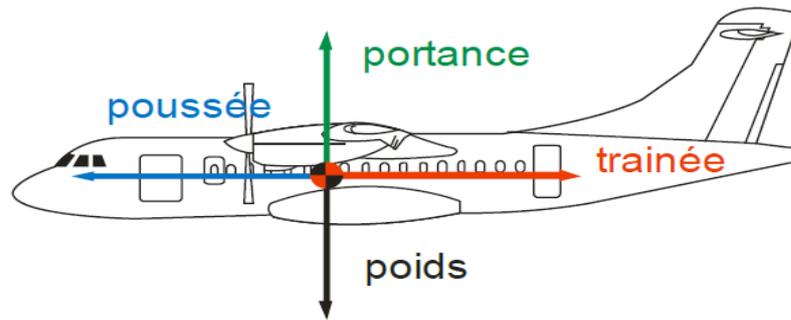


Figure 2.2 : L'équilibre des forces dans le cas du vol horizontal

Position 2 : Vol en montée (Décollage)

En montée rectiligne, une fraction du poids s'ajoute à la traînée. La résultante n'est plus équilibrée par la poussée. Il faut donc augmenter la poussée sous peine de voir la vitesse diminuer.

La poussée ne peut pas être augmentée de manière indéfinie, donc si on continue à augmenter la pente, la vitesse va diminuer. Pour maintenir la portance égale au poids apparent, il faudra augmenter l'incidence afin de compenser la diminution de vitesse. Si la vitesse continue à baisser, on atteindra l'incidence de décrochage, et l'avion va chuter. Les différentes forces du vol en montée sont présentées sur la figure 2.3.

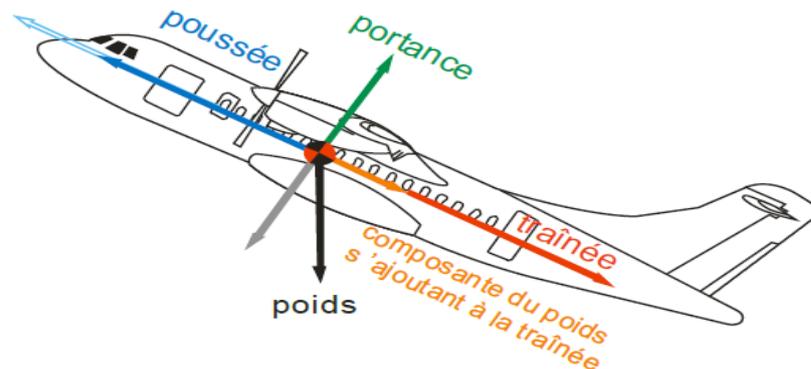


Figure 2.3 : L'équilibre des forces dans le cas de la montée (Décollage)

Position 3 : Vol en descente

En descente, une fraction du poids s'additionne à la poussée. Maintenir une vitesse constante nécessite donc de réduire la puissance.

Si on accentue trop la pente, la traînée ne suffira plus pour équilibrer la résultante « poussée plus poids ». L'avion va continuer à accélérer et éventuellement se retrouver en survitesse. Les différentes forces du vol en descente sont présentées sur la figure 2.4.

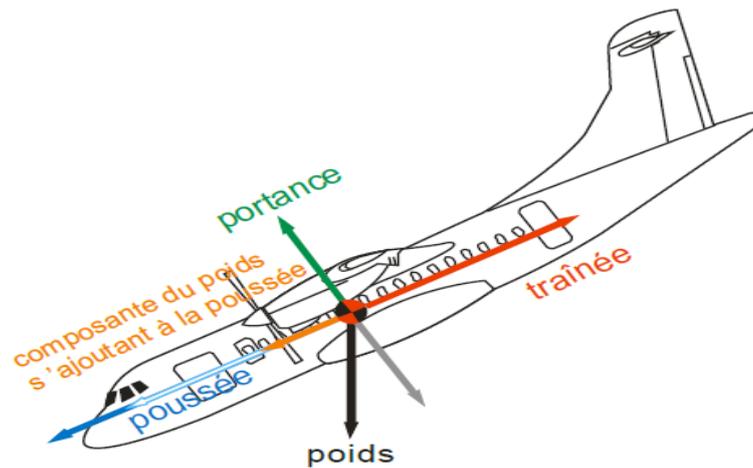


Figure 2.4 : L'équilibre des forces dans le cas de la descente

2.3 Commandes de vol

2.3.1 Les axes et les types CDV

En vol, un avion évolue autour de trois axes de référence comme ils sont indiqués sur la figure 2.5.

- l'axe de tangage, suivant lequel il se cabre ou pique du nez,
- l'axe roulis suivant lequel il s'incline sur une ou sur l'autre de ses ailes
- l'axe de lacet suivant lequel il dirige son nez vers la gauche ou la droite.

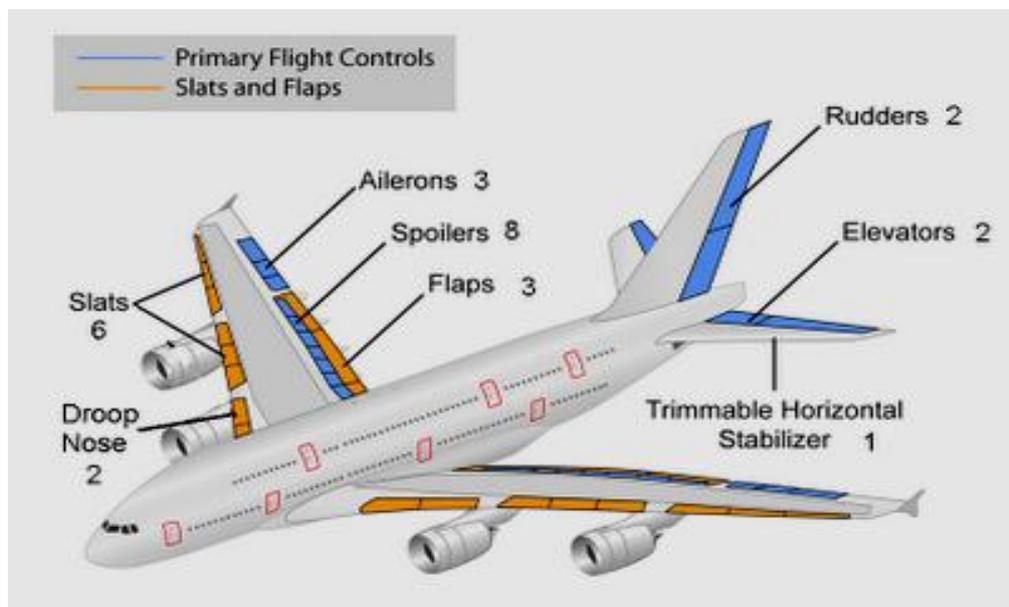


Figure 2.5 : Dénomination des surfaces de commande de vol

En pratique, il y a deux types de commandes de vol dans l'avion :

- **Les commandes de vol primaires** : qui permettent de contrôler l'évolution de l'avion autour de ces axes de référence : les ailerons et spoilers pour le roulis, la gouverne de direction pour le lacet, les gouvernes de profondeur pour le tangage.
- **Les commandes de vol secondaires** : qui permettent de modifier la configuration aérodynamique de l'avion : hypersustentateurs (volets et becs) pour la portance ; les spoilers pour la traînée.

Ces actionneurs réalisent la fonction de positionnement des gouvernes, à source de puissance électrique ou hydraulique et à transmission de signaux électriques ou mécaniques. [T4].

2.3.2 La commande de vol électrique

L'évolution du domaine de l'aéronautique a permis le développement des systèmes de commande de vol électrique (CDVE). Ce système est constitué d'équipements géographiquement répartis dans l'avion : des capteurs d'ordres au niveau du cockpit, divers capteurs (anémomètres, gyromètres, accéléromètres...) en des points précis de l'avion, des actionneurs (hydrauliques ou électriques) au niveau des diverses surfaces mobiles.

Les calculateurs en soute électronique qui concentrent pratiquement toute l'intelligence du système : toutes les fonctions logicielles embarquées de commandes de vol sont gérées par les calculateurs. Ces calculateurs communiquent entre eux et avec le reste de l'avionique par voie numérique, mais, par contre, leurs communications avec la plupart des capteurs et actionneurs sont à base de liaisons directes analogiques. Leurs but est d'assurer la qualité de vol, le niveau de sécurité requis, de diminuer la charge de travail de l'équipage, de réduire les masses et le coût ainsi que la stabilité structurale afin d'accroître le confort des passagers.

2.3.3 Rôles et évolutions

En aéronautique, le système de Commandes De Vol (CDV) est le système embarqué qui contrôle la trajectoire de l'avion en agissant sur ses gouvernes à partir des consignes données par le pilote : il fait le lien entre le pilote et les gouvernes qui sont des surfaces aérodynamiques mobiles. Il s'agit de l'ensemble des éléments compris entre les organes de pilotages en cockpit et les gouvernes destinés à gérer l'attitude, la trajectoire et la vitesse de l'avion en mode de pilotage manuel et automatique.

L'architecture du système de commandes de vol a évolué très significativement au cours des précédentes décennies. Dès les débuts de l'aviation, des surfaces articulées (gouvernes), et donc mobiles, ont été introduites pour le contrôle basique de l'aéronef. Ces gouvernes sont manipulées par le pilote via un système de câbles mécaniques. Cette technique a survécu pendant des décennies et est encore utilisée pour les avions de petite taille comme les avions de loisir. Avec l'introduction des avions de plus grande taille, les capacités musculaires du pilote n'étaient plus suffisantes pour contrer les forces aérodynamiques qui s'opposent au braquage des gouvernes. Ainsi sont apparus les systèmes servo-commandes pour fournir aux actionneurs la puissance nécessaire pour commander les différentes surfaces mobiles qui contrôlent l'avion. La Commande de vol mécanique avec servocommande est illustrée par les Figures 2.6.a. et 2.6-b. [T3]

Mais l'évolution, encore plus marquante, a été dans les années 1970, l'introduction de la technique des Commandes De Vol Électriques, notée CDVE, aussi dénommée « Fly-By-Wire » ou « FBW ». Fondée sur le traitement, par un ordinateur, des signaux de la demande en déflexion du pilote avant de les convertir en courant vers les actionneurs. La figure 2.6-b représente les actionneurs de commandes de vol totalement électrique.

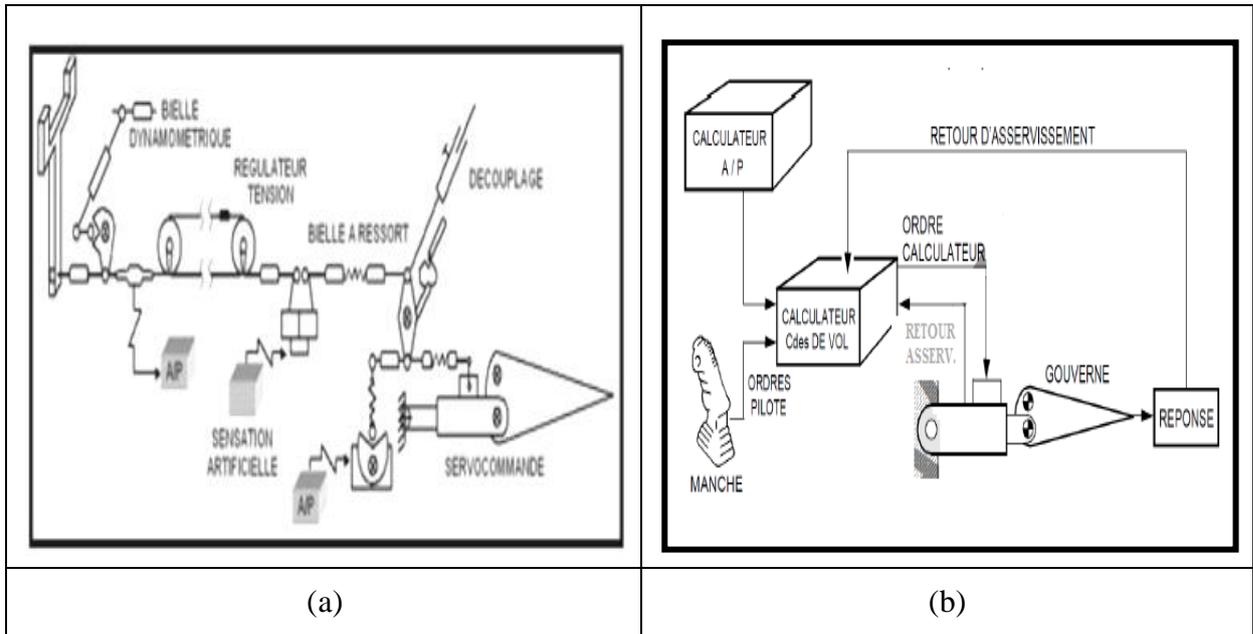


Figure 2.6 – (a) : Commandes de vol mécanique avec servocommande des actionneurs
(b) : les actionneurs de commandes de vol totalement électrique.

2.3.4 Les servocommandes

Une servocommande est un organe ou ensemble d'organes capables de positionner une charge mécanique conformément à un signal de consigne. Elle utilise une énergie de servitude (hydraulique ou électrique) pour effectuer tout ou une partie du travail nécessaire au déplacement de la gouverne (signal de sortie) ou au maintien de son braquage. La servocommande se trouve donc installée entre la commande et la gouverne. La figure 2.7 présenté la structure d'une commande de vol.

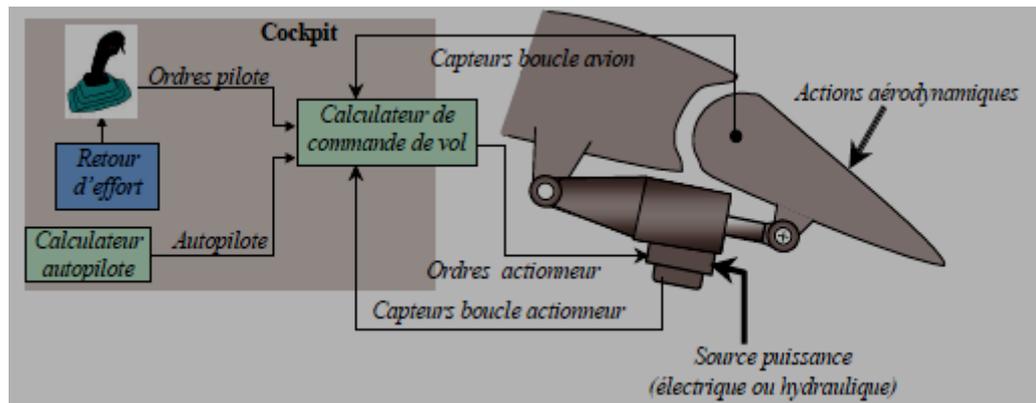


Figure 2.7 : la structure d'une commande de vol

La technologie hydraulique offrant une gamme de puissance intéressante a contribué jusque très récemment à généraliser l'utilisation des servocommandes hydrauliques au détriment de celles électriques. A titre d'exemple, l'effort maximal à développer pour la dérive de l'A380 est d'environ 220 kN, et de 180 kN pour le plan horizontal réglable de l'A330.

Dès le début de leur utilisation dans le domaine de l'aéronautique et jusqu'à nos jours sur certains appareils, les servocommandes font partie intégrante d'un circuit hydraulique mis sous pression par des pompes, comme indiqué plus haut. Mais avec le souci de réduction de masse et des pertes en ligne, noté chez les constructeurs depuis peu, cette génération hydraulique centralisée est progressivement remplacée par celle dite localisée, qui consiste à déplacer la source de puissance hydraulique au droit de l'actionneur et de la gouverne. Cette philosophie a donné naissance à une nouvelle génération d'actionneurs dits EHA (Electro-Hydrostatic Actuator) et EBHA (Electro-Backup-Hydrostatic-Actuator), qui réalisent des actionneurs à alimentation et à commande électriques comme le montre la figure 2.8

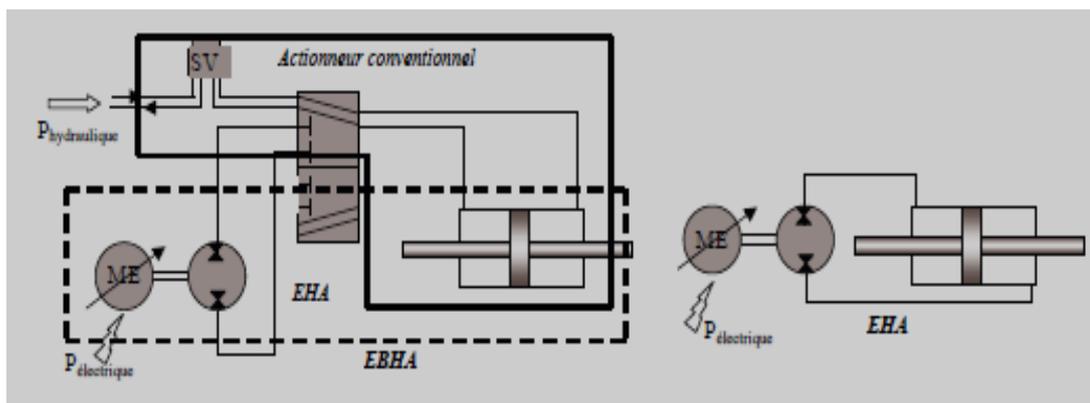


Figure 2.8 : Actionneurs électro-hydrostatiques

2.3.5 Actionneurs hydrostatiques

Les actionneurs hydrostatiques (Figure 4.8) ont vu le jour avec la décentralisation de la génération hydraulique des avions de ligne. Ces types d'actionneurs sont issus de l'association des avantages des actionneurs hydrauliques à la souplesse de la génération, du contrôle et de la distribution de la puissance électrique. Dès le début des années 90, des études ont été menées sur les actionneurs hydrostatiques de secours (EBHA), afin de simplifier l'architecture de distribution en supprimant un des trois circuits hydrauliques. Dans un actionneur hydraulique conventionnel, la modulation d'énergie s'effectue par servovalve à partir d'une source à pression constante. Au contraire, dans un actionneur hydrostatique, seule l'énergie nécessaire à la charge est produite par une pompe dont le débit est ajusté au besoin. Dans un EBHA, un tiroir de sélection de mode permet d'isoler la servovalve du circuit hydraulique centralisé et d'utiliser la génération hydraulique locale en mode de transmission hydrostatique. Sur les actionneurs électro-hydrostatiques (EHA), la servovalve est supprimée et l'actionneur ne peut fonctionner qu'en mode hydrostatique. Pour ce mode, deux concepts s'opposent. Le premier utilise un moteur électrique tournant à vitesse constante associé à une pompe à cylindrée variable. Le second déjà expérimenté en vol sur l'A320 est basé sur la commande à vitesse variable d'un moteur électrique actionnant une pompe à cylindrée fixe, a été retenue pour l'airbus A380

Cette évolution s'inscrit dans l'adoption de solutions commande électrique (Fly by Wire) et source de puissance électrique (Power-by-Wire).

2.4 Le Plan Horizontal Réglable

L'empennage horizontal pour Trim Horizontal Stabiliser (**THS**) assure l'équilibre en tangage de l'avion. Il se situe à l'extrémité arrière du fuselage, comme il est présenté par la Figure 2.9. Il est en liaison pivot avec le fuselage arrière, selon l'axe de tangage et il porte les volets de profondeur sur sa partie arrière.

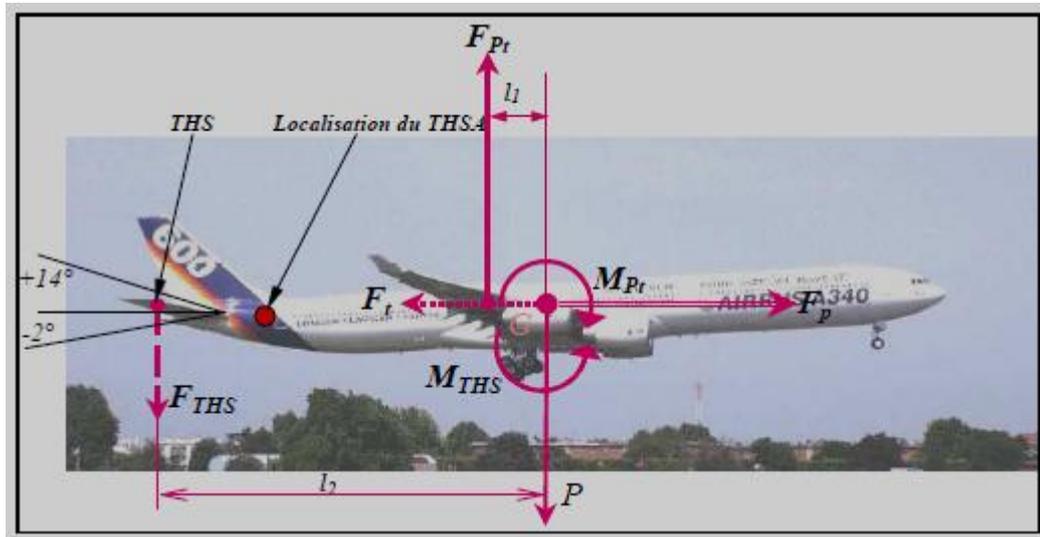


Figure 2.9 : Portance voilure et (THS)

En vol stabilisé, l'action aérodynamique sur la voilure crée une force de portance (F_{Pt}). La résultante de cette portance se situe au foyer aérodynamique. Pour des raisons de stabilité, le centre de gravité de l'avion doit se situer en avant de ce foyer aérodynamique sur la voilure. Ceci engendre un moment (M_{Pt}), qui tend à faire piquer l'avion. Pour compenser cet effet, le THS doit engendrer une force de *déportance* (F_{THS}) qui crée le moment de compensation. Comme l'équilibre longitudinal change continûment (vitesse, masse, chargement), le THS doit pouvoir prendre une incidence variable, comprise entre -2° et $+14^\circ$ sur l'Airbus A330. Un vérin de THS (**THSA pour THS Actuator**) est chargé du positionnement en incidence du THS0. [T4]

3.1 Historique

Le système de pilotage automatique est un système temps-réel embarqué. Il doit donc satisfaire non seulement des exigences temps-réel très strictes, mais surtout des exigences de sécurité très élevées. En effet le système le plus critique à bord d'un avion : ses défaillances éventuelles peuvent induire des conséquences catastrophiques, à savoir la perte de vies humaines et/ou de l'appareil. C'est pourquoi le taux d'occurrence des événements dits catastrophiques pour le système de CDVE doit être inférieur à 10^{-9} par heure de vol.

En fait, la conception et le développement d'un système « Fly-By-Wire » doit impérativement remplir tout un ensemble d'exigences. Si les exigences temporelles et plus largement celles liées à la démonstration de sûreté de fonctionnement restent les plus essentielles, il ne faut pas oublier que le système doit notamment remplir des exigences économiques pour que l'avion reste compétitif. Donc, en général, on classe ces exigences en quatre catégories : techniques, réglementaires, supplémentaires, et économiques. Cependant, une partie importante de ces exigences relèvent de la sûreté de fonctionnement. Nous commençons donc par un tour d'horizon des principaux concepts et moyens de la sûreté de fonctionnement, mais limité aux besoins du cadre avionique du travail présenté.

En 1914, l'américain Elmer Sperry lance les bases du pilote automatique. Les premiers essais d'un avion à pilotage automatique datent de 1918 avec les travaux du capitaine Max Boucher qui, dès juillet 1917, a fait décoller et atterrir un avion sans l'aide du pilote. Encouragé par le général Ferrié, il constitue une équipe à Étampes afin de poursuivre ses expériences pour le compte du ministère de la Guerre.

Le 17 avril 1923, à Étampes, le capitaine Arbanère présente à Laurent-Eynac l'avion automatique de Max Boucher, qui a suivi depuis 1918 un programme méthodique sur la stabilisation automatique, le vol commandé, précommandé et télécommandé et, le 31 mars 1924, essai réussi d'un pilote automatique. Trois servomoteurs montés à l'arrière de l'avion contrôlent ses évolutions. Un avion qui contrôle son vol, c'est la fin de la fatigue et de l'attention permanente des pilotes qui surveillent et corrigent les attitudes de la machine.

Deux méthodes sont rassemblées pour faire voler un avion par lui-même : un appareil contrôle le vol stable et un autre le dirige au moyen d'un faisceau hertzien établi au sol. Les stabilités horizontale et transversale sont assurées par un groupe de gyroscopes qui réagissent suivant les lois de l'inertie. La résultante de ces commandes est transmise aux gouvernes de l'avion par un système de câbles et de moteurs électriques. Le pilote peut agir sur une molette pour indiquer le cap choisi. Ainsi dégagé du pilotage manuel, il peut concentrer son attention sur le fonctionnement des moteurs.

Avant les applications du pilotage automatique, Doolittle démontre le vol aux instruments le 24 septembre 1929. Une expérience capitale a eu lieu aux États-Unis. Le lieutenant James H. Doolittle, de l'United States Army Air Corps (USAAC), vient d'effectuer un vol complet aux instruments. Aux commandes d'un biplace d'entraînement, une capote en toile lui masquant toute visibilité, il décolle de Mitchell Field, près de New York. Il suit un parcours déterminé et revient se poser, guidé uniquement par un récepteur radio spécial et les indications de ses instruments. La technique élaborée par l'United States Bureau of Standards (USBS) a bien fonctionné. Deux radiobalises lui donnaient un signal pour rester sur l'axe de la piste, une troisième, en travers du seuil de piste, lui faisait connaître le moment de couper les gaz. Le lieutenant Ben Kelsey n'a pas eu à intervenir sur les doubles

commandes. En plus des signaux radio, il a utilisé trois instruments. L'horizon artificiel de Sperry lui a donné la position de l'appareil par rapport à l'horizon. Il a pu régler l'angle de montée et calibrer sa descente. L'altimètre de Kollsman lui a permis de contrôler son altitude. Le gyro-directionnel de Sperry a stabilisé l'indication de cap mieux qu'un compas.

Korolev Sergueï Pavlovitch (1907-1966) est admis, le 29 Juillet 1926 à l'École des hautes techniques de Moscou (M.V.T.U.), qui deviendra plus tard le célèbre Institut Bauman. En octobre 1929, il vole sur un planeur qu'il a lui-même construit. Deux mois plus tard, il obtient son diplôme d'ingénieur aéro-mécanicien et est embauché à l'usine no 22 d'aviation de Fili, près de Moscou, qui est dirigée par le Français Paul Richard. Il rencontre Konstantin Edouardovitch Tsiolkovski, le pionnier russe de la conquête spatiale. En 1930, Korolev est ingénieur au TsAGI (Institut d'aérodynamique et d'hydrodynamique central), où il développe un pilote automatique pour le bombardier TB-3 d'Andreï Nikolaïevitch Tupole.

23 août 1937, l'avion se pose en pilotage automatique à Wright Field. C'est un vol historique dans l'histoire de l'aéronautique. A Wright Field vient d'avoir lieu le premier atterrissage entièrement automatique. Piloté par le capitaine Carl J. Crane, l'inventeur de ce système automatique, avec George Holloman, assistant pilote, et l'ingénieur Raymond K. Stout, l'avion s'est posé sans aucune intervention de l'équipage ou des hommes chargés du contrôle à terre. Ce pilote automatique prouve qu'il est en mesure de remplacer le pilote. Deux gyroscopes permettent d'annuler toute variation horizontale ou verticale qui écarterait l'avion du cap choisi. Toute amorce de changement d'attitude déclenche la mise en route de moteurs de correction qui actionnent les commandes.

3.2 Principe du pilote automatique

3.2.1 Définition

Un pilote automatique est un système permettant de maintenir un véhicule sur une trajectoire et avec une vitesse préétablie. Un PA est un dispositif électronique qui transmet des ordres à des sous-systèmes hydrauliques ou électriques sollicitant les gouvernes et le moteur d'un avion ou d'un navire en lieu et place du pilote humain en fonction des instructions que celui-ci aura préalablement données (voir commande de vol électrique). Les impulsions données par le pilote (humain ou automatique) sont ensuite amplifiées par des servocommandes.

Le terme "PA" signifie "Pilote automatique" et le terme "DV" signifie "Directeur de Vol". La différence entre ces deux systèmes réside dans leurs fonctions. Le directeur de vol va être là pour calculer l'action à effectuer et le pilote automatique va être là pour appliquer cette action. On pourrait l'apparenter au corps humain : le cerveau représente le directeur de vol et le pilote automatique est apparenté au corps qui effectue les actions qu'indique le cerveau. Le PA/DV possède trois calculateurs (un pour le pilote, un pour le copilote et un de secours). Ces calculateurs identifient l'action indiquée par le pilote sur le boîtier du PA/DV (choix d'altitude, de vitesse, etc.) et transmettent alors une action à effectuer à l'ensemble moniteur logique (MLU) pour répondre à la demande du pilote. L'ensemble moniteur logique va alors agir comme le manche du pilote : il va actionner les servocommandes faisant ainsi bouger les gouvernes. En résumé, le pilote demande à l'avion de tenir un certain paramètre, le directeur de vol (le calculateur en l'occurrence) va alors analyser cette demande et la transmettre au pilote automatique (MLU ici) qui va effectuer la demande et agir sur les commandes. En retour, le pilote dans son cockpit peut voir l'action effectuée par le pilote automatique avec le mouvement du manche et des commandes de puissance grâce à la sensation artificielle. Le pilote automatique peut aussi agir sur les trims de l'avion pour éviter d'avoir à effectuer trop d'actions et pour être plus précis dans les mouvements. Un PA peut fonctionner selon plusieurs modes selon le but recherché. Les modes de base sont :

- la tenue d'altitude
- la tenue de cap
- la tenue de vitesse

3.2.2 Pilote automatique de l'A330-200

a- Description

Le système auto pilote contient les unités suivantes:

- Deux Flight Management Guidance and Envelope Computers (FMGC).
- Trois Multipurpose Control and Display Units (MCDU).
- Un Flight Control Unit (FCU).
- Un Flight Management source sélection device

La gestion de vol et système de guidage (FMGC) fournit des prédictions de temps de vol, le kilométrage, la vitesse, et de l'altitude. Il réduit la charge de travail du poste de pilotage, améliore l'efficacité et élimine les opérations de routine normalement effectuées par les pilotes. Lors de la préparation du poste de pilotage le pilote insère un itinéraire préétabli d'origine à la destination via le contrôle multifonction et d'affichage (MCDU). Cet itinéraire comprend le départ, les point de route « VOR », arrivée, l'approche, itinéraire alternatif tel que sélectionné à partir de la base de données de navigation. Le système génère des profils de vol optimal vertical et latéral et prédit les progrès tout le long de la trajectoire de vol complète. les deux FMGC effectue les même opérations si l'un d'eux est défaillant l'autre FMGC prend le relais.

Le pilote peut modifier n'importe quel paramètre de vol, sur une base à court terme (SPD, V/S, HDG ...) et les FMGC va guider l'aéronef vers la cible sélectionnée manuellement. Ce mode d'orientation contrôlée est appelée «selected».

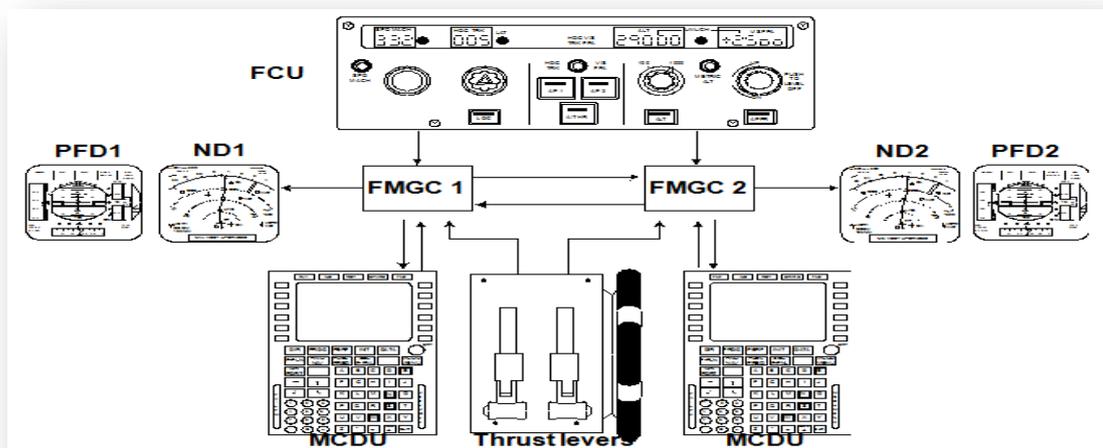


Figure 3.1 : le système auto pilote A330

➤ Flight Management Guidance (FMGC)

Chaque FMGC est divisé en **quatre** parties principales:

- le flight management (FM) Contrôle les fonctions suivantes:
 - Navigation et gestion des radios de navigation.
 - Planification de vol de gestion.
 - Prédiction et l'optimisation des performances.
 - Gestion des affichages.
- le flight guidance (FG) exécute les fonctions suivantes:
 - Pilote automatique (PA).
 - Directeur de vol (FD).
 - La poussée automatique (A / THR).

- flight envelope (FE) Contrôle les fonctions suivantes:
 - calcul de données pour le domaine de vol et de vitesse.
 - Surveillance des paramètres utilisés par les parties FG et FE.
 - Détection du cisaillement du vent et du centre de gravité (CG).
 - Calcul de GW « poids de l'avion » et CG « centre de gravité » informations.
- The Fault Isolation and Détection System (FIDS) fournissant:
 - Acquisition des données de maintenance.
 - Interface avec l'ordinateur de maintenance CMC (Central)

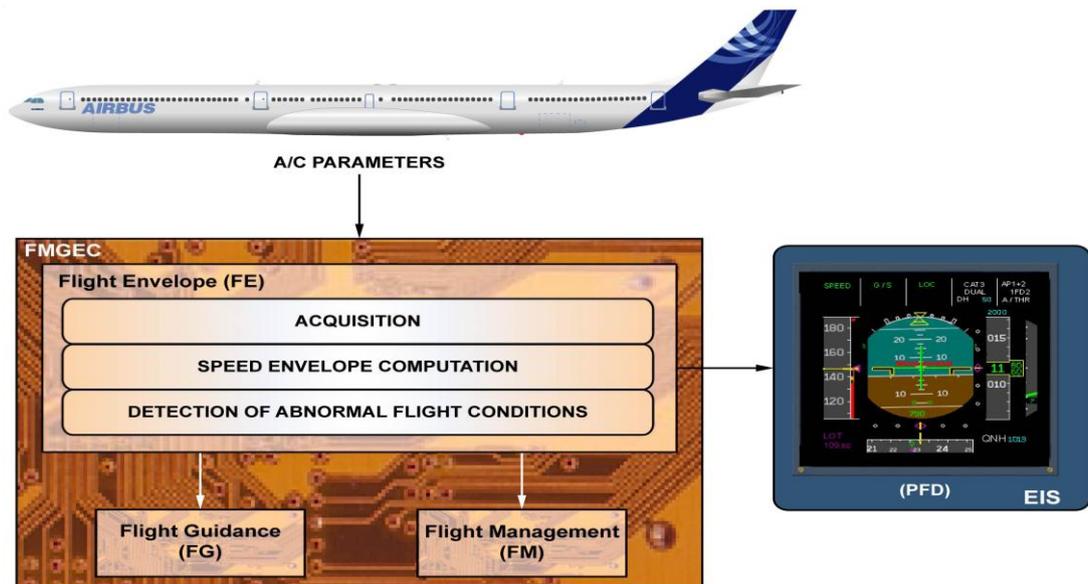


Figure 3.2: le système FMGEC

➤ Multipurpose control and display unit (MCDU)

Trois MCDU sont installés sur le cockpit de l'équipage.

L'utilisation de MCDU permet à l'équipage de communiquer avec le FMGC par la sélection d'un plan de vol pour les trajectoires latérales et verticales et les profils de vitesse. L'équipage peut également modifier la navigation SELECTED, les performances et les fonctions spécifiques de gestion de vol (plan de vol révisé, moteur en panne, plan de vol secondaire, etc.) Des données additionnelles provenant des périphériques (système de maintenance centralisée (CMS), l'adressage des communications et le compte rendu (ACARS) peuvent également être affichées.



Figure 3.3 : les deux MCDU de A330

➤ Flight Control Unit (FCU)

Le FCU situé sur l'avant du cockpit, est l'outil le plus rapide entre l'équipage et le FMGC. Il est utilisé pour sélectionner les paramètres de vol ou de modifier ceux qui sont sélectionnés dans le MCDU. Les pilotes automatiques et des fonctions de commande automatique de poussée peuvent être engagée ou désengagée. Des modes de guidage différents peuvent être sélectionnés pour modifier les différentes trajectoires (vitesse, cap, la route, l'altitude, chemin angle de vol, la vitesse verticale).

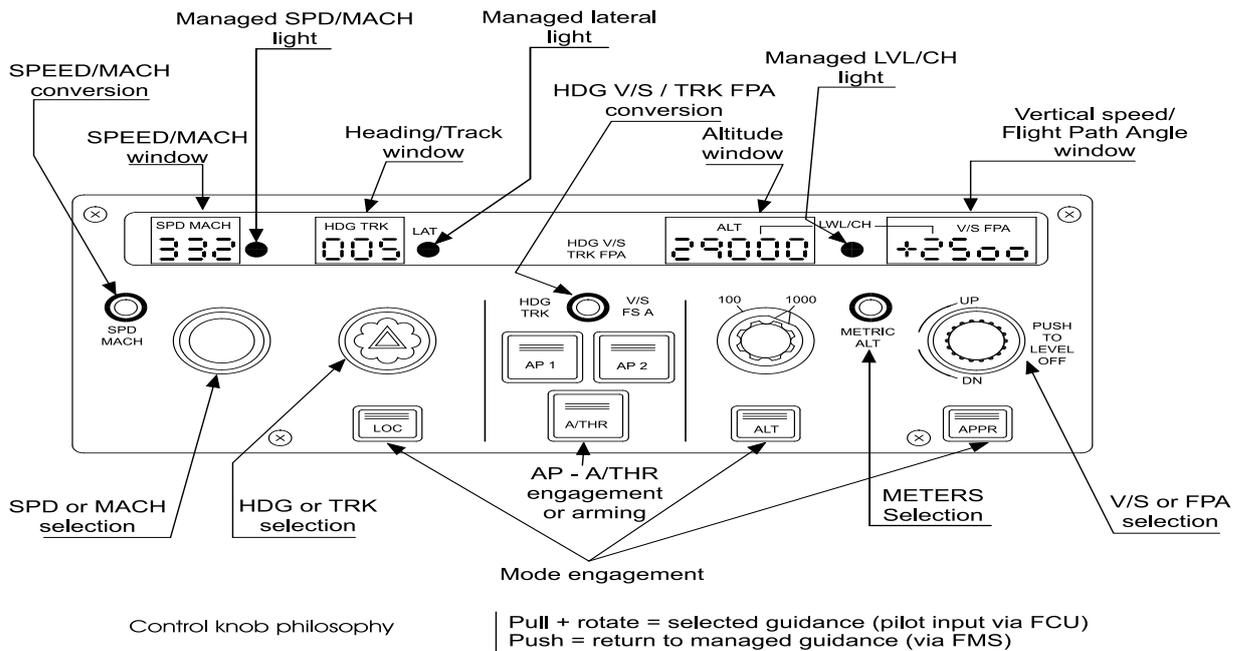


Figure 3.4 : FCU airbus A330

b- Instruments de vol électroniques (EFIS)

Le EFIS se compose de deux écrans de vol principaux (PFD) et des affichages de navigation (ND) fourni à l'équipage des informations de navigations et système d'informations en temps réelle pour toutes les phases de vol. Un panneau de contrôle EFIS est situé à chaque extrémité du cockpit est utilisé pour contrôler affiche à la fois primaires et la navigation. Ce groupe inclut les contrôles de sélection des différents modes au sein du PFD. Un sélecteur permet de régler l'altimètre barométrique pour être affichée sur le PFD. Différentes plages de distance peuvent être sélectionnés sur le ND, et deux interrupteurs à bascule permettent l'affichage de gauche ou droit pointeurs portant VOR / ADF pour être affichés sur le ND.

- **Primary flight displays (PFD)**

Le PFD combine plusieurs indications des instruments de vol sur un panneau d'affichage, Cet écran comprend:

- L'attitude des orientations directeur de vol cible
- Modes armé et engagé
- La navigation et de l'information d'approche aux instruments
- Pression
- L'altitude barométrique
- Les messages système.

- **Navigation display (ND)**

Cinq différentes modes de navigation peuvent être affiche :

- ARC (mode carte)
- ROSE NAV (mode carte)
- ROSE VOR R
- ROSE LS
- PLAN

Les informations affichées sur ces modes pour utiliser la position de l'avion comme un point de référence pour le plan de vol des données de navigation (information latéral et vertical).

3.3 Les type de guidages

Il existe deux types de guidage

- l'orientation automatique: L'avion est guidé le long de l'itinéraire planifié à l'avance, le profil vertical, latéral, et la vitesse / Mach. Ce type orientation planifiée est appelé «**Managed**». Cibles prédites sont calculées par les FMGC.
- L'orientation choisie: L'avion est guidé vers la cible sélectionnée modifié par le pilote. Les cibles sont sélectionnés sur l'unité de commande de vol situés sur l'avant du poste de pilotage. La décision d'engager un «**SELECTED**» ou «**MANAGED**» l'orientation

est toujours sous le contrôle du pilote.
L'orientation choisie a la priorité sur l'orientation automatique.

3.4 Modes et engagement

Définition : Un mode de pilote automatique et de directeur de vol est une « action à effectuer d'une certaine manière » par l'automatisme suite, le plus souvent, à une sélection pilote (dans certains cas, le changement de mode est automatique, c'est une réversion de mode).

- **Modes de base:** Ensemble des modes permettant de gérer les variations d'attitude (assiette, inclinaison et lacet) de l'avion par rapport à son centre de gravité.
 - Propriété (qui admet quelques exceptions) : Ensemble des modes n'ayant qu'un état ENGAGÉ et pas d'état ARMÉ.
 - On parle de modes de pilotage ou de stabilisation
 - Exemples : Maintien d'assiette, Maintien des ailes horizontales, Maintien d'inclinaison, Amortissement en lacet...
- **Modes supérieurs:** Ensemble des modes permettant de gérer la position du centre de gravité de l'avion par rapport à la Terre.
 - Propriété (qui admet aussi quelques exceptions) : Ensemble des modes ayant un état ENGAGÉ et un état ARMÉ
 - On parle de modes de guidage ou de contrôle
 - Exemples : INS/LNAV/NAV (suivi du plan de vol latéral inséré dans l'INS – Inertial Navigation System, dans le FMS ou dans le GPS de l'avion), G/S (glideslope – suivi du plan de descente d'un ILS), LOC (localizer – suivi du guidage latéral d'un ILS), LAND (mode atterrissage automatique), VOR (interception et suivi d'axe) etc....

En propriété fondamentale, La mise en œuvre des modes supérieurs ne peut se faire qu'au travers des modes de base.

3.5 Sécurités à l'engagement du pilote automatique

Quand le pilote commande l'engagement du pilote automatique, plusieurs tests sont effectués :

- Vérification de la validité des informations d'attitude en provenance des centrales gyroscopiques, des INS ou des IRS en fonction de l'équipement de l'avion
- Vérification de l'intégrité du pilote automatique
- La molette TURN de la boîte de commande d'évolution doit être centrée. Cette sécurité empêche l'engagement du PA avec une molette décentrée qui causerait une mise en virage incontrôlée de l'avion.
- Vérification de la synchronisation du calculateur TANGAGE (bon fonctionnement de la boucle de synchronisation)

Si l'un de ces tests n'est pas concluant, le PA ne s'engagera pas.

3.6 Les situations causant un désengagement automatique du PA

- Perte des informations d'attitude
- Panne du calculateur
- Perte du TRIM automatique

Une déconnection PA AUTOMATIQUE est associée à une alarme sonore continue de type « MASTER WARNING » associée à une alarme visuelle rouge. Pour l'arrêter, le pilote doit appuyer sur le bouton poussoir « MASTER WARNING » (signalisation centralisée des alarmes) ou sur son bouton poussoir de déconnection PA situé sur le manche. [S5]

4.1 Introduction

Le système d'approche aux instruments I.L.S. (Instrument Landing System) est presque le seul à être aujourd'hui utilisé par les aéronefs qui exécutent des approches finales de « précision ». Dans un proche avenir, un dispositif utilisant des informations satellitaires sera vraisemblablement développé.

Le système I.L.S. est constitué par un ensemble d'émetteurs radioélectriques, qui émet dans la direction de la trajectoire d'approche finale. Le signal radioélectrique émis n'est pas le même dans toutes les directions, il est une fonction de l'azimut et du site de la direction d'émission.

L'aéronef en approche est équipé d'un récepteur qui analyse le signal reçu et en déduit l'azimut et le site de sa position par rapport à ceux de la trajectoire nominale d'approche finale.

Le dispositif comprend aussi un système donnant au pilote une indication de distance à parcourir jusqu'à la piste. L'ILS comprend :

- Un système de guidage horizontal appelé LOCALIZER
- Un système de guidage vertical appelé GLIDE-PATH ou GLIDE SLOPE
- Des radiobalises d'alignement appelées MARKER BEACONS
- Des lumières d'approche
- Des récepteurs de bord

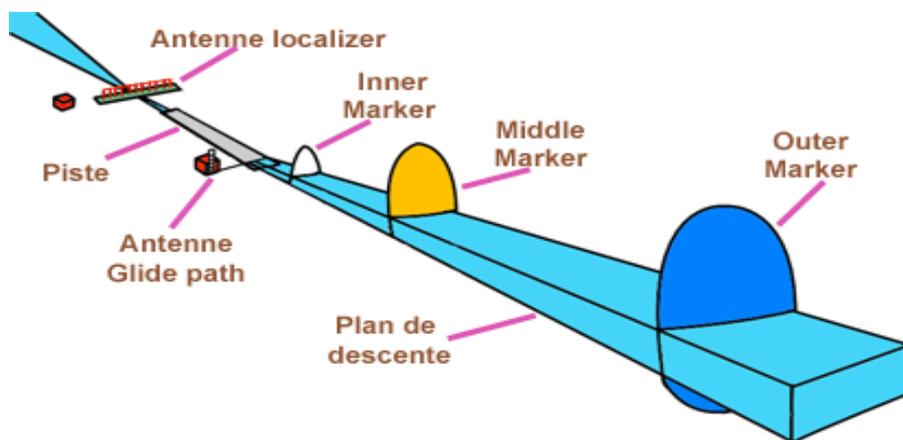


Figure 4.1 : Disposition du système ILS

4.2 Le localizer

4.2.1 Généralités

Le localizer fournit des informations de guidage dans le plan horizontal. Ce dernier émet un faisceau radioélectrique grâce à un ensemble d'antennes (Figure 4.2) dans le prolongement de l'axe de piste, permettant ainsi de fournir une indication d'écart horizontal par rapport à l'axe au pilote.

La portée de ce faisceau doit être environ de 25 nm par rapport à l'antenne émettrice avec un angle d'ouverture de plus ou moins 10° en azimut (par rapport à l'axe de piste) et de 7° en site (par rapport à l'horizontale) Figure 4.3



Figure 4.2 : Antennes du système LOCALIZER

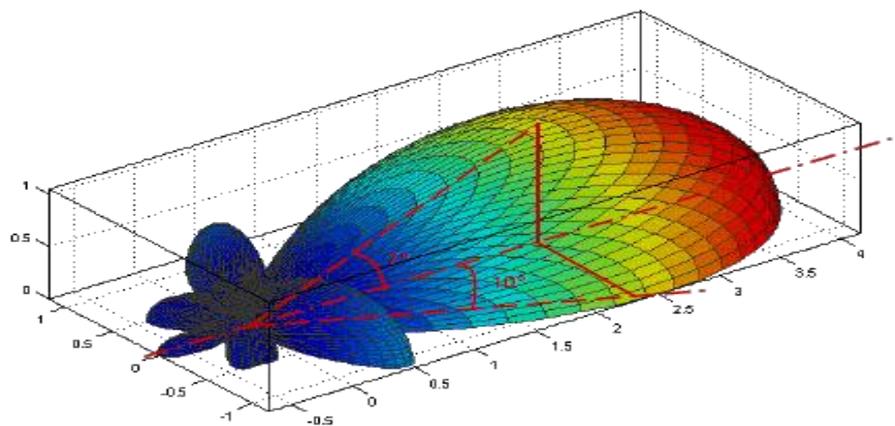


Figure 4.3 : Illustration du faisceau LOCALIZER

Les signaux sont transmis dans une bande de fréquences comprise entre 108,1 et 111,95 MHz (gamme VHF) et progressent par 100 KHz impairs et par 100 KHz impairs plus 50 KHz : 108,1- 108,15 – 108,3 – 108,35 –108,5 – etc., soit un total de 40 fréquences dont deux sont réservées pour les tests (108,1 MHz et 108,15 MHz). Enfin, même si le GLIDE-PATH émet sur une bande de fréquences différente, on se cale sur la fréquence du localizer pour utiliser le système entier (les deux fréquences sont appariées).

4.2.2 Fonctionnement succinct du système ILS

Afin de faciliter l'étude du système, on considère deux antennes directives situées de part et d'autre de l'axe de la piste qui émettent des signaux modulés en amplitude à des fréquences différentes dans le prolongement de l'axe de piste. L'antenne située sur le côté droit de la piste rayonne un signal porteur modulé par un signal sinusoïdal de 150 Hz et l'antenne située sur le côté gauche émet un signal porteur de même fréquence modulé par un signal sinusoïdal de fréquence 90 Hz. La distance séparant les deux antennes et l'angle entre les deux faisceaux sont relativement faibles (Figure 4.4).

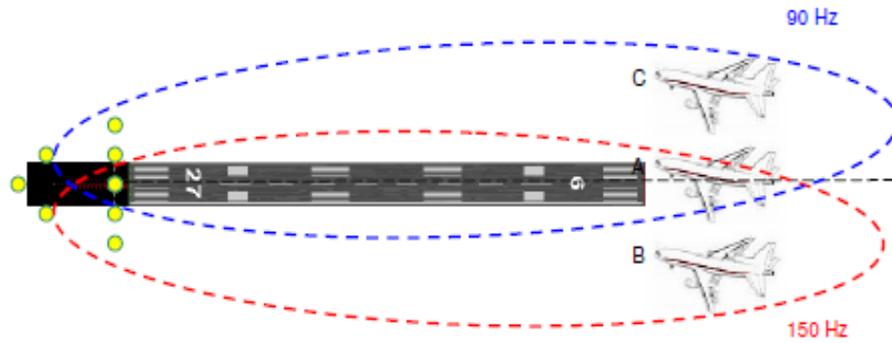
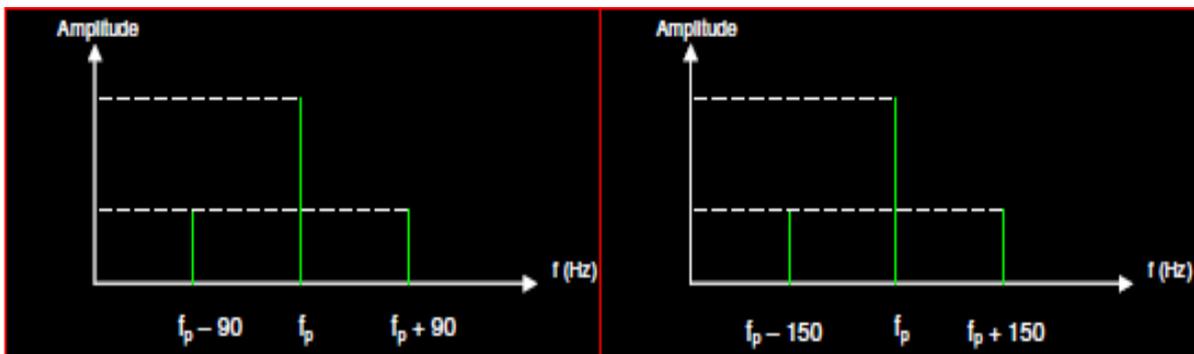


Figure 4.4 : schéma de principe du système ILS

Chaque porteuse est modulée à 40 % ($m_1 = 0,4$) par son signal sinusoïdal. Les amplitudes des deux porteuses sont identiques.

Les spectres des signaux émis ont la forme suivante (Figure 4.5)



Antenne gauche (90 Hz)

Antenne droite (150 Hz)

Figure 4.5 : Spectre des deux antennes

4.2.3 Etude du système réel

On considère cette fois ci deux antennes modérément directionnelles séparées d'une distance à qui pourra être ajustée afin de modifier le diagramme de rayonnement de l'ensemble.

Si les deux antennes sont alimentées par deux porteuses identiques non modulées, l'amplitude du signal résultant reçu par le récepteur sera doublée sur l'axe de piste car les signaux émis par les antennes sont en phase. Si au contraire, les deux antennes sont alimentées par deux porteuses pures en opposition de phase, le signal reçu par le récepteur sur l'axe de piste est nul (les deux signaux s'annulent). Une antenne dont le diagramme de rayonnement présente un pic dans la direction de l'axe de piste (alimenté par deux signaux en phase) est une antenne somme tandis qu'une antenne dont le diagramme de rayonnement présente un zéro dans la direction de l'axe de piste (&alimenté avec des signaux en opposition de phase) s'appelle une antenne différence.

Comme nous l'avons dit ci dessus, il est difficile de générer des faisceaux étroits. On préfère utiliser des antennes modérément directives qui vont fournir le diagramme de rayonnement recherché.

Nous allons voir comment il est possible de créer un signal LOC à l'aide de deux antennes omnidirectionnelles émettant deux porteuses de même fréquence en phase (Figure 4.6). Ce choix permet de simplifier les calculs.

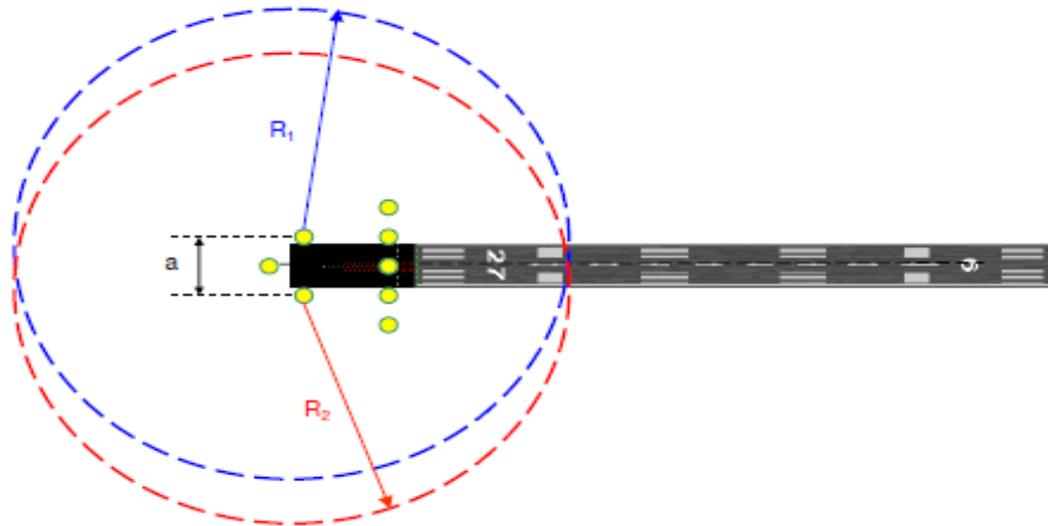


Figure 4.6 : Associations de deux antennes omnidirectionnelles

Chaque antenne produit le même diagramme de rayonnement, qui est des sphères de rayon respectifs R1 et R2. Nous pouvons ainsi calculer la distance séparant l'avion des deux antennes A1 et A2 (Figure 4.7). La distance entre l'avion et les antennes (quelques centaines de mètres) étant très grande devant a (quelques mètres), on va considérer que r1 et R sont parallèles (angle δ très faible et cos(δ) = 1)

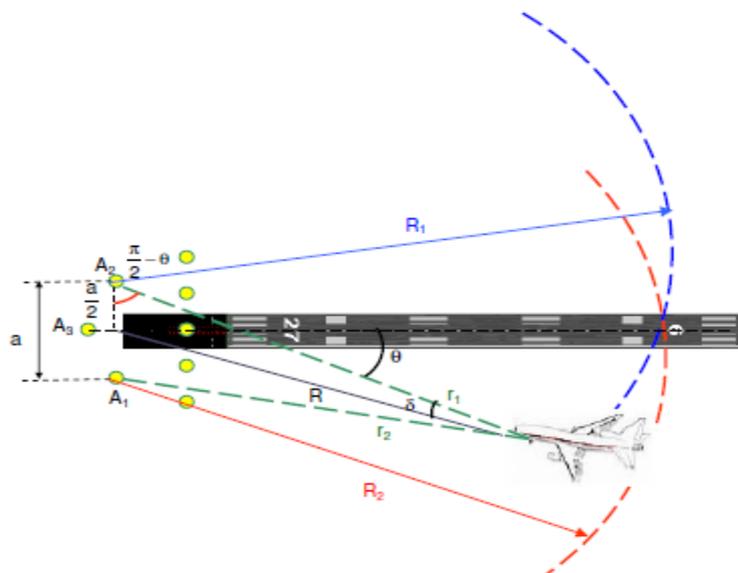


Figure 4.7 : Calcul de la distance antenne-récepteur

Les distances r1 et r2 sont fournies par les relations suivantes :

- $r_{1=R+\left(\frac{a}{2} \sin\theta\right)}$
- $r_{2=R-\left(\frac{a}{2} \sin\theta\right)}$

Le synoptique du système de génération des signaux LOC est représenté ci-dessous (Figure 4.8)

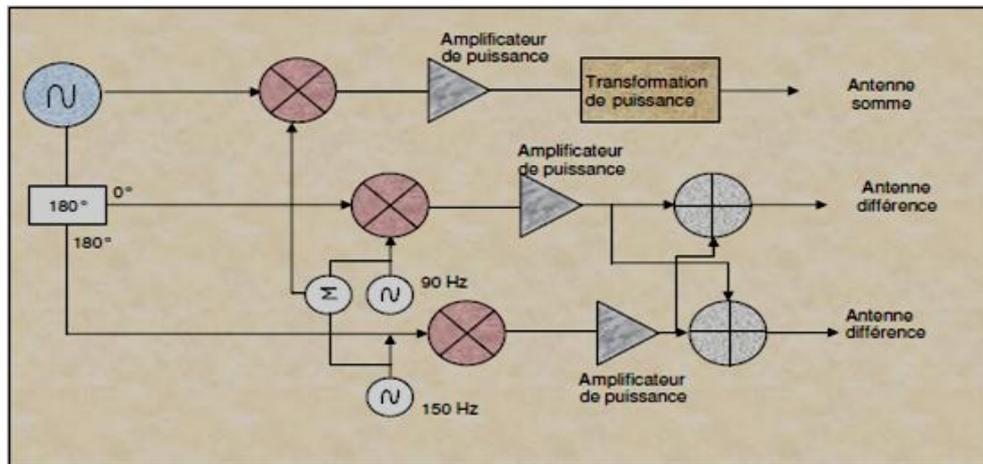


Figure 4.8 : Synoptique d'une station sol LOCALIZER

Cependant les signaux LOC émis conformément au diagramme fonctionnel ci-dessus ne garantissent pas une sécurité suffisante lors des approches. En effet, il n'est pas rare de voir un avion se diriger vers le point d'impact de la piste en suivant une direction différente de celle de l'axe de piste. Ce phénomène est dû à la présence des lobes secondaires au niveau du diagramme de rayonnement des antennes différentielles. Ces lobes se situent de part et d'autre de l'axe de piste et sortent de l'enveloppe -20° - $+20^\circ$ souhaitée. Ainsi le pilote peut suivre un faisceau secondaire en approche qui semble être normal en apparence. Pour remédier à ce problème, une zone de couverture en forme de "haricot" (Figure 4.9), créée par un ensemble d'antennes directionnelles, a été mise en place. Cette zone couvre les faisceaux LOC incorrects (faisceaux latéraux et arrières) par l'émission d'un signal de fréquence différente de celle utilisée par les antennes différentielles (si ces signaux étaient de fréquences égales, ils s'ajouteraient et accentueraient le phénomène). Le signal est modulé en amplitude à 90 Hz et à 150 Hz avec $m = 0,4$ (modulation AM avec porteuse). Il ne fournit pas une indication de guidage mais uniquement une information du type "tout à gauche" ou "tout à droite".

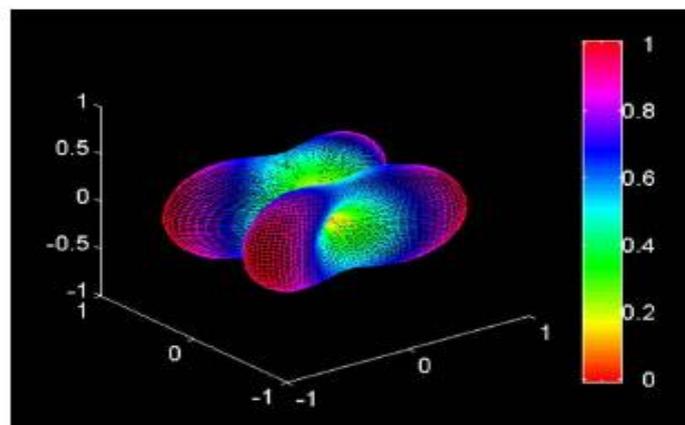


Figure 4.9 : Diagramme de rayonnement des antennes de couverture

➤ Rayonnement arrière du système ILS

Les antennes utilisées actuellement permettent de réduire considérablement le gain des lobes arrière du système ILS, mais pas totalement. Ces derniers sont éliminés par la zone de couverture.

Les antennes des anciens systèmes ILS rayonnaient de l'énergie vers l'arrière, ce qui créait un faisceau semblable à celui émis vers l'avant, pouvant être utilisé pour le guidage lors des départs ou pour les approches de non-précision. Ces informations utiles de guidage sont restaurées sur les nouveaux systèmes LOC grâce à des antennes permettant de reconstituer le faisceau arrière.

Il y a de grandes différences entre le faisceau avant et le faisceau arrière :

- Le gain du faisceau arrière n'est pas aussi élevé que celui du faisceau avant
- Il n'y a pas de plan de descente (Glide Slope) et de radiobalises d'alignement pour aider le pilote

Par conséquent, les minimums (RVR, DH) doivent être augmentés pour utiliser le faisceau arrière

4.2.4 Récepteur localizer

Afin de capter les signaux issus des antennes LOCALIZER, l'avion est doté d'une antenne de réception à polarisation horizontale (Figure 4.10).



Figure 4.10 : Antenne LOC

Une fois que le signal est capté par l'antenne, il est démodulé puis envoyé vers deux filtres passe-bande ayant pour fréquence de coupure 90 et 150 Hz. Les tensions de sortie U1 et U2 de ces filtres sont proportionnelles au taux de modulation de chaque harmonique (90 et 150 Hz). Afin de déterminer l'écart latéral de l'avion par rapport à l'axe de piste, on effectue la différence de ces deux tensions et on obtient une tension proportionnelle à la différence de taux de modulation (DDM). Cette tension est utilisée pour dévier une aiguille verticale de guidage.

- Lorsque l'avion est sur l'axe de piste, les harmoniques 90 et 150 Hz ont la même amplitude et la DDM est nulle. Par conséquent, l'aiguille indicatrice reste au centre du cadran (Figure 4.11).



Figure 4.11 : les barres sont centrées sur l'écran de l'instrument

- Lorsque l'avion est à droite de l'axe de piste, la tension sortant du filtre 90 Hz (U1) est supérieure à la tension du filtre 150 Hz (U2). L'aiguille dévie à gauche (Figure 4.12).



Figure 4.12 : la barre verticale indique que le pilote doit effectuer une correction vers la gauche

- De même, lorsque l'avion est à gauche de l'axe de piste, la tension U1 est inférieure à la tension U2. L'aiguille dévie à droite (Figure 4.13)



Figure 4.13 : la barre verticale indique qu'il faut effectuer une correction vers la droite

L'aiguille indique toujours le sens de la correction à effectuer (l'instrument est directionnel) mais n'indique en aucun cas la distance par rapport à l'axe. En effet, seul un écart angulaire est fourni au pilote par l'intermédiaire de 5 points de par et d'autre du centre de l'écran. L'écart entre deux graduations est de $0,5^\circ$ (Figure 4.14).



Figure 4.14 : échelle d'écarts

Remarque

Beaucoup de récepteurs LOC ont un mode de guidage en QFU inverse, qui permet d'inverser le sens de déviation de l'indicateur d'écart d'axe (aiguille verticale) afin d'obtenir un guidage conventionnel.

Nous pouvons à présent représenter le schéma fonctionnel d'un récepteur LOC (Figure 4.15)

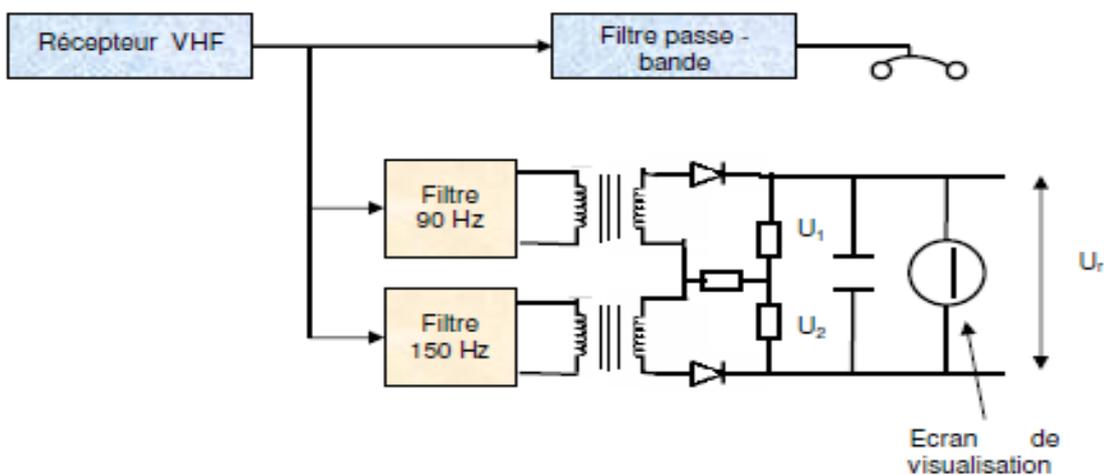


Figure 4.15 : Schéma fonctionnel d'un récepteur LOC

L'intégrité du signal est évaluée par l'addition des amplitudes des bandes latérales du spectre (somme des modulations SDM). En effet, le taux de modulation résultant est constant et sensiblement égal à 0,37. Si ce taux devient inférieur à 0,37, un drapeau d'alarme (Alarm flag) apparaît.

4.3 Le glide path

4.3.1 Généralistes

Le glide path fait partie intégrante du système ILS (au même titre que le LOCALIZER). Il a pour but de fournir au pilote une information d'écart par rapport à un plan de descente standard, représentée sur le même indicateur que le LOC par une barre horizontale directionnelle. Deux antennes polarisées horizontalement émettent des faisceaux radioélectriques dans le prolongement de l'axe de piste.

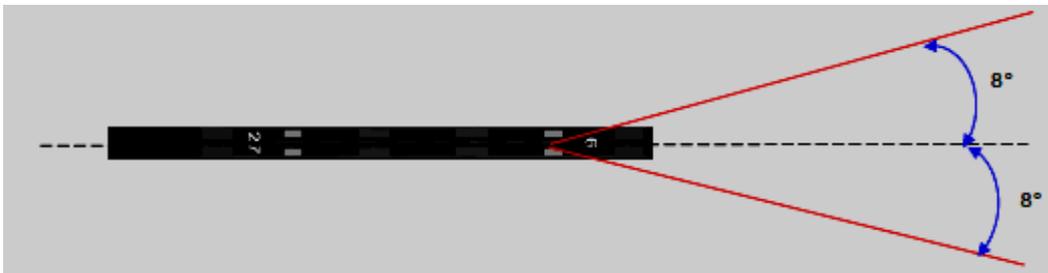
Le GLIDE PATH est utilisé dans la bande de fréquence UHF entre 329,15 et 335 MHz. Chaque fréquence GLISE est espacée de 150 kHz et est appareillée à une fréquence LOC. Ainsi le pilote doit se caler sur la fréquence LOC uniquement pour bénéficier de l'alignement de descente. Il y a en tout 40 fréquences GLIDE dont deux fréquences test couplées à celle du LOC. Le pourcentage de modulation des bandes latérales du signal GLIDE vaut deux fois celui du LOC (40%) car il n'y a pas de message d'identification.

On peut noter que contrairement au LOCALIZER qui peut être utilisé seul pour une approche de non précision, le GLIDE doit être utilisé conjointement avec le LOC.

4.3.2 Principe de fonctionnement

Le Glide émet des faisceaux radioélectriques dans le prolongement de l'axe de piste et assure une couverture en azimut de 8° de part et d'autre de l'axe ainsi qu'une couverture en site comprise entre $0,45 \theta$ et $1,75 \theta$ où θ représente l'angle de site de l'alignement de descente et varie entre 2° et 4° (Figure 4.16). Une partie des faisceaux radioélectriques émis par les antennes sont réfléchis sur le sol et ces derniers participent à l'élaboration du plan de référence.

- Couverture en azimut



- Couverture en site

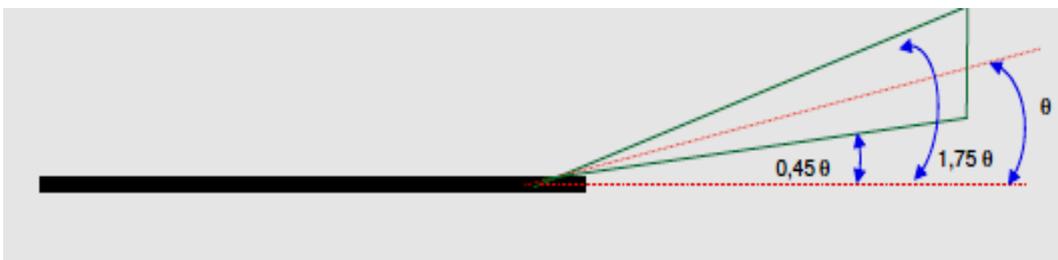


Figure 4.16 : couverture en site et azimut de l'antenne GLIDE

Le principe de fonctionnement est quasiment identique à celui du localizer : c'est un système loc. tourné virtuellement sur le côté dont le diagramme de rayonnement est semblable (Figure 4.17).

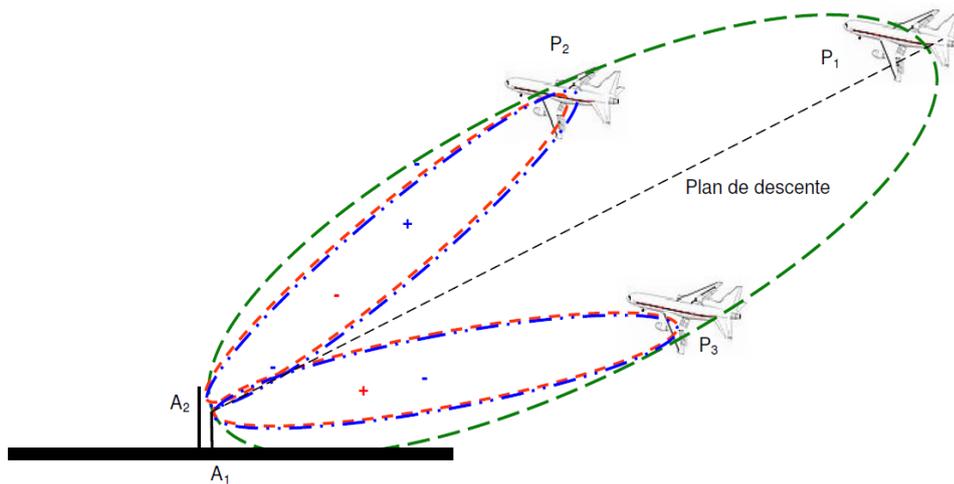


Figure 4.17 : diagramme de rayonnement du système GLIDE

Le système Glide le plus utilisé est le glide "nulle référence". Il est constitué de deux antennes A1 et A2 rayonnant des porteuses modulées à 90 Hz et 150 Hz. Comme pour le loc., la connaissance de la différence de taux de modulation permet d'indiquer l'écart par rapport au plan de descente.

- L'antenne basse A1 se situe à 4,25 m au dessus du sol et rayonne la porteuse de fréquence f_p ainsi que les bandes latérales correspondant aux modulations 90 Hz et 150 Hz (Figure 4.18). On utilise une modulation d'amplitude avec porteuse

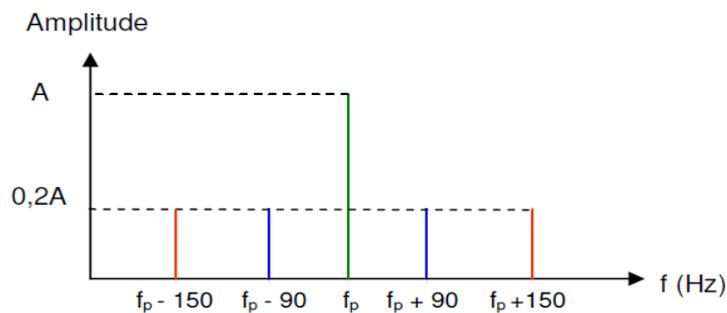


Figure 4.18 : Spectre du signal émis par A1

- L'antenne haute A2 est située à 8,5 m du sol et rayonne uniquement les bandes latérales correspondant aux modulations 90 Hz et 150 Hz. On utilise une modulation d'amplitude avec porteuse supprimée (Figure 4.19). f (Hz)

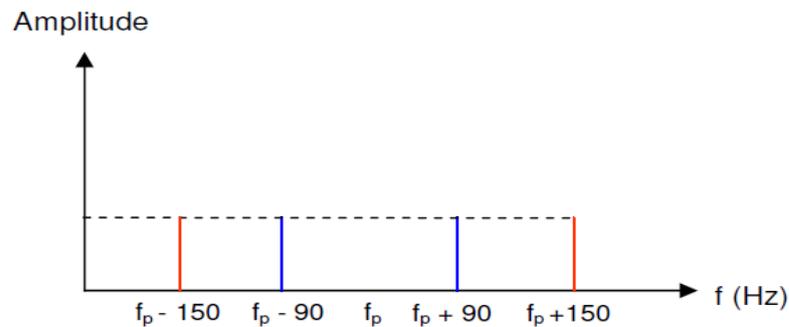


Figure 4.19 : Spectre du signal émis par A2

4.3.3 Récepteur glide

L'architecture du récepteur glide est identique à celle du récepteur loc. L'information d'écart par rapport au plan de descente est fournie au pilote par une barre horizontale qui indique le sens de la correction à effectuer (Figure 4.20).

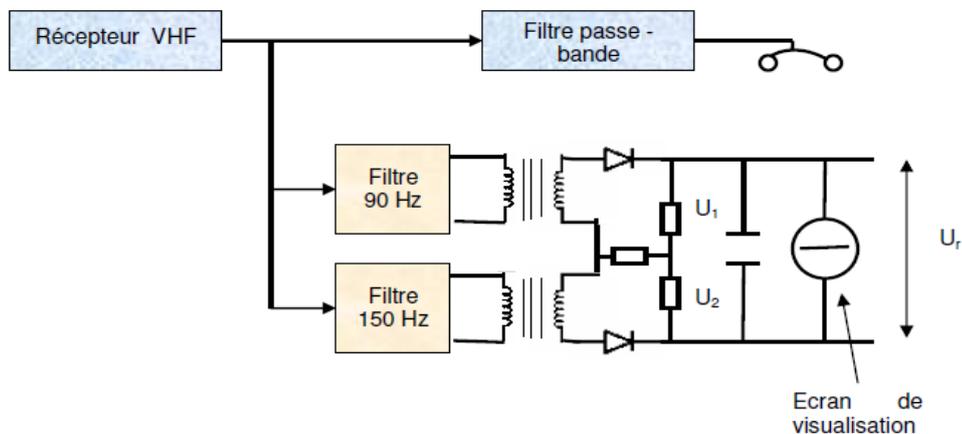


Figure 4.20 : synoptique du récepteur glide

Le taux de modulation des bandes latérales varie selon la position de l'avion par rapport au plan de descente :

- **Position P1** : L'avion est sur le plan de descente, la DDM est nulle, l'aiguille est centrée (Figure 4.21).



Figure 4.21 : la barre horizontale est centrée

- Position P2 :** L'avion est au dessus du plan de descente. Le taux de modulation du signal 90 Hz est supérieur au taux de modulation du signal 150 Hz. La DDM n'est pas nulle et l'aiguille dévie vers le bas (Figure 4.22).



Figure 4.22 : la barre horizontale indique au pilote d'effectuer une correction vers le bas

- Position P3 :** L'avion est en dessous du plan de référence. Le taux de modulation du signal 90 Hz est inférieur au taux de modulation du signal, l'aiguille dévie vers le haut (Figure 4.23).



Figure 4.23 : la barre horizontale indique au pilote d'effectuer une correction vers le haut

Les informations de l'ILS (Localizer et glide) peuvent être affichées sur des instruments classiques indépendants et HSI (Heading situation indicator) affichent également les indications I.L.S. (Figure 4.24 et 4.25).



Figure 4.24 : instrument classique de L'ILS

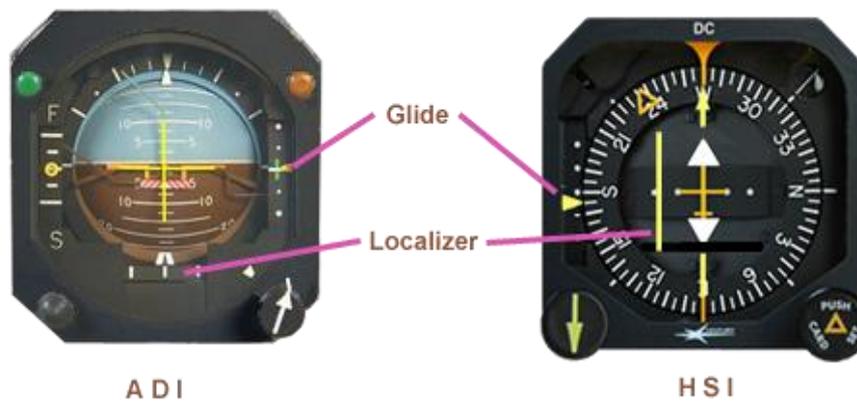


Figure 4.25 : les instruments qui visualiser l'ILS

Sur les "Electronic Flight Instrument System" les ILS sont affichés sur les "Primary Flight Display" ainsi que sur les "Navigation Display". (Figure 4.26).

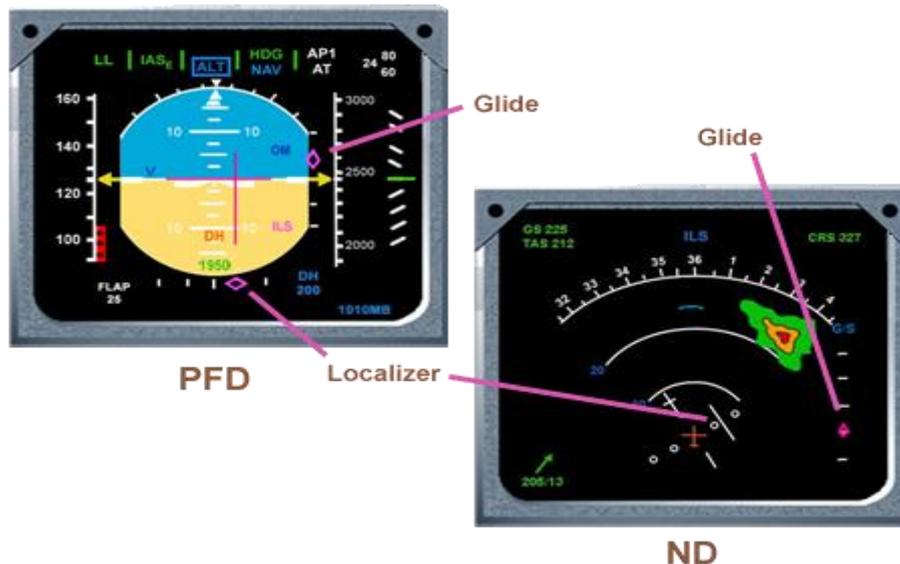


Figure 4.26 : glide and localizer sur le PFD et ND

Comme pour le système loc, la station sol du système glide comprend un émetteur principal et un de secours comportant chacun deux sorties (une pour le signal sans porteuse et une pour le signal avec porteuse), un bloc de surveillance qui mesure en permanence les caractéristiques des faisceaux radioélectriques ainsi que des amplificateurs de puissance et un module de dialogue à distance avec les opérateurs [S2].

4.4 Les markers

4.4.1 Caractéristiques générales

Les markers appelés aussi ‘‘ radiobalises à rayonnement vertical ‘‘ fournissent une indication de distance lors d'une approche aux instruments. En effet, cette aide à la navigation permet de fournir ponctuellement la position exacte de l'avion lors d'une approche. On distingue ainsi trois radiobalises disposées dans le prolongement de l'axe de piste :

- l'Outer Marker (OM)
- le Middle Marker (MM)
- l'Inner Marker (IM)

Chacune de ces balises fournissent des renseignements de distance par l'intermédiaire d'indications visuelles (allumage de différentes lampes) et auditives (tonalité morse à la verticale de la balise). Enfin les trois radiobalises émettent des signaux directifs verticaux sur une fréquence unique de 75 MHz (Figure 4.27).

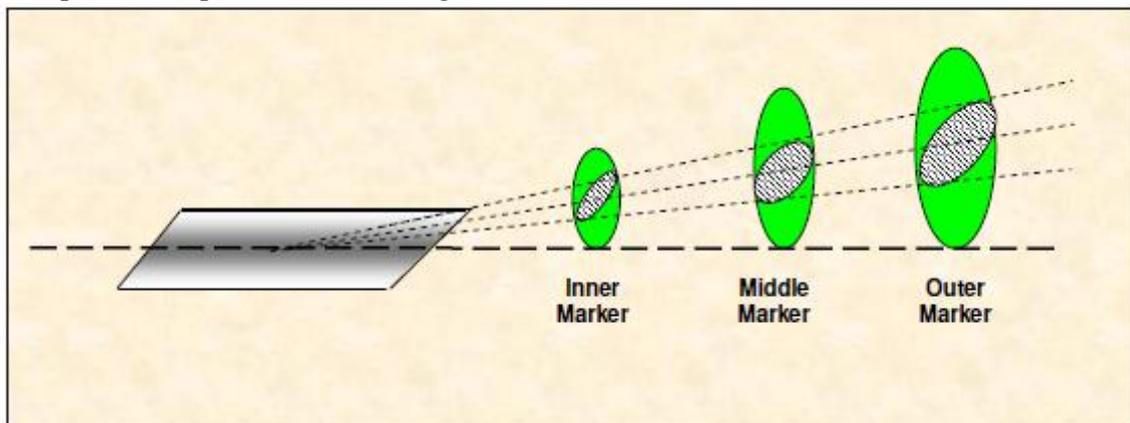


Figure 4.27 : Représentation des trois radiobalises à rayonnement vertical

4.4.2 Principe de fonctionnement

Chaque station sol émet un signal modulé en amplitude sur une fréquence de 75 MHz avec une puissance variant de 3 à 5 W. Les faisceaux d'émission sont à rayonnement vertical et ils forment des cônes verticaux étroits de telle sorte à ce que leurs pointes soient situées vers le bas. La puissance de sortie diminue pour le Middle Marker et l'Inner Marker car l'altitude de l'avion est plus basse.

Comme nous l'avons dit précédemment, chaque MARKER a sa propre particularité en ce qui concerne le taux de modulation, la couleur des lampes témoins, la longueur d'interception

ainsi que le code morse auditif d'identification. On peut ainsi dresser le tableau détaillant les caractéristiques de chaque balise (Tableau 4.1).

	OUTER MARKER	MIDDLE MARKER	INNER MARKER
Modulation	400 HZ	1300 HZ	3000 HZ
Durée d'interception de la balise pour V=275Km/h	8 secondes	4 secondes	2 secondes
Code morse d'identification	- -	-
Couleur de la lampe Témoin	Bleus	Ambre	Blanche

Tableau 4.1 : Tableau récapitulatif des différentes caractéristiques propres à chaque balise

Ainsi, en fonction de l'endroit où se trouve l'aéronef durant l'approche, il percevra les informations énumérées ci-dessus. On note cependant que les distances séparant les balises au seuil de piste ne sont pas disponibles sur le récepteur. Ceci est dû au fait que ces distances varient en fonction des installations et aucune standardisation n'est disponible. On peut cependant utiliser les cartes d'approches ILS en procédure IFR afin de bénéficier de ces renseignements complémentaires

4.4.3 Récepteur de bord

Le récepteur de bord est composé d'un boîtier comportant trois filtres passe bande et il a pour but de générer les signaux auditifs et visuels lors du passage à la verticale de la balise. On peut ainsi le représenter par le schéma fonctionnel suivant (Figure 4.28).

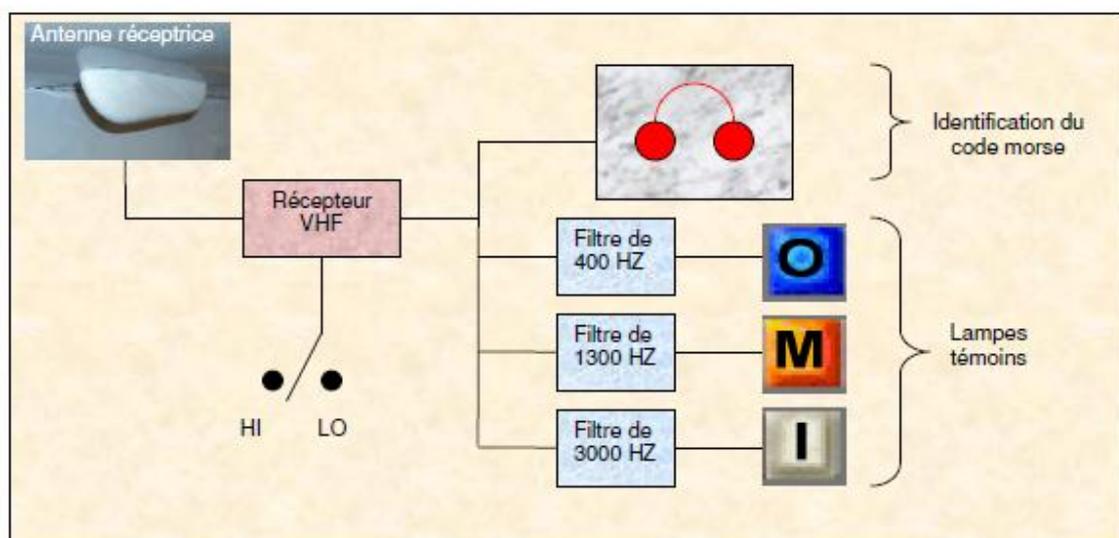


Figure 4.28 : Schéma fonctionnel d'un récepteur de bord

Le signal reçu par l'antenne est démodulé puis transmis vers des filtres passe bande à 400 Hz, 1300 Hz et 3000 Hz. Ces fréquences ont été choisies de telle sorte qu'aucune harmonique ne

corresponde avec la fréquence de modulation supérieure. Notamment, la troisième harmonique de 400 Hz est 1200 Hz et le filtre à 1300 Hz est suffisamment étroit pour rejeter cette harmonique. On peut noter qu'il existe un interrupteur permettant de sélectionner deux niveaux de précision lors de l'interception d'un marker. La position **LO** fournit la meilleure précision en ce qui concerne le temps d'allumage des lampes (l'instant d'allumage est très précis lorsque l'avion rentre dans le cône d'émission) tandis que la position **HI** est plus facilement utilisé comme un indicateur de tendance. [S2].

4.5 Minima opérationnels

Les automatismes de conduite peuvent être utilisés pendant tout le vol et notamment pendant les approches et les atterrissages. Ils permettent notamment de réduire les conditions météorologiques minimales requises pour effectuer certaines approches aux instruments.

Profitons-en pour rappeler certains points réglementaires qui nous seront nécessaires dans l'étude de ces phases de vol.

On regroupe les approches aux instruments dans deux catégories :

a) Approches de « non – précision » ou approches classiques

Le guidage latéral par une aide à la navigation : Localizer d'un ILS, VOR, NDB, RNAV, GPS, GCA (Ground Controlled Approach – Approche guidée au radar), Radiogoniomètre etc... est toujours fourni.

Il n'y a pas de guidage vertical fourni. Le pilote calcule son plan de descente au chronomètre ou en utilisant des informations de distance fournies par le DME (Distance Measuring Equipment), le GPS, le GCA ou le FMS.

Les FMS 3 dimensions sont capables de calculer le plan de descente associé à ce type d'approche et de présenter au pilote son écart vertical par rapport à ce plan ; on le note habituellement VTK (Vertical Track error).

Une information de distance fournie par le DME, le GPS, le GCA ou le FMS peut être disponible sur ce type d'approches mais n'est pas obligatoire

- **Minimum vertical** : L'avion effectue sa descente jusqu'à une altitude minimale de descente lue sur l'altimètre barométrique calé au QNH, la MDA (Minimum Descent Altitude), en-dessous de laquelle il n'est autorisé de poursuivre que si les références visuelles sont acquises. La hauteur correspondant à la MDA, la MDH n'est jamais inférieure à 250ft sur ce type d'approche.
- **Minimum horizontal** : Pour être autorisé à effectuer une approche de ce type dans son intégralité, une visibilité météorologique ou une portée visuelle de piste (RVR – Runway Visual Range) minimales sont prescrites et doivent être respectées. La visibilité / RVR requise pour ce type d'approche n'est jamais inférieure à 800m

b) Approches de précision

- Le guidage latéral par une aide à la navigation: Localizer d'un ILS ou guidage latéral d'un PAR (Precision Approach Radar) est toujours fourni.
- Le guidage vertical par une aide à la navigation: Glideslope d'un ILS ou guidage vertical d'un PAR (Precision Approach Radar) est également toujours fourni.
- Une information de distance fournie par le DME, des markers (balises émettant un signal vertical uniquement reçu quand l'avion passe à leur verticale et dont la distance au seuil de piste est connue) ou le PAR doit obligatoirement être disponible sur ce type d'approches

c) Approches de précision de catégorie I (CAT I)

- Minimum vertical : L'avion effectue sa descente jusqu'à une altitude de décision lue sur l'altimètre barométrique calé au QNH, la DA (Decision Altitude), à laquelle le pilote décide de poursuivre l'approche s'il a acquis les références visuelles ou de remettre les gaz.
- La hauteur correspondant à la DA, la DH n'est jamais inférieure à 200ft sur ce type d'approche
- Minimum horizontal : Pour être autorisé à effectuer une approche de ce type dans son intégralité, une visibilité météorologique ou une portée visuelle de piste (RVR) minimales sont prescrites et doivent être respectées. La visibilité / RVR requise pour ce type d'approches n'est jamais inférieure à 550m.

d) Approches de précision de catégorie II et III (CAT II, CAT III)

Ces types d'approches ne peuvent être effectués que par un équipage de deux pilotes, au moins, et nécessitent un entraînement spécifique, un équipement adéquat de l'avion et au sol et une approbation de ces opérations par l'Autorité pour l'exploitant concerné

- Minimum vertical: L'avion effectue sa descente jusqu'à une hauteur de décision lue sur le radioaltimètre (pour plus de précision), la DH (Decision Height), à laquelle le pilote décide de poursuivre l'approche s'il a acquis les références visuelles ou de remettre les gaz.
- Pour les approches CAT II, la DH n'est jamais inférieure à 100ft, sur les approches CAT IIIa, la DH n'est jamais inférieure à 50ft et sur les approches CAT IIIb, la DH dépend du type d'appareil et de l'exploitant mais peut descendre jusqu'à environ 20ft !
- Minimum horizontal: Pour être autorisé à effectuer une approche de ce type dans son intégralité, une portée visuelle de piste (RVR) minimale est prescrite et doit être respectée (il s'agit ici toujours d'une RVR pour plus de précision).
- Pour les approches CAT II, la RVR minimale requise est de 300m. Elle est de 200m pour les approches CAT IIIa et de 75m pour les approches CAT IIIb. [S5]

2.6 Catégories ils

Les approches de précision sont classées en trois catégories, qui dépendent de deux paramètres : **la hauteur de décision (DH)** et **la portée visuelle de piste (RVR)**. On distingue alors la catégorie **I (CAT I)**, la **catégorie II (CAT II)** et la **catégorie III (CAT III)**, elle-même divisée en trois sous-catégories (CAT IIIa, CAT IIIb, CAT IIIc). De plus, la catégorie I dépendra également de la catégorie d'avion (A, B, C, D) et les catégories II et III dépendront du type d'avion (A-320, A-330, B-747, etc.) Utilisé lors de l'approche.

Lors d'une approche ILS (de précision), tous les éléments constitutifs du système ILS sont utilisés (LOCALIZER, GLIDE SLOPE, radiobalises d'alignement). Si un seul de ces éléments n'est pas en état de marche, l'approche effectuée devient une approche de non-précision si les conditions météorologiques le permettent.

On obtient donc le tableau suivant (Tableau 4.2)

Catégories	CAT I	CAT II	CAT IIIA	CAT IIIB	CAT IIIC
Hauteur de décision (DH, ft.)	DH>2 00	200>DH>100	100>DH	50>DH	Non défini
Portée visuelle de piste (RVR, ft.)	RVR>1800	RVR>1200	RVR>700	700>RVR>150	Non défini

Tableau 4.2 : tableau récapitulatif des catégories d'approche

Le nombre d'instruments de bord nécessaires à une approche de précision varie selon la catégorie d'approche :

- Pour une approche de catégorie I, l'avion doit être équipé d'un récepteur LOC et d'un récepteur GLIDE
- Pour une approche de catégorie II, l'avion doit être équipé d'un second récepteur LOC et d'un second récepteur GLIDE, ainsi qu'un radioaltimètre. De plus, un équipage de deux pilotes qualifiés est requis.
- Pour une approche de catégorie IIIa, on doit trouver à bord de l'avion, en plus des instruments nécessaires pour effectuer une approche de catégorie II, un pilote automatique ou un HUD.
- Pour une approche de catégorie IIIb, le pilote automatique doit être capable d'effectuer un atterrissage automatique complet (roulage inclus).

Afin de donner une idée des conditions de visibilité auxquelles sont soumises les pilotes, voici quelques photos illustrant l'environnement extérieur selon la catégorie d'approche (Figure 4.29). [S2].



Catégorie I

Catégorie II

Catégorie IIIa

Figure 4.29 : évolution de la visibilité horizontale (RVR) en fonction de la catégorie d'approche

4.7 VOR

4.7.1 Introduction :

VOR abréviation de VHF Omnidirectional Range est un système de positionnement à courte et moyenne distance utilisé en navigation aérienne et fonctionnant dans la plage des fréquences VHF. Il fut adopté par l'OACI dès 1960. le récepteur à bord permet de connaître de façon continue et visuelle le relèvement magnétique de l'aéronef par rapport à une station sol et de suivre une route magnétique en rapprochement ou en éloignement par rapport à cette balise. les VOR travaillent dans la gamme de fréquences de 108 à 117.95MHz.

L'antenne VOR est généralement montée sur un plateau métallique servant de réflecteur et de toit d'abri pour l'équipement

Figure 4.30 : L'antenne VOR



4.7.2 Les types de VOR

Il existe deux types de VHF Omnidirectional Range:

- Les TVOR ou Terminal VOR sont des balises servant aux approches des aéronefs ou aéroports ? .Elles travaillent sur la bande 108 à 111,95MHz. L'espacement entre deux canaux est de 50KHz ou 150KHz la première décimale étant toujours paire (108,00MHz - 108,05MHz - 108,20MHz - 108,25 MHz - 108,40MHz etc...).

Les décimales impaires étant utilisées pour le système d'atterrissage ILS (localizer).

- Les balises VOR des voies aériennes travaillent sur la bande 112 à 117.95MHz, la séparation entre deux canaux est de 50KHz. Leur fonctionnement peut être en mode conventionnel les CVOR ou à effet DOPPLER les DVOR.

Ce qui fait 160 canaux pour le système VOR et 40 canaux pour le système ILS. Le VOR a une portée optique. Sa portée dépendra donc de l'altitude de l'aéronef, mais elle est volontairement limitée à 200Nm pour éviter les interférences. La puissance est de 50 W pour les T/VOR et 200 W pour les autres.

4.7.3 Principe général

Le principe du VOR est de créer une émission dont la phase soit caractéristique de l'azimut par rapport à l'émetteur. Pour cela il émet une fréquence porteuse sur laquelle deux modulations distinctes de 30Hz (Référence et Variable) sont appliquées. Pour distinguer à la réception la modulation Variable de la modulation Référence, l'une de ces fréquences sera transmise par l'intermédiaire d'une sous porteuse.

Une de ces modulations a une phase indépendante de la position en azimut du récepteur. C'est la phase de référence. L'autre modulation a une phase dépendante de la position du récepteur par rapport à la balise. C'est la phase position.

La station VOR émet en polarisation horizontale ce qui permet de réduire l'influence du sol sur le diagramme de rayonnement en supprimant considérablement les ondes déformées et/ou déviées par réflexion.

4.7.4 Principe de fonctionnement d'un CVOR (conventionnel)

La comparaison de phase entre les signaux de référence (fixe) et les signaux variable (position) s'effectue sur leur modulation à 30hz. Le signal variable soit émis par un système tournant ou par des antennes fixes, le résultat reste le même: un champ tournant de façon uniforme à 30tr/sec.

Le diagramme du signal de référence étant non directionnel, la superposition de ces deux signaux donne approximativement une cardioïde tournant à 30tr/sec.

En effet lorsque le champ VHF du signal de référence est en phase avec le champ VHF de l'un des lobes du signal tournant, il est en opposition de phase avec l'autre. Donc quand les deux champs s'ajoutent l'un des lobes est renforcé, alors que l'autre est partiellement annulé.

Le signal de référence et le signal variable sont émis de façon à être en phase au Nord magnétique de la station sol. C'est à dire que le maximum positif du signal variable à lieu simultanément avec le maximum positif du signal de référence 30Hz contenu dans la modulation de fréquence.

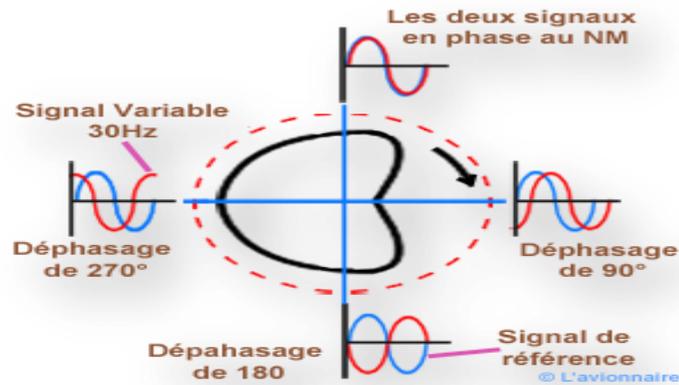


Figure 4.31 : le spectre de fréquence

Il suffit alors au récepteur de bord de l'aéronef de calculer le déphasage entre les deux signaux pour connaître l'azimut appelé Radial, sur lequel il se trouve par rapport à la station sol.

➤ Le cône de confusion

A la verticale de l'émetteur se crée un cône de confusion ou d'incertitude dans lequel les indications du VOR sont peu fiables. L'aiguille de déviation de l'indicateur devient très sensible et oscille de droite à gauche et le TO/FROM passe alternativement de TO à FROM et de FROM à TO. Une fois l'aéronef sorti de cette zone l'indication redeviendra stable ce qui confirmera le passage de la station

Le temps de traversée de cette zone dépendra de la vitesse et de l'altitude de l'aéronef.

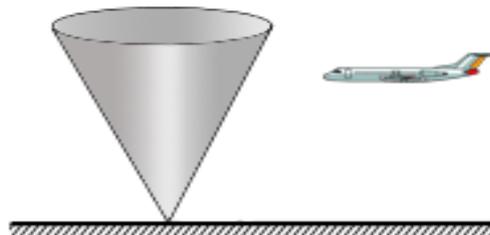


Figure 4.32 : Le cône de confusion CVOR

Le rayonnement des CVOR est influencé par son environnement qui doit être libre d'obstacles (bâtiments ou collines etc..). Il est également sensible aux réflexions des signaux (passage de voitures ou d'avions près de l'antenne)

4.7.5 Principe de fonctionnement d'un DVOR (Doppler)

L'antenne du DVOR est montée sur un plan métallique réflecteur plus imposant que sur un VOR conventionnel. Ce "contrepois" sert également de toit d'abri de l'équipement.



Figure 4.33 : L'antenne de VOR Doppler

Le VOR Doppler est la deuxième génération de VOR, il offre une qualité de signal et de précision supérieure au VOR conventionnel.

Le signal de référence 30Hz est transmis omni directionnellement par modulation d'amplitude de l'onde VHF, et l'information d'azimut c'est à dire le signal variable est transmis par modulation de fréquence à 30 Hz des deux bandes latérales (9960 Hz) de l'onde porteuse.

Ceci signifie que c'est l'inverse du CVOR où le signal omnidirectionnel est modulé en fréquence et le signal directionnel est modulé en amplitude.

Le signal modulé en fréquence est moins sujet aux interférences que le signal modulé en amplitude et donc les signaux reçus sont plus précis et plus fiables.

➤ **Composition de DVOR**

Le DVOR est composé

- ❖ D'une antenne centrale omnidirectionnelle qui émet la porteuse modulée en amplitude à 30Hz
- ❖ D'un nombre élevé d'antennes périphériques (48 pour le DVOR Thales) disposées sur un cercle de 13,4 de diamètre (voir photo ci-dessus). Le rayonnement provenant de cet anneau d'antennes est constitué de deux bandes de modulation d'amplitude et diamétralement opposées, qui émettent l'une en bande latérale supérieure à + 9960 Hz, l'autre sur la bande latérale inférieure à - 9960 Hz. Celles-ci sont commutées d'antenne à antennes autour de l'anneau de manière à simuler une rotation de 30tr/sec autour de l'antenne centrale, ce qui engendre une modulation de fréquence. (**voir annexe 1**)

4.7.6 Le but de récepteur a bord

Le but du récepteur à bord d'un aéronef est de mesurer l'angle de déphasage entre le signal de référence et le signal variable. A noter qu'il interprète aussi bien les signaux venant d'un CVOR que d'un DVOR et qu'il fonctionne parfaitement avec les deux. De nombreux types d'instruments pour l'affichage du VOR sur le tableau de bord existent, cependant tous sont semblables dans l'exploitation et l'interprétation.

Le récepteur doit remplir cinq fonctions:

1. Capter les signaux VHF
2. Amplifier convenablement tous les signaux sur lequel il est accordé
3. Détecter les modulations
4. Séparer par ces signaux le signal de référence et le signal variable.
5. Comparer les phases respectives de ces signaux afin de fournir des indications facilement exploitables.

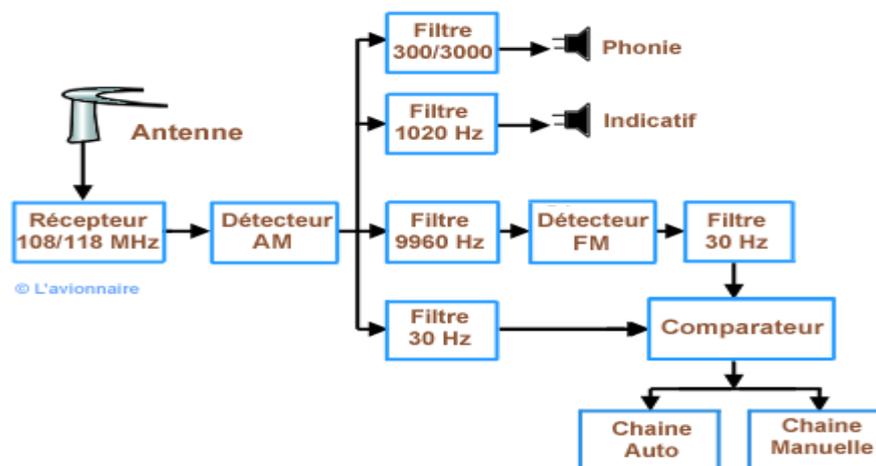


Figure 4.34 : Le récepteur VOR à bord d'un avion

➤ Principe simplifié du récepteur:

- a. Après réception des ondes par l'antenne, le signal de la balise accordée au récepteur est syntonisé, amplifié et filtré.
- b. Le détecteur de modulation d'amplitude (AM) effectue la démodulation de la porteuse pour récupérer les signaux la modulant: l'un des deux signaux de 30Hz, la sous porteuse de 9960Hz, le signal d'identification 1020Hz et le signal de phonic 300/3000Hz.
- c. Le détecteur de modulation de fréquence (FM) récupère le 30Hz modulant la sous porteuse.
- d. Le comparateur calcule ensuite le déphasage entre les deux signaux de 30Hz et le transmet à la chaîne automatique et à la chaîne manuelle.

Les renseignements fournis sont:

- Une indication de déviation "gauche/droite" par rapport à une route magnétique sélectionnée. Ce sera la chaîne manuelle.
- Une indication de position pour savoir si l'aéronef se rapproche ou s'éloigne de la station. Ce sera le "TO/FROM".
- Une indication permanente du relèvement magnétique de la station par l'aéronef. Ce sera la chaîne automatique.
- Une indication de mauvais fonctionnement. Ce sera un drapeau "Flag alarm".

2.7.7 Chaîne manuelle

L'indicateur VOR peut être avec une barre "CDI" pour Course Déviation Indicator à déviation verticale (ci-dessous à gauche) ou à déviation oblique (ci-dessous à droite). Actuellement les indicateurs à déviation oblique ne sont plus fabriqués.



Figure 4.35 : affichage de VOR avec CDI

➤ Compositions de L'indicateur VOR

- Omni Bearing Selector (OBS) ou sélecteur de route. En tournant ce bouton vers la droite ou vers la gauche le pilote sélectionne l'azimut (Radial) sur lequel l'aéronef se trouve. Simultanément une couronne de l'indicateur (rosace) graduée de 0 à 360° tourne pour afficher la valeur du radial.
- Indicateur d'écart de route (CDI). Cette barre se déplaçant vers la gauche ou vers la droite, indique au pilote quelle direction il faut suivre pour rejoindre le radial choisi avec l'OBS.
- To/From. Ce triangle indique si l'aéronef se rapproche de la station sol ou si il s'en éloigne.
- Drapeau (Flag). Indicateur de Marche/Arrêt. Indique également si le signal reçu est fiable ou si l'instrument est en panne

La série de points au milieu de l'écran représente la déviation de l'aéronef par rapport au radial sélectionné par l'OBS. Chaque point représente généralement une déviation de 2° soit une déviation de 10° de part et d'autre de l'axe sélectionné.

➤ Principe de fonctionnement

La méthode consiste à tourner le bouton OBS jusqu'à ce que la phase de référence soit égale à la phase variable. L'OBS faisant tourner en même temps une rosace, celle-ci indiquera de combien de degrés il a fallu tourner pour que les deux phases (référence et variable) soient en concordance. Cet angle ainsi obtenu représente l'angle \emptyset entre la direction du récepteur et le Nord magnétique. La barre verticale en se déplaçant de gauche à droite ou de droite à gauche sert d'indicateur de concordance des phases. Ceci signifie que lorsque la concordance des deux phases est réalisée la barre verticale se trouve au centre du cadran.

En réalité pour augmenter la précision dans la mesure du déphasage, au lieu de faire tourner le vecteur de l'angle \emptyset on le fait tourner de $\emptyset + 90^\circ$ afin de le mesurer avec un wattmètre. En effet si on compare deux signaux, l'indication sur un wattmètre est nulle si l'angle de phase est de 90° . L'aiguille du wattmètre sera tout simplement l'indicateur d'écart CDI.

Ce déphasage de 90° est effectué en amont dans les chaînes d'amplification du signal de référence.

4.7.8 Chaîne automatique

Dans ce cas le déphasage doit être automatique et continu. Le chercheur est identique à la chaîne manuelle, mais un phasemètre déclenche la rotation d'un moteur d'asservissement dans les deux sens.

Le branchement est conçu de façon que l'indication fournie soit toujours la trajectoire vers la station, il n'y a donc pas d'ambiguïté comme dans la chaîne manuelle.

L'indication présentée par la chaîne dépend uniquement de la modulation de la porteuse VHF. La direction du vol ou cap n'a aucune influence sur l'indication. Il est donc nécessaire de rajouter une information de cap magnétique.

Celle-ci est obtenue à l'aide d'un compas gyromagnétique (centrale de cap). Ces deux informations combinées forment un RMI (Radio Magnetic Indicator). L'aiguille du RMI est constamment pointée vers la station sol, mais cette indication est par rapport au Nord magnétique. Pour obtenir un gisement, il faudra composer l'azimut et le cap magnétique à l'aide d'un autosyn différentiel. (Appareils transducteurs qui peuvent être connectés entre eux de plusieurs manières pour former un système de mesure d'angle ou de position).

Le RMI indiquera le cap suivi par l'avion, le gisement de la station (angle entre le cap suivi et la pointe de l'aiguille) et surtout le relèvement magnétique de la station (QDM) de façon continue.

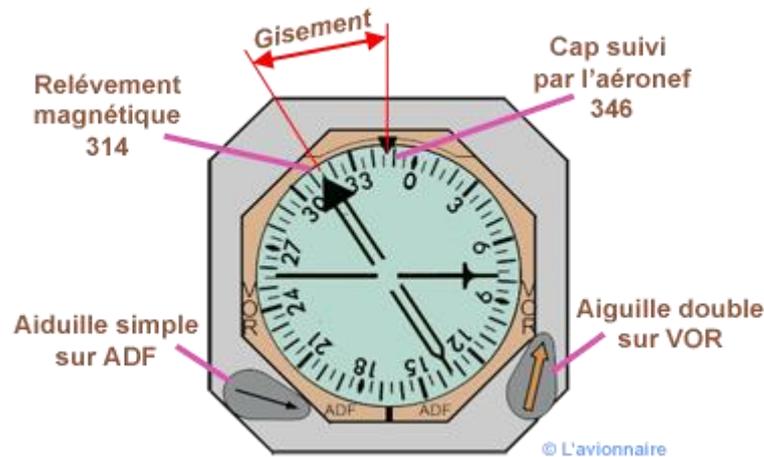


Figure 4.36 : Les informations fournies par le RMI

Les informations d'un VOR peuvent également être affichées sur un HSI (horizontal situation indicator) ou sur le RMI (Radio Magnetic Indicator). Ci-dessous sur le HSI, le bouton Course (en bas à droite) remplace le bouton OBS et permet également de présélectionner un radial. La flèche indique la direction de la station. Le bouton HDG (en bas à gauche) affiche un cap et commande le pilote automatique.

Le RMI/DME ci-dessous peut afficher en même temps soit 2 VOR, soit 2 ADF, soit 1 VOR + 1 ADF.



Figure 4.37 : Présentation de l'information VOR sur (HSI, RMI)

Les indications des VOR sont présentées sur les écrans EFIS Navigation Display en Mode ARC ou en Mode Rose. Le "Pointer" indique la direction de la station sol et remplace le TO/FROM. Le "Pointer" disparaît en cas de panne. Les flèches rose et verte en Mode Rose et les traits en pointillés en Mode Arc représentent respectivement les ADF1 (rose) et ADF2 (vert). [S2].

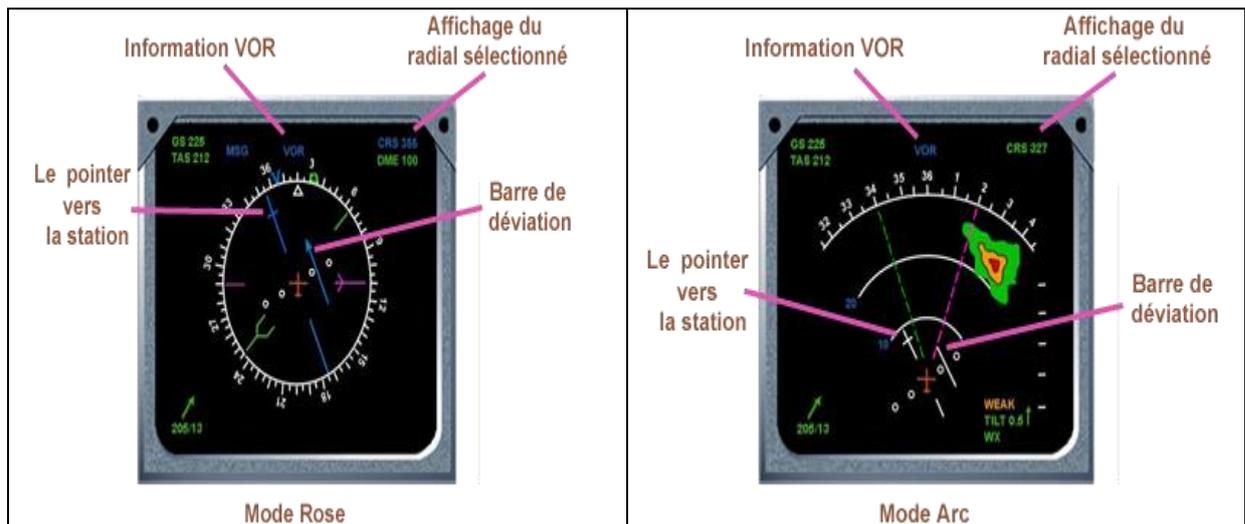


Figure 4.38 : Présentation de l'information VOR sur ND

4.7.9 Les erreurs

Les erreurs susceptibles d'exister dans un système VOR sont

- les erreurs de la station sol (antenne, alimentation etc.)
- les erreurs dues aux effets de polarisation
- les erreurs dues au site topographie du terrain, bâtiments aux environs etc
- les erreurs du récepteur

5.1 Introduction

Lorsque le pilote entame les manœuvres d'approche, des procédures particulières sont introduites lors de cette phase afin que l'atterrissage de l'ensemble appareil-équipage-passager se fasse dans les meilleures conditions. Aussi, le pilote doit-il gérer un certain nombre de paramètres dépendant du type d'aéronef utilisé par rapport aux différentes installations de l'aéroport de destination. En effet, les paramètres de gestion de vol courant, comportent les points suivants :

- Un plan de l'aéroport associé aux caractéristiques des pistes,
- Des informations transmises par la tour de contrôle (référence de repérage de la piste d'atterrissage avec consignes d'attente éventuelle),
- Consignes d'alignement vertical (pente) et horizontal (cap) et distances, transmises par les installations au sol, par voie hertzienne,
- Caractéristiques et performances de l'avion,
- Conditions météorologiques,
- Paramètres visuels.

Dans la phase d'approche, pour le modèle mathématique associé à L'**A300** et l'étude que nous avons faite, seul quatre éléments du vol (**vitesse**, **altitude**, **densité de l'air** et **pente de l'avion**) ont été pris en compte. Par rapport à ce besoin, nous avons introduit une commande de type **PID** pour répondre au souci du contrôle de l'appareil en mode latéral de navigation de l'appareil étudié.

En effet, comme l'action proportionnelle permet d'accélérer la réponse d'une mesure afin d'en réduire son écart avec la grandeur de consigne, l'insertion d'une action proportionnelle sur un système naturellement stable en boucle fermée, montrera que lors d'un changement de consigne, le régime permanent atteint un écart résiduel.

L'action intégrale est introduite par contre, pour permettre l'annulation de l'écart entre la mesure et le signal de référence. Le rôle de l'action dérivée étant de compenser les effets du temps mort (retard) du procédé.

5.2 Chaines de commande du pilote automatique

La loi de pilotage permet de calculer un ordre de braquage gouverne commande a partir d'informations d'entrée dont l'écart entre les valeurs actuelle et cible du paramètre à contrôler.

Chaque terme intervenant dans la loi est affecté d'un coefficient de gain d'amplification pour moduler son influence.

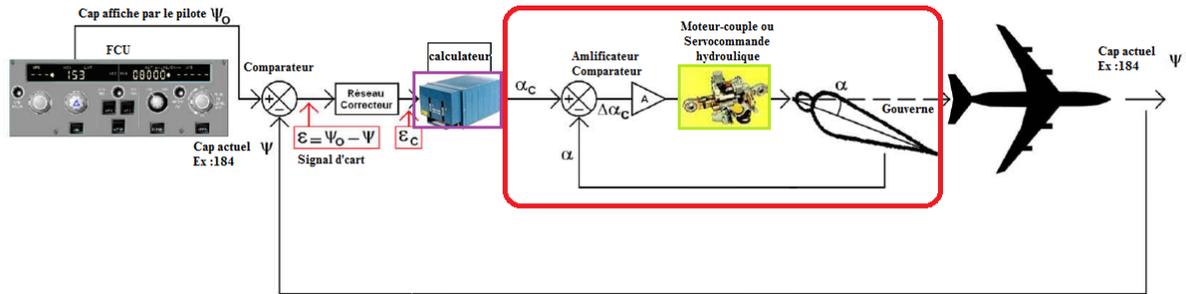


Figure 5.1 : Schéma pratique du fonctionnement d'un mode PA sur un axe (roulis)

- Dans le schéma ci-dessus, on note le cap Ψ_0 cible affiché par le pilote et Ψ le cap actuel.
- Le premier comparateur élabore un signal d'écart noté : $\epsilon = \Psi_0 - \Psi$
- α est le braquage gouverne actuel et α_c , le braquages gouverne commandé par le calculateur.
- Le deuxième comparateur compare ces deux braquage fin d'envoyer au servomoteur, après amplification, un braquage gouverne différentiel : $\Delta\alpha_c = \alpha_c - \alpha$
- La loi de pilotage et la relation entre le braquage gouverne commandé par le calculateur (ici α) et le signal d'ecart (ϵ).

5.3 Commande Proportionnelle Intégrale Dérivée (PID)

Nous avons adoptés la configuration répondant à la structure donnée en figure 5.2.

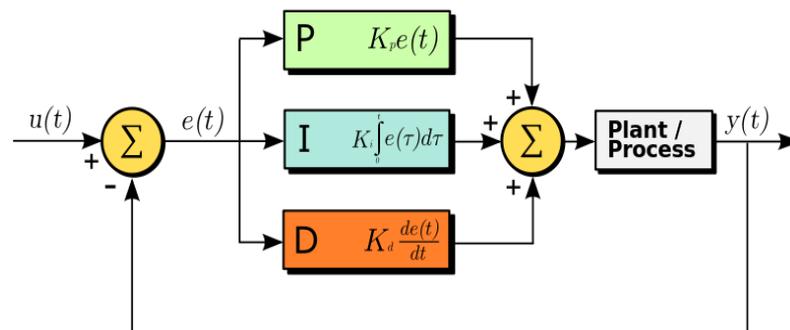


Figure 5.2 : Structure PID parallèle

Comme il existe un grand nombre de méthode de réglage des actions d'un régulateur, nous avons mis en œuvre une technique résumée en figure 5.2 qui donnent de bons résultats.

Cette méthode se décompose en deux phases :

1. Identification

- Méthode en boucle ouverte (B.O)

Le régulateur est en position manuel

On injecte un signal un échelon dans le système (en vert)

On observe l'évolution de la mesure (en rouge)

On calcul G_s : gain statique du procédé

θ : Constante de temps du procédé en secondes

τ : Retard pur ou temps mort en secondes

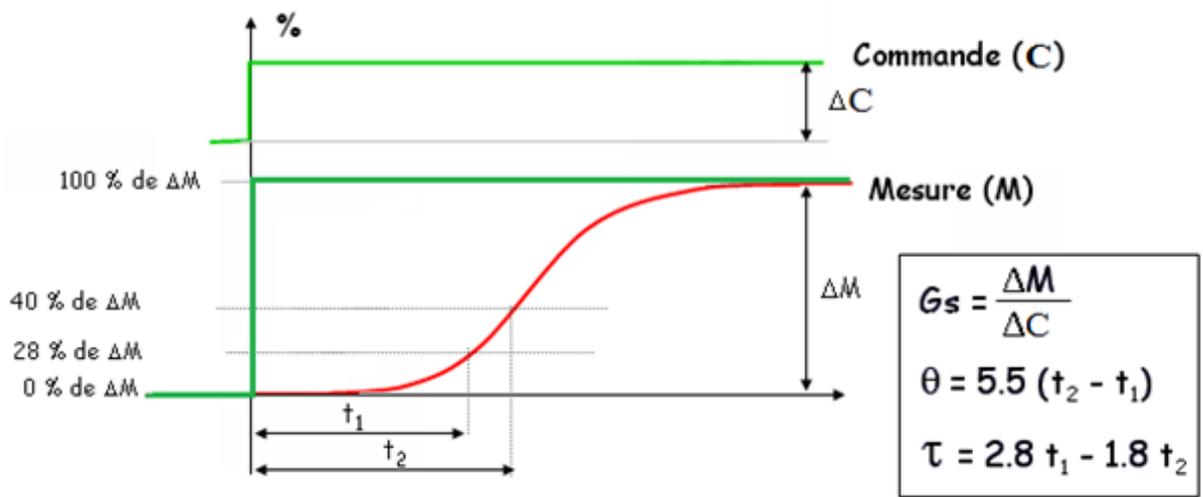


Figure 5.3 : Méthode d'identification standard en B.O des caractéristiques

2. Calcul des paramètres du PID définis en figure 5.4

Modes de regul. / Actions	P	PI série	PI parallèle	PID série	PID parallèle	PID Mixte 1	PID Mixte 2
k_p	$\frac{0.8 \cdot \Theta}{G_s \cdot \tau}$	$\frac{0.8 \cdot \Theta}{G_s \cdot \tau}$	$\frac{0.8 \cdot \Theta}{G_s \cdot \tau}$	$\frac{0.85 \cdot \Theta}{G_s \cdot \tau}$	$\frac{\Theta}{\tau} + 0.4$ $\frac{\Theta}{1.2 \cdot G_s}$	$\frac{\Theta}{\tau} + 0.4$ $\frac{\Theta}{1.2 \cdot G_s}$	$\frac{\Theta}{\tau} + 0.4$ $\frac{\Theta}{1.2 \cdot G_s}$
k_i	Maxi.	θ	$\frac{G_s \cdot \tau}{0.8}$	θ	$\frac{G_s \cdot \tau}{0.75}$	$\Theta + 0.4 \cdot \tau$	$\Theta + 0.4 \cdot \tau$
k_d	0	0	0	$0.4 \cdot \tau$	$\frac{0.35 \cdot \Theta}{G_s \cdot \tau}$	$\frac{\Theta \cdot \tau}{\tau + 2.5 \cdot \Theta}$	$\frac{0.35 \cdot \Theta}{G_s}$

Tableau 5.1 : Méthode de calcul des paramètres

Nous proposons l'architecture suivante pour gérer les paramètres de vols imposes par le cahier de charge Figure 5.5

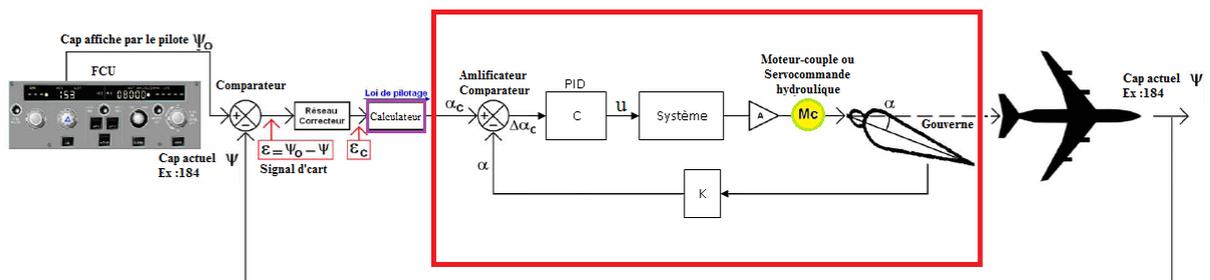


Figure 5.4 : Schéma théorique du fonctionnement d'un mode PA sur un axe (roulis)

5.4 Mode latéral

❖ Contrôle de la Vitesse angulaire du roulis (P)

5.4.1 1^{er} Cas (P_1)

(1 ^{er} cas) LATÉRAL	Altitude (H) 19500 pied	Vitesse du vol (V) 200 m/s
	Densité d'air (ρ) 0.663928 kg/m ³	La pente (γ) 2°

Tableau 5.2 : Conditions de vol de l'approche (P_1)

Matrice des paramètres latéraux associés (P_1), (voir **annexe A1**)

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0.1020 \\ 0.0488 & -0.2190 & 0.1015 & -0.9978 \\ 0 & -5.3939 & -1.7827 & 0.3977 \\ 0 & 2.7542 & -0.0780 & -0.3901 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0.0059 & 0.0345 \\ -1.3758 & 1.0370 \\ -0.1934 & -1.5746 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}$$

a) Structure en boucle ouverte du système

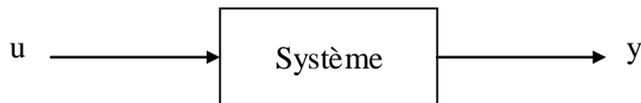


Figure 5.5 : Structure générale du système en boucle ouverte

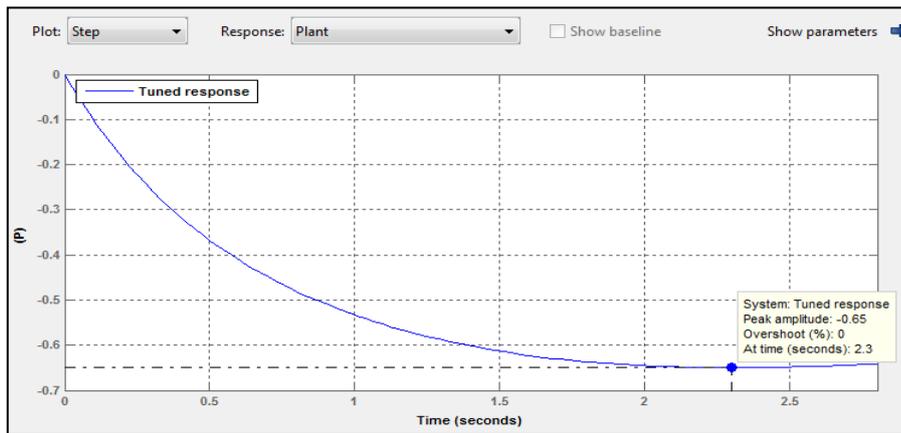


Figure 5.6 : Réponse du système en boucle ouverte (P_1)

b) Structure du système avec PID en boucle ouverte

La fonction de transfert d'un régulateur PID peut être écrite comme suit :

$$G_c(s) = \frac{Kps + K_i + K_d s^2}{s}$$

K_p K_i K_d Sont les gains de proportionnalité, d'intégration et de dérivation.

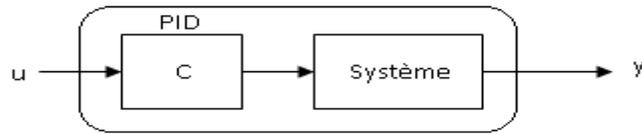


Figure 5.7 : Structure générale du système avec PID en boucle ouverte

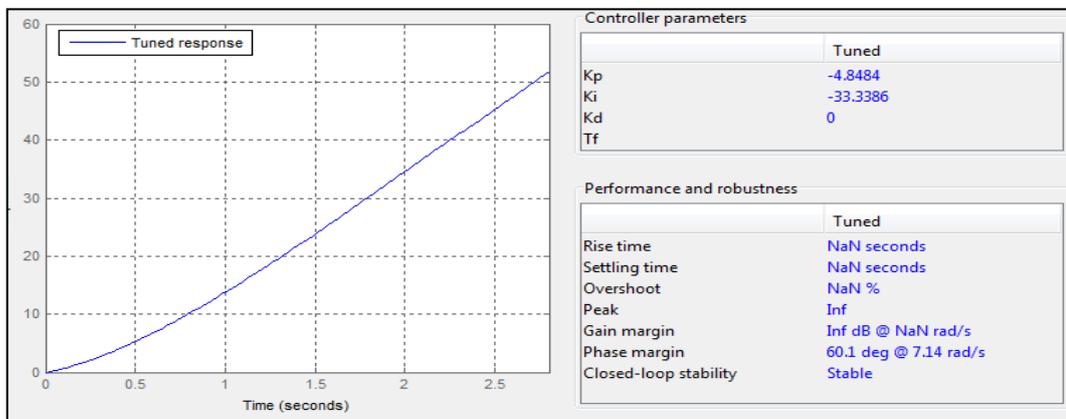


Figure 5.8 : Réponse du système avec PID en boucle ouverte (P_1)

c) Etude du Système en boucle fermée

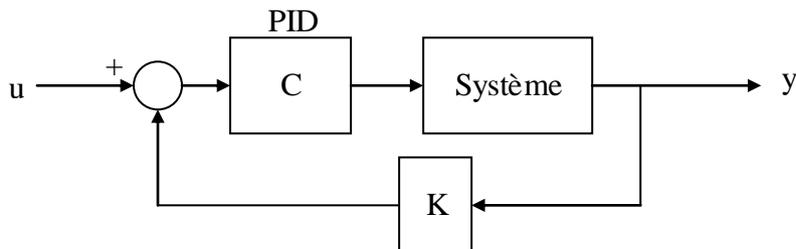


Figure 5.9: Structure générale du système en boucle fermée

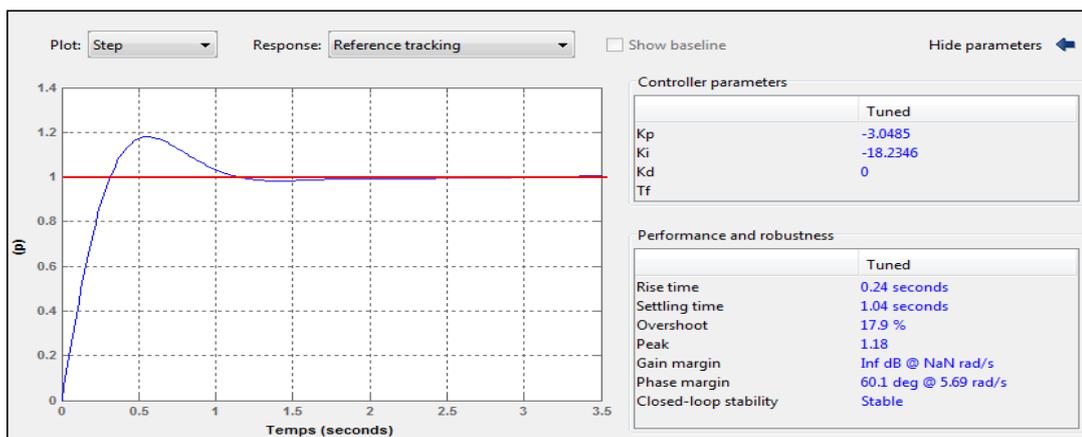


Figure 5.10 : Réponse de la vitesse de lacet en boucle fermée avec commande PID (P_1)

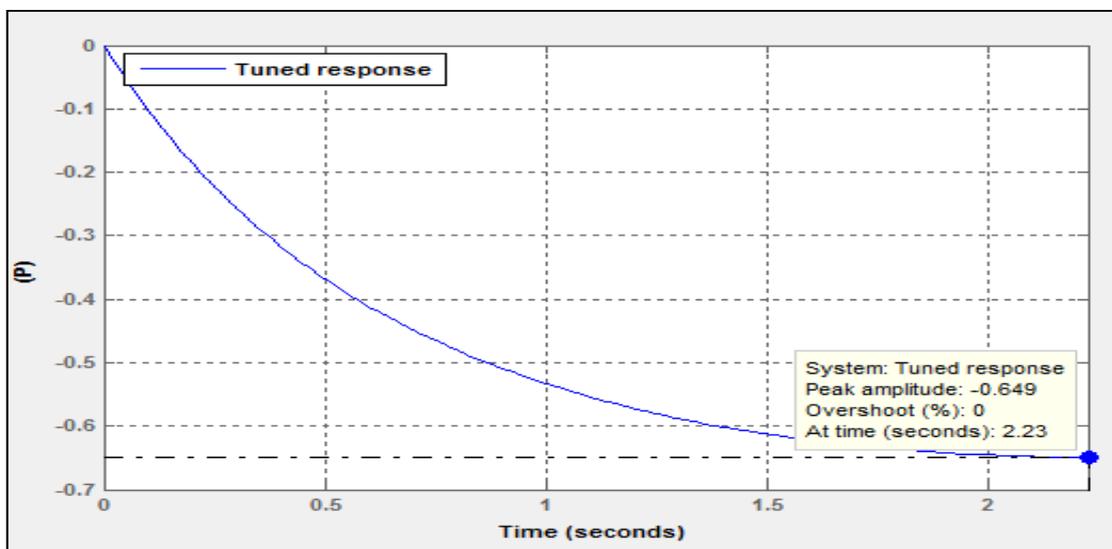
5.4.2 2^{eme} Cas (P_2)

(2 ^{eme} cas) LATÉRAL	Altitude (H) 10000 pied	Vitesse du vol (V) 154.33 m/s
	Densité d'air (ρ) 0.904712 kg/m ³	La pente (γ) 1°

Tableau 5.3 : Conditions de vol de l'approche (P_2)

Matrice des paramètres latéraux associés (P_2), (voir annexe A₁)

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0.0844 \\ 0.0633 & -0.2838 & 0.0841 & -0.9978 \\ 0 & -4.3766 & -1.8745 & 0.4182 \\ 0 & 2.2347 & -0.0820 & -0.4102 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0.0048 & 0.0280 \\ -1.0996 & 1.8414 \\ -0.1570 & -1.2776 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}$$

a) Etude du système en boucle ouverte (P_2)Figure 5.11 : Réponse du système en boucle ouverte (P_2)

b) Etude du système avec PID en boucle ouverte (P_2)

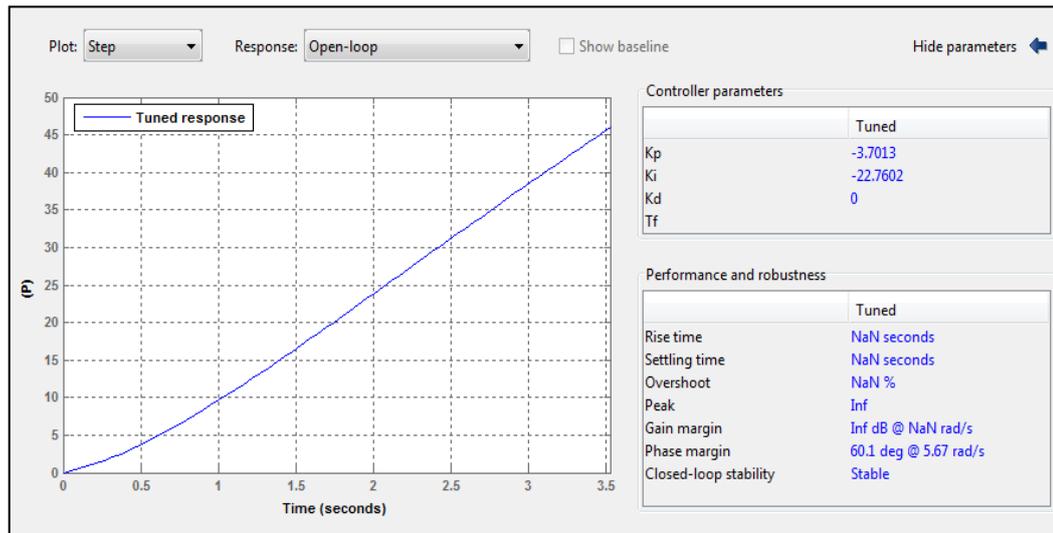


Figure 5.12 : Réponse du système avec PID en boucle ouverte (P_2)

c) Etude du système en boucle fermée (P_2)

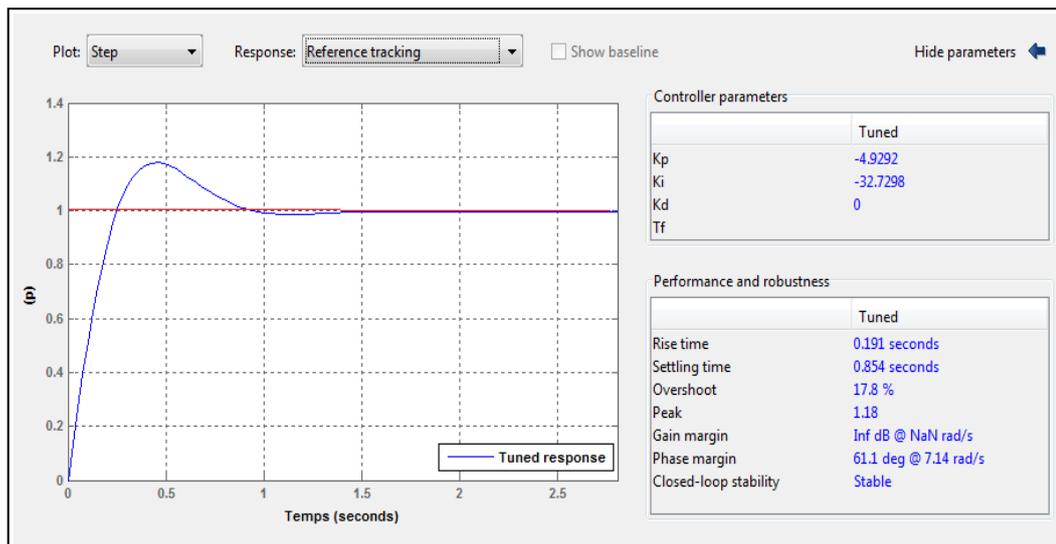


Figure 5.13 : Réponse de la vitesse de lacet en boucle fermée avec commande PID (P_2)

5.4.3 3^{eme} Cas (P_3)

(3 ^{eme} cas) LATÉRAL	Altitude (H) 500 pied	Vitesse du vol (V) 100 m/s
	Densité d'air (ρ) 1.20722 kg/m ³	La pente (γ) 0°

Tableau 5.4 : Conditions de vol de l'approche (P_3)

Matrice des paramètres latéraux associés (P_3), (voir annexe A₁)

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0.0669 \\ 0.0979 & -0.4380 & 0.0667 & -0.9978 \\ 0 & -2.4519 & -1.6207 & 0.3615 \\ 0 & 2.2520 & -0.0709 & -0.3547 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0.0027 & 0.0157 \\ -0.6161 & 1.4714 \\ -0.0879 & -0.7158 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}$$

a) Etude en boucle ouverte du système (P_3)

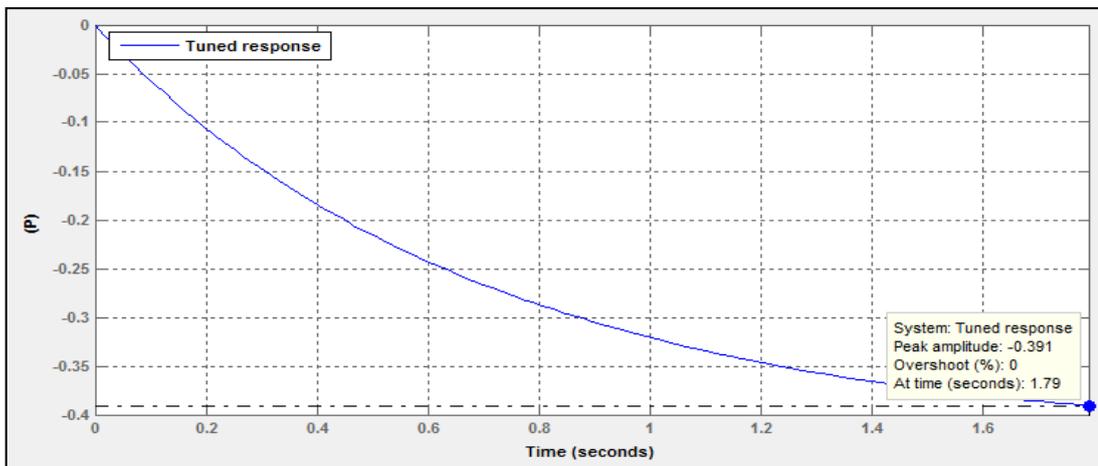


Figure 5.14 : Réponse du système en boucle ouverte (P_3)

b) Etude du système avec PID en boucle ouverte (P_3)

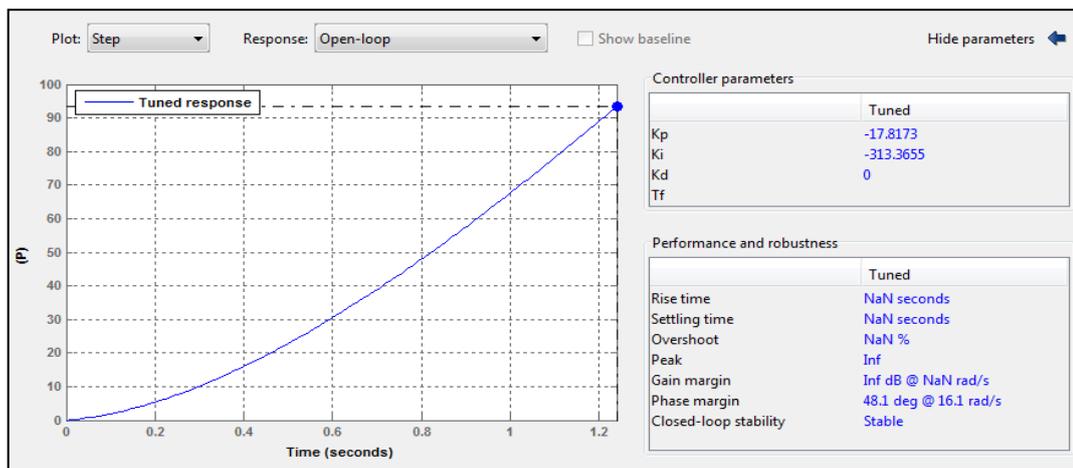


Figure 5.15 : Réponse du système avec PID en boucle ouverte (P_3)

c) Structure du système en boucle ferme (P_3)

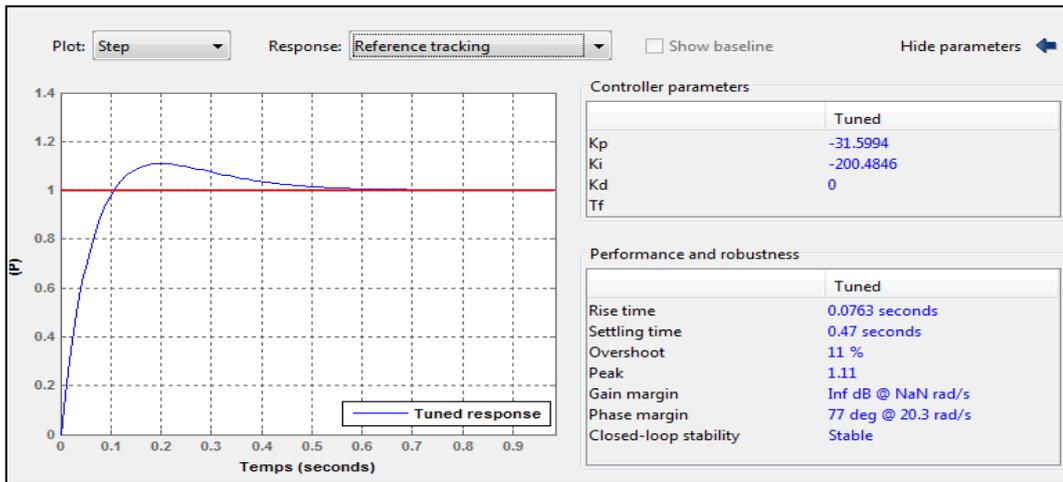


Figure 5.16 : Réponse de la vitesse de lacet en boucle fermée avec commande PID (P_3)

5.5 Mode longitudinale

❖ Contrôle angle d'attaque (α)

5.5.1 1^{er} Cas (α_1)

(1 ^{er} cas) LONGITUDINAL	Altitude (H) 19500 pied	Vitesse du vol (V) 200 m/s
	Densité d'air (ρ) 0.663928 kg/m ³	La pente (γ) 2°

Tableau 5.5 : Conditions de vol de l'approche (α_1)

Matrice des paramètres longitudinaux associés (α_1), (voir annexe A₂)

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\mu} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -9.7593 & -0.0069 & 19.1059 & -14.9710 & 0 \\ -0.0050 & -0.0003 & -0.0541 & 152.5825 & 0 \\ 0 & -0.0027 & -7.7228 & -2.6043 & 0 \\ 200 & 0.1015 & -198.967 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \mu \\ \alpha \\ q \\ H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0.8343 \\ -0.0523 \\ -9.3011 \\ 0 \end{bmatrix} \times [\delta_m]$$

a) Etude en boucle ouverte du système (α_1)

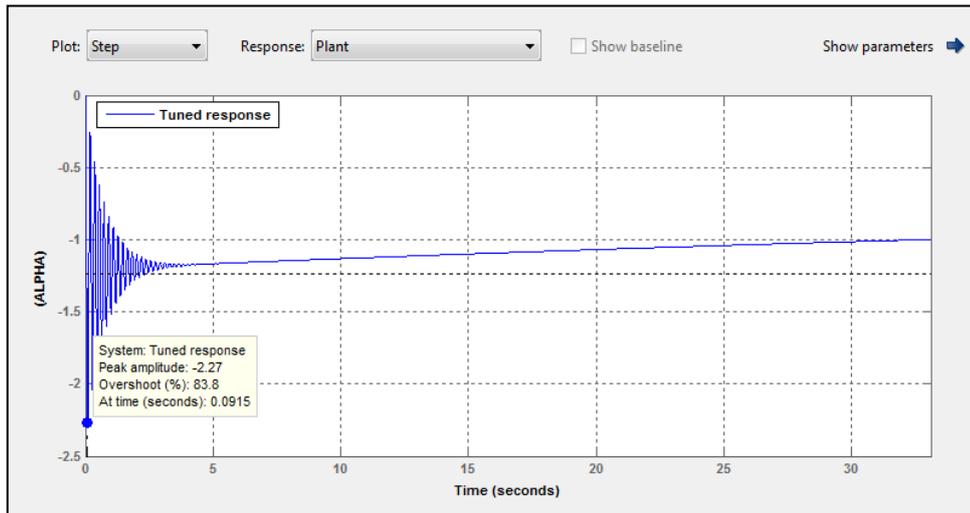


Figure 5.17 : Réponse du système en boucle ouverte (α_1)

b) Etude du système avec PID en boucle ouverte (α_1)

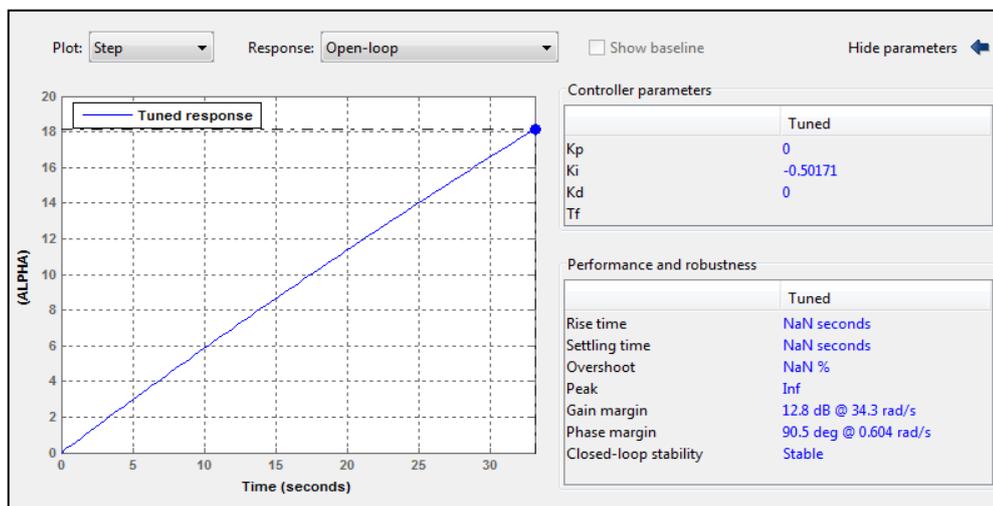


Figure 5.18 : Réponse du système avec PID en boucle ouverte (α_1)

c) Etude du système en boucle fermée (α_1)

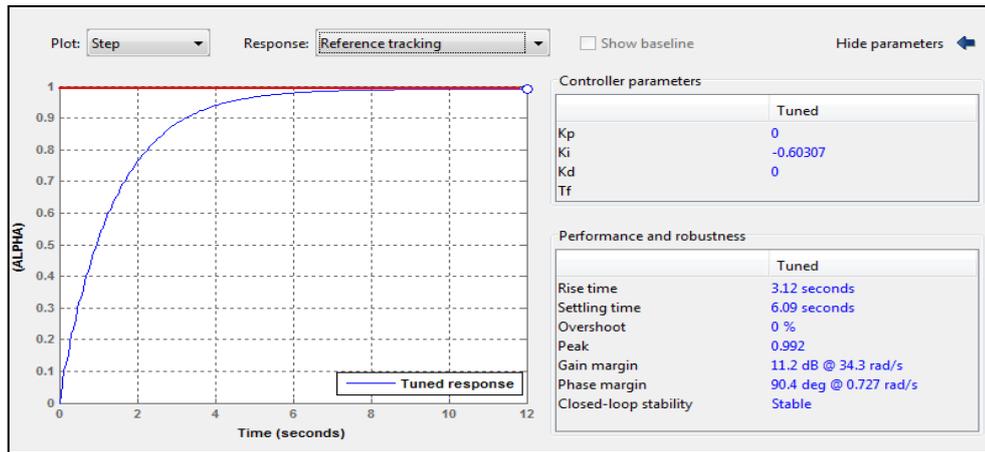


Figure 5.19 : Réponse de l'angle d'attaque en boucle fermée avec commande PID (α_1)

5.5.2 2^{eme} Cas (α_2)

(2 ^{eme} cas) LONGITUDINAL	Altitude (H) 10000 pied	Vitesse du vol (V) 154.33 m/s
	Densité d'air (ρ) 0.904712 kg/m ³	La pente (γ) 1°

Tableau 5.6 : Conditions de vol de l'approche (α_2)

Matrice des paramètres longitudinaux associés (α_2), (voir annexe A₂)

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\mu} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -9.7752 & -0.0073 & 15.5023 & -12.0082 & 0 \\ -0.0053 & -0.0004 & -0.0569 & 325.8591 & 0 \\ 0 & -0.0027 & -5.9593 & -2.6043 & 0 \\ 154.33 & 0.0841 & -153.7831 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \mu \\ \alpha \\ q \\ H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0.6770 \\ -0.0523 \\ -9.3011 \\ 0 \end{bmatrix} \times [\delta_m]$$

a) Etude en boucle ouverte du système (α_2)

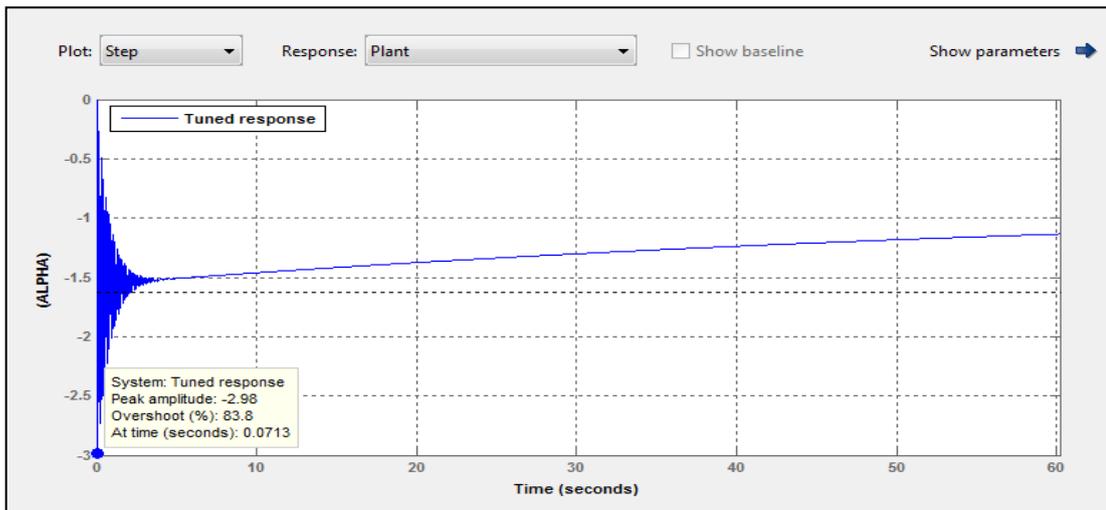


Figure 5.20 : Réponse du système en boucle ouverte (α_2)

b) Etude du système avec PID en boucle ouverte (α_2)

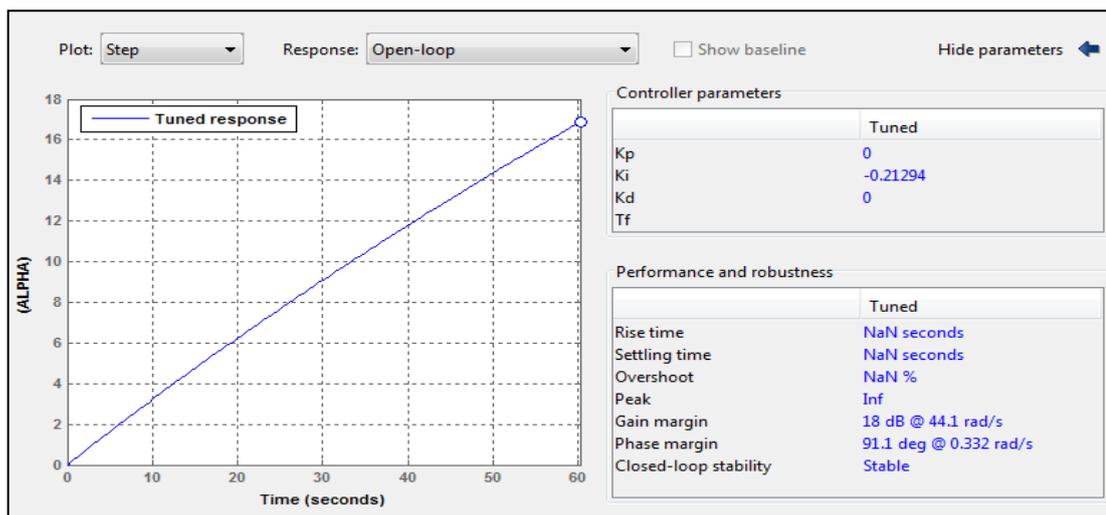


Figure 5.21 : Réponse système avec PID en boucle ouverte (α_2)

c) Etude du système en boucle fermée (α_2)

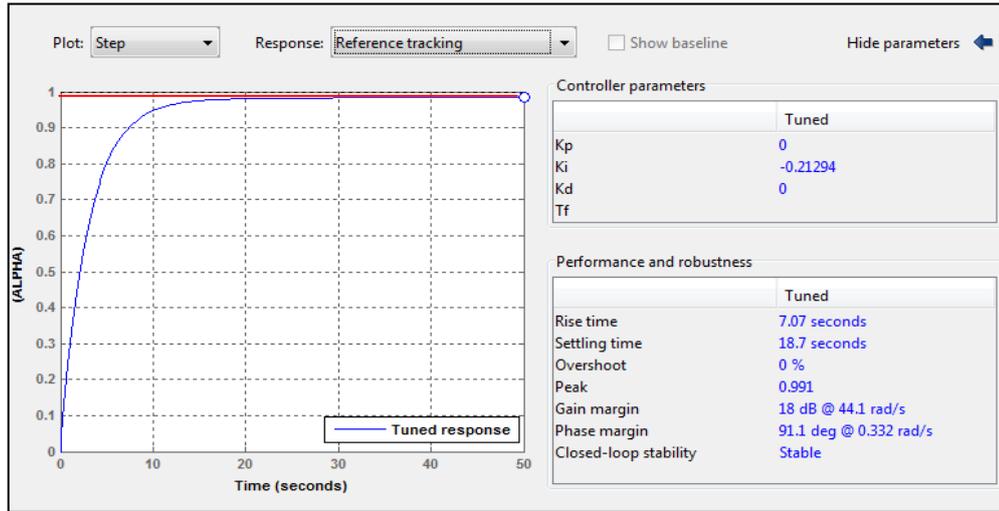


Figure 5.22 : Réponse de l’angle d’attaque en boucle fermée avec commande PID (α_2)

5.5.3 3^{eme} Cas (α_3)

(3 ^{eme} cas) LONGITUDINAL	Altitude (H) 500 pied	Vitesse du vol (V) 100 m/s
	Densité d’air (ρ) 1.20722 kg/m ³	La pente (γ) 0°

Tableau 5.7 : Conditions de vol de l’approche (α_3)

Matrice des paramètres longitudinaux associés (α_3), (voir **annexe A₂**)

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\mu} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -9.7881 & -0.0063 & 8.6851 & -8.1520 & 0 \\ -0.0065 & -0.0005 & -0.0492 & 540.5130 & 0 \\ 0 & -0.0027 & -3.8614 & -2.6043 & 0 \\ 100 & 0.0667 & -99.7772 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \mu \\ \alpha \\ q \\ H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0.3793 \\ -0.0523 \\ -9.3011 \\ 0 \end{bmatrix} \times [\delta_m]$$

a) Etude en boucle ouverte du système (α_3)

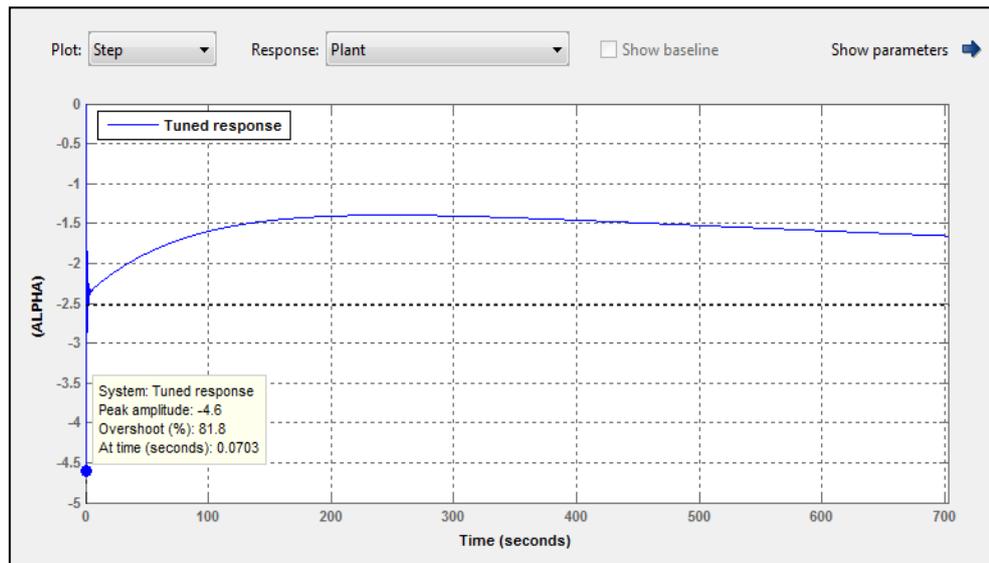


Figure 5.23 : Réponse du système en boucle ouverte (α_3)

b) Etude du système avec PID en boucle ouverte (α_3)

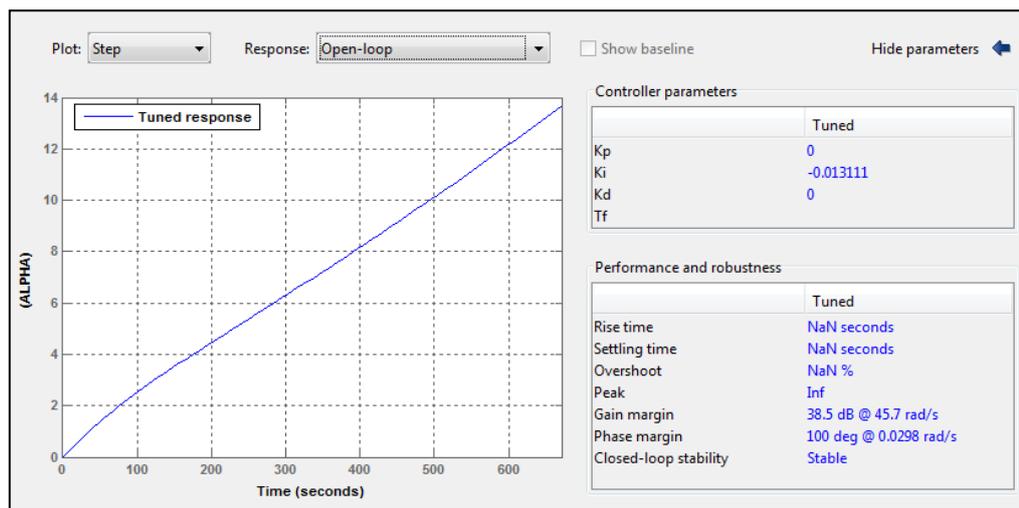


Figure 5.24 : Réponse du système avec PID en boucle ouverte (α_3)

c) Etude du système en boucle fermée (α_3)

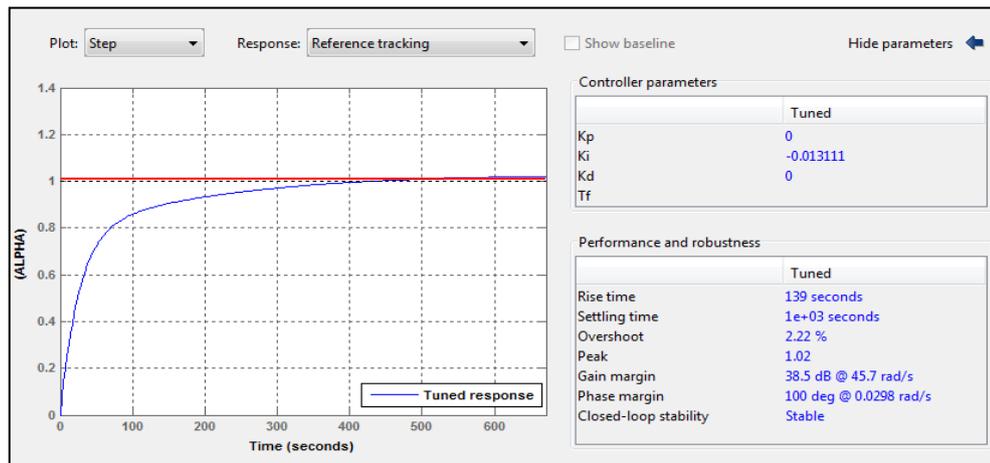


Figure 5.25 : Réponse de l'angle d'attaque en boucle fermée avec commande PID (α_3)

5.6 Conclusion

Les résultats obtenus par rapport aux hypothèses de travail, à savoir que la structure de la commande PID a été conçue de manière à agir de façon indépendante pour les modes latéraux et longitudinaux, puisque considérés comme découplés.

Ce fait ayant induit une loi de pilotage associée qui permettrait de calculer un ordre de grandeur de l'angle d'attaque et de vitesse de lacet commandé à partir d'information d'entrée dont l'écart entre les valeurs instantanées et de consigne désirée tendent vers zéro.

Ce résultat ayant fait intervenir dans la loi de commande des gains particuliers, nous permettait de moduler son influence sur ledit système. Il serait intéressant d'approfondir le sujet en considérant les non linéarités du système pour privilégier une meilleure précision, stabilité et temps de réponse.

CONCLUSION GÉNÉRALE ET PERSPECTIVES

En conclusions, l'introduction d'une interface automatisée dans la conduite des avions a apporté de très grands facteurs de sécurité de vol. Cependant, l'échange d'information entre le pilote et la machine fait appel à des mécanismes d'acquisition sensorielle et de traitement de l'information dont certaines modalités restent encore à préciser et à développer.

Ce complément de travail s'est fait à travers une connaissance culturelle large de l'homme. C'est ainsi qu'a été observé l'art du camouflage, ou encore celui du prestidigitateur, de l'illusionniste. Connaissance culturelle large de l'homme : est-il possible de conclure en utilisant un mot qui apparaît comme désuet mais qui possède ses lettres de noblesse ? Ces magnifiques machines recèlent une énorme quantité d'intelligence, de foi, de technicité, peut être même d'amour ; qu'elles y incorporent aussi, d'abord, une solide dose d'humanisme.

Cependant, Les tâches considérées par le pilote comme les plus critiques et donc les plus lourdes au niveau charge de travail ne sont pas moins difficiles à gérer qu'auparavant. En effet les ingénieurs n'ont pu automatiser que les tâches les plus simples. Celles requérant des habiletés intellectuelles complexes, dont seul l'homme dispose, sont toujours sous la responsabilité exclusive de l'équipage. Ensuite la prise en charge partielle des tâches par les automatismes a eu pour résultat d'opacifier l'évolution du contrôle de processus complexe qu'est le vol.

Afin d'améliorer les performances asymptotique étudiés au chapitre 5, il serait souhaitable de faire des investigations sur l'utilisation d'autre stratégies de commande utilisant des contrôleurs adaptatifs par exemples et d'élargir l'espace des paramètres utilise afin d'en étudier la complexité qui permettrait d'aboutir a des lois précises de réglage des différentes composantes nécessaires a une bonne commande.

Bibliographies

🔗 Thèses et PFE :

- [T1]. Dynamique du vol et pilotage des avions. J.C WANNER/sup-aéro, Toulouse1987
- [T2]. Cours PGRS .partie sur les commandes linéaires H.BENCHOUBANE /USDB Instituts d'aéronautique Blida 2011
- [T1]. Architectures innovantes de systèmes de commandes de vol. Manel SGHAIRI HAOUATI /l'Institut National Polytechnique de Toulouse le 27.05.2010 France
- [T3]. Commandes auto-ajustables du vol latéral et longitudinal d'un avion de type AIR BUS 300 A.KHLIFA. /Thèse Magister USDB institut d'aéronautique Blida 2001
- [T4]. Contribution au développement d'actionneurs plus électriques-modélisation inverse et composants mécaniques spécifiques a une application aéronautique NFONGUEM Gustave / thèse doctorat/INSA Toulouse le 06.01.2006
- [T5]. Etude d'un concept innovant d'actionneur électrique linéaire á effets magnétique et piézoélectrique en vue d'applications dans le domaine des commandes de vol A. DELEHELLE/Institut National Polytechnique de Toulouse 25.06.2008

🔗 Sites web consultés:

- [S1]. <http://www.wikipedia.org/A330>
- [S2]. <http://www.vincent-morio.com/publis/ILS>
- [S3]. <http://www.lavionnaire.fr/RadioNavVOR>
- [S4]. <http://www.smartcockpit.com/plane/AIRBUS/A330>
- [S5]. [http://www.institut-mermoz.com/pilote automatique](http://www.institut-mermoz.com/pilote_automatique)

Annexe

Représentation des fonctions de transfert des modes latéraux et longitudinaux

A.1 Mode latéral

Fonctions de transfert $P_i(s)$ ($i = 1, 2, 3$) associée au contrôle de la vitesse angulaire (P) du roulis pour différentes conditions de vol.

$$P_1(s) = \frac{-1.376s^3 - 0.9467s^2 - 4.962s + 0.02405}{s^4 + 2.392s^3 + 4.498s^2 + 5.83s + 0.0227}$$

Valeurs des pôles associés :

$$\begin{aligned}p_{1,1} &= -0.3274 + 1.8018i \\p_{1,2} &= -0.3274 - 1.8018i \\p_{1,3} &= -1.7331 + 0.0000i \\p_{1,4} &= -0.0039 + 0.0000i\end{aligned}$$

$$P_2(s) = \frac{-1.1s^3 - 0.8499s^2 - 3.289s + 0.0168}{s^4 + 2.568s^3 + 4.05s^2 + 5.103s + 0.03019}$$

Valeurs des pôles associés :

$$\begin{aligned}p_{2,1} &= -1.8613 + 0.0000i \\p_{2,2} &= -0.3506 + 1.6143i \\p_{2,3} &= -0.3506 - 1.6143i \\p_{2,4} &= -0.0059 + 0.0000i\end{aligned}$$

$$P_3(s) = \frac{-0.6161s^3 - 0.5268s^2 - 1.095s + 0.006464}{s^4 + 2.413s^3 + 2.879s^2 + 2.721s + 0.0264}$$

Valeurs des pôles associés :

$$\begin{aligned}p_{3,1} &= -1.6608 + 0.0000i \\p_{3,2} &= -0.3714 + 1.2180i \\p_{3,3} &= -0.3714 - 1.2180i \\p_{3,4} &= -0.0098 + 0.0000i\end{aligned}$$

A.2 Mode longitudinal

Fonctions de transfert $\alpha_i(s)$ ($i = 1, 2, 3$) associée au contrôle de l'angle d'attaque (α) pour différentes conditions de vol.

$$\alpha_1(s) = \frac{-0.0523 s^3 - 1419s^2 - 10.13 s - 0.02552}{s^4 + 2.665s^3 + 1178 s^2 + 15.99 s + 0.02066}$$

Valeurs des pôles associés :

$$\begin{aligned}\alpha_{1,1} &= -1.3259 + 34.3030i \\ \alpha_{1,2} &= -1.3259 - 34.3030i \\ \alpha_{1,3} &= -0.0121 + 0.0000i \\ \alpha_{1,4} &= -0.0014 + 0.0000i\end{aligned}$$

$$\alpha_2(s) = \frac{-0.0523s^3 - 5028 s^2 - 32.2 s - 0.04375}{s^4 + 2.66 s^3 + 2087 s^2 + 25.8 s + 0.01729}$$

Valeurs des pôles associés :

$$\begin{aligned}\alpha_{2,1} &= -1.3237 + 45.6670i \\ \alpha_{2,2} &= -1.3237 - 45.6670i \\ \alpha_{2,3} &= -0.0116 + 0.0000i \\ \alpha_{2,4} &= -0.0007 + 0.0000i\end{aligned}$$

$$\alpha_3(s) = \frac{-0.0523s^3 - 3031 s^2 - 22.72 s - 0.03462}{s^4 + 2.669 s^3 + 1942 s^2 + 27.8 s + 0.02135}$$

Valeurs des pôles associés :

$$\begin{aligned}\alpha_{3,1} &= -1.3271 + 44.0481i \\ \alpha_{3,2} &= -1.3271 - 44.0481i \\ \alpha_{3,3} &= -0.0135 + 0.0000i \\ \alpha_{3,4} &= -0.0008 + 0.0000i\end{aligned}$$