

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR

ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA 1



Institut d'Aéronautique et des études spatiales

Département de construction Aéronautique



MEMOIRE DE FIN D'ETUDE

EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME MASTER EN AÉRONAUTIQUE

Option : Avionique

Thème :

Conception d'un système de contrôle pour un UAV

Présenté par :

LOUIZA Fodhil

Encadré par :

BOUDIBA Ouissam

AZMEDROUB Boussaad

Promotion : 2021/2022

Dédicace

*Avec un énorme plaisir et une immense joie que je dédie ce
modeste travail :*

A ma petite famille.

A ma grande famille.

A mes amis

A toute personne qui m'ont encouragé ou aidé au long de mes études.

LOUIZA Fodhil

Remerciements

« الحمد لله الذي بفضلہ تتم الصالحات »

On remercie *le Dieu* le tout puissant de nous avoir donné la santé et la volonté d'entamer et de terminer ce mémoire.

Tout d'abord, ce travail ne serait pas aussi riche et n'aurait pas pu avoir le jour sans l'aide et l'encadrement de *Mr. Ouissam BOUDIBA* , on le remercie pour son soutien et ses conseils, pour sa patience, sa rigueur et sa disponibilité durant notre préparation de ce mémoire.

On remercie *Mr. Boussaad AZMEDROUB* pour son aide, son soutien et ses conseils.

Mes sincères remerciements à messieurs les membres du jury pour l'honneur qu'ils me font en acceptant de juger ce modeste travail.

Enfin, j'adresse mes vifs remerciements à tous ceux qui ont participé, de loin ou de près, à l'élaboration de ce mémoire.

Merci à tous et à toutes.

Résumé :

Ce mémoire traite l'application des commandes PID et logique floue pour assurer la stabilité et le guidage d'un drone de type voilure fixe. Une modélisation mathématique de la dynamique de translation et de rotation de cet aéronef a été effectuée dans un premier temps. Puis, une synthèse sur la commande classique PID a été présentée. Par la suite, la commande moderne par logique floue a été développée. A la fin, nous avons effectué une étude en simulation sous Matlab/Simulink pour décrire le comportement de l'avion en boucle ouverte et en boucle fermée. Les résultats de simulation montrent une bonne efficacité de la commande par logique floue et une amélioration dans les performances par rapport à la commande classique PID.

Mots clés : Pilotage et guidage, dynamique non linéaire, commande PID, logique floue.

Abstract:

This memory deals with the application of PID and fuzzy logic commands to ensure the stability and the guidance of a fixed wing UAV. A mathematical modeling of the dynamics of translation and rotation of this aircraft was carried out initially. Then, a synthesis on the classic PID command was presented. Subsequently, the modern fuzzy logic command was developed. At the end, we performed a simulation study under MATLAB/Simulink to describe the behavior of the aircraft in open loop and closed loop. The simulation results show a good efficiency of the fuzzy logic control and an improvement of the performance of the aircraft compared to the conventional control PID.

Keywords: UAV, Piloting and guidance, nonlinear dynamics, PID control, fuzzy logic, FUZZY-PID.

ملخص:

تتعامل هذه المذكرة مع تطبيق تحكم بواسطة PID والمنطق الضبابي لضمان استقرار وتوجيه طائرة دون طيار. في البداية تم تنفيذ نمذجة رياضية لديناميك الانسحاب والدوران لهذه الطائرة. ثم تم تقديم شرح على طريقة التحكم بواسطة PID الكلاسيكي. بعد ذلك، تم تطوير الطريقة الحديثة للتحكم بواسطة المنطق الضبابي. في النهاية، أجرينا دراسة محاكاة بواسطة البرنامج MATLAB /Simulink لوصف سلوك الطائرة في حلقة مفتوحة وحلقة مغلقة. تظهر نتائج المحاكاة فعالية جيدة بالنسبة لطريقة التحكم بواسطة المنطق الضبابي والتحسين في الأداء التوجيهي للطائرة مقارنة بالطريقة التقليدية PID.

كلمات مفتاحية: التوجيه والقيادة، الديناميك غير الخطية، التحكم PID، المنطق الضبابي، طائرة دون طيار.

Table des Matières

Dédicace

Remerciements

Résumé / Abstract/ ملخص

Table Des Matières

Liste Des Figures

Liste Des Tableaux

Nomenclatures

Abréviations

INTRODUCTION GENERALE	1
CHAPITRE I : Généralités	2
I.1 Introduction.....	4
I.2 Généralités sur les drones	4
I.2.1 définition	4
I.2.2 Histoire des drones	4
I.2.3 Les premiers drones opérationnels	4
I.2.4 Quelques étapes clés de l’histoire des drones	5
I.2.5 Classification des drones	6
I.2.6 Applications civiles des drones	7
I. 3 Forces agissant sur un aéronef	8
I.4 Stabilité d’un aéronef	8
I.4.1 Stabilité statique longitudinale	8
I.4.2 Stabilité statique transversale	9
I.4.3 Stabilité dynamique.....	9
I.5 Système de commande de vol d’un véhicule aérien	9
I.6 Revu générale sur les différentes techniques commandes :	10
I.6.1 Commandes linéaires :	11
I.6.2 Commandes non linéaires	13
I.7 Conclusion	15
Chapitre II : Modélisation dynamique de l’avion	16

II. 1 Introduction	17
II.2 Les repères de référence	17
II.2.1 Repère inertiel.....	18
II.2.2 Repère terrestre	18
II.2.3 Repère de navigation.....	19
II.2.4 Repère avion	19
II.2.5 Repère aérodynamique.....	19
II.3 Forces agissant sur l'avion.....	20
II.3.1 Hypothèses de modélisation	21
II.2.2 Modèle Dynamique.....	22
II.2.3 Modèle Cinématique.....	25
II.2.4 Modèle Aérodynamique.....	27
II.2.5 Modèle Atmosphérique.....	29
II.2.6 Dynamique des actionneurs	29
II.3 Linéarisation des équations.....	29
II.3.1 La théorie des petites perturbations	29
II.3.2 La linéarisation des équations longitudinales et latérales	31
II.4 Les équations d'états.....	33
II.4.1 Mode longitudinal :.....	33
II.4.2 Mode latérale directionnel :	34
II .5 Conclusion.....	35
Chapitre III : Techniques de Contrôle.....	37
III.1 Introduction	37
III.2 Régulation PID.....	37
III.2.1 Régulateur proportionnel P :.....	37
III.2.2 Régulateur proportionnel-intégrale PI.....	37
III.2.3 Régulateur proportionnel-intégrale-dérivée PID	38
III.2.4 Structure de contrôleur PID	38

III.2.5 Les méthodes utilisées pour déterminer les paramètres du contrôleur PID	39
III.3 Le contrôle par Logique Floue	41
III.3.1 Principe fondamental.....	41
III.3.2 Intérêt et utilisation de la logique floue pour le contrôle.....	41
III.3.3 Théorie des ensembles flous.....	42
III.3.4 Etapes de mise en œuvre d'un contrôleur flou	44
III.3.5 L'interface graphique de la boîte à outils FuzzyLogic TOOLBOX.....	49
III.4 Conclusion	49
Chapitre IV : Simulation et interprétation des résultats.....	51
IV.1 Introduction.....	52
IV.2 Description générale du drone.....	52
IV.3 Stratégie de travail.....	54
IV.4 Conditions de vol en équilibre et linéarisation du modèle	54
IV.4.1 Détermination des conditions de vol en équilibre	54
IV.4.2 Linéarisation du modèle	54
IV.5 Simulation en boucle ouverte.....	55
IV.5.1 Réponse du modèle non linéaire	55
IV.5.2 Réponse du modèle linéaire	57
IV.6 La simulation en boucle fermée	60
IV.6.1. La boucle interne de pilotage	60
IV.6.2 La boucle externe de guidage :.....	65
IV.7 La commande par logique floue	68
IV.7.1 La conception du contrôleur logique floue.....	68
IV.7.2 Résultat de la simulation	70
IV.7.3 Comparaison entre les différentes techniques de contrôle	72
IV.8 Simulateur d'un drone	73
IV.9 Conclusion	75
Conclusion Générale	76

Liste des Figures

CHAPITRE I :

Figure I.1 Stabilité statique longitudinale d'un avion.	9
Figure I.2 Principales commandes d'un aéronef [13].	10
Figure I.3 Principe de la commande par le régulateur PID.	11
Figure I.4 Zone idéale de placement de pôles de la boucle fermée.	12

CHAPITRE II :

Figure II.1 Les différents trièdres de référence.	17
Figure II.2 Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre terrestre : χ azimuth aérodynamique, γ pente aérodynamique et μ angle de gîte aérodynamique.	20
Figure II.3 Les quatre forces appliquées sur l'avion.	21
Figure II.4 Définition de l'incidence et du dérapage.	23
Figure II.5 Modes propres des petits mouvements longitudinaux.	31
Figure II.6 Modes propres des petits mouvements latéraux.	32

CHAPITRE III :

Figure III.1 Structure du PID traditionnelle.	39
Figure III.2 Ajustement des paramètres PID par la méthode des réglages successifs.	40
Figure III.3 Structure de base d'un contrôleur flou [43].	41
Figure III.4 Comparaison d'un ensemble classique et d'un ensemble flou.	42
Figure III.5 Fonction caractéristique.	43
Figure III.6 Fonction d'appartenance.	43
Figure III.7 Fonction d'appartenance, variable et terme linguistique.	43
Figure III.8 Schéma de pendule inversé.	44
Figure III.9 Etape de fuzzification.	45
Figure III.10 Agrégation de la règle floue 1.	47
Figure III.11 Agrégation de la règle floue 2.	47
Figure III.12 Agrégation des règles floues 1 et 2.	48
Figure III.13 Etape de défuzzification.	48
Figure III.14 La boîte Fuzzy Logic TOOLBOX.	49

CHAPITRE IV :

Figure IV.1 Schéma Simulink du modèle non linéaire.	55
Figure IV.2 Vol en équilibre du modèle non linéaire.....	56
Figure IV.3 Réponse en présence d'une perturbation de la gouverne de profondeur....	56
Figure IV.4 Réponse en présence d'une perturbation de la gouverne de direction.....	57
Figure IV.5 Mode longitudinal en boucle ouverte.....	57
Figure IV.6 La déflexion de la gouverne de profondeur et la manette des gaz.	58
Figure IV.7 Réponse du mode longitudinal en boucle ouverte.	58
Figure IV.8 Mode latéral en boucle ouverte.	59
Figure IV.9 La déflexion de la gouverne de gauchissement.	59
Figure IV.10 Réponse du mode latéral en boucle ouverte.....	60
Figure IV.11 Maintien de vitesse et d'assiette longitudinale.	61
Figure IV.12 Réponse de l'angle de tangage « θ ».....	61
Figure IV.13 Réponse de la vitesse du tangage « q ».	62
Figure IV.14 Réponse de l'élévateur.	62
Figure IV.15 Schéma Simulink de maintien de roulis.	63
Figure IV.16 Réponse du mode latéral.....	63
Figure IV.17 Réponse de l'angle de roulis « Φ ».	64
Figure IV.18 Réponse des gouvernes de direction et de gauchissement.	64
Figure IV.19 Le modèle du Simulink du maintien d'altitude avec un régulateur PID. .	65
Figure IV.20 Résultat de simulation d'une trajectoire longitudinale.....	65
Figure IV.21 Réponse de l'élévateur par le contrôle PID.....	66
Figure IV.22 Le modèle du Simulink du maintien de cap avec un régulateur PID.	66
Figure IV.23 Résultat de simulation du mode latéral.	67
Figure IV.24 Résultat de simulation d'une trajectoire latérale.	67
Figure IV.25 Réponse de gouverne de gauchissement et de direction par le contrôle PID.	68
Figure IV.26 FLC conçu pour la technique de contrôle Logique Floue.....	68
Figure IV.27 FLC conçu pour la technique de contrôle FUZZY-PID.	69
Figure IV.28 Le modèle du Simulink pour le maintien de l'assiette longitudinale.....	71
Figure IV.29 La réponse pour le maintien de l'assiette longitudinale.....	71
Figure IV.30 La réponse pour le maintien de l'assiette longitudinale pour une trajectoire.	72
Figure IV.31 Le schéma Simulink du banc de simulation.....	73
Figure IV.32 Le schéma Simulink du bloc d'adaptation des données.....	74

Figure IV.33 Le schéma Simulink du banc de simulation en présence du système de contrôle.....	74
Figure IV.34 Banc de simulation.	75

Liste des Tableaux

CHAPITRE II :

Tableau II.1 Résumé des dérivées longitudinales [34].	34
Tableau II.2 Résumé des dérivées latérales directionnelles [34].	35

CHAPITRE III :

Tableau III.1 Tableau de ZEIGLER-NICHOLS.	40
Tableau III.2 Etape d'inférence.	46

CHAPITRE IV :

Tableau IV.1 Les caractéristiques et les performances du drone.....	52
Tableau IV.2 Les coefficients aérodynamiques du mode longitudinal.....	53
Tableau IV.3 Les coefficients aérodynamiques du mode latéral directionnel.....	53
Tableau IV.4 Règles de fuzzification pour la technique de contrôle Logique Floue [30].	69
Tableau IV.5 Règles de fuzzification pour la technique de contrôle FUZZY-PID [30].	70
Tableau IV.6 Comparaison entre les différentes techniques de contrôle.....	72

Nomenclature

A : Matrice d'état du système linéaire.

A_{lat} : Matrice d'état du mode latéral directionnel.

A_{long} : Matrice d'état du mode longitudinal

b [m] : L'envergure

B : Matrice d'action des commandes du système linéaire.

B_{lat} : Matrice d'action des commandes du mode latéral directionnel.

B_{long} : Matrice d'action des commandes du mode longitudinal.

\bar{c} [m] : La corde aérodynamique moyenne.

C : Matrice d'état de sortie du système linéaire.

C_l : Coefficient aérodynamique de moment de roulis.

C_{lat} : Matrice d'état de sortie du mode latéral directionnel.

C_{long} : Matrice d'état de sortie du mode longitudinal.

C_m : Coefficient aérodynamique de moment de tangage.

C_n : Coefficient aérodynamique de moment de lacet.

C_D : Coefficient aérodynamique de traînée.

C_Y : Coefficient aérodynamique de force latéral.

C_L : Coefficient aérodynamique de portance.

D : Matrice de commande de sortie du système linéaire.

D_{lat} : Matrice de commande de sortie du mode latéral directionnel.

D_{long} : Matrice de commande de sortie du mode longitudinal.

e : L'erreur.

F [N] : Force extérieure s'exerçant sur l'avion (Résultante).

F_x, F_y, F_z [N] : Forces aérodynamiques dans le repère $X_b Y_b Z_b$.

g [m/s²] : Force de gravité ou Pesanteur.

h [m] : Altitude avion.

H_x, H_y, H_z [N.m] : Les moments cinétiques de l'avion dans le repère $X_b Y_b Z_b$.

I : Matrice d'inertie

I_{xx} [kg.m²] : Moment d'inertie suivant X_b .

I_{yy} [kg.m²] : Moment d'inertie suivant Y_b .

I_{zz} [kg.m²] : Moment d'inertie suivant Z_b .

J_{xy}, J_{yz}, J_{xz} [kg.m²] : Produit d'inertie de l'avion dans le repère $X_b Y_b Z_b$.

K_p : Coefficient proportionnel.

K_i : Coefficient intégral.

K_d : Coefficient dérivé.

L_T, M_T, N_T [N.m] : les moments dus à la poussée.

L [N.m] : Le moment de roulis total.

M [N.m] : Le moment de tangage total.

m [Kg] : La masse de l'avion.

M_{ext} [kg.m²] : Les moments extérieurs.

N [N.m] : Le moment de lacet total.

p [rad/s] : Vitesse angulaire de roulis.

p_z [in Hg] : Pression moteur

q [rad/s] : Vitesse angulaire de tangage.

r [rad/s] : Vitesse angulaire de lacet.

R [N] : La résultante des forces aérodynamique.

S [m²] : Surface de l'aile.

T [N] : Le vecteur de poussée du moteur.

u [m/s] : La composante de la vitesse suivant l'axe X_b .

V [m/s] : La vitesse de l'avion.

v [m/s] : La composante de la vitesse suivant l'axe Y_b .

w [m/s] : La composante de la vitesse suivant l'axe Z_b .

x : Vecteur d'état.

W [N] : le vecteur de poids.

$X_a Y_a Z_a$: Repère aérodynamique

$X_b Y_b Z_b$: Repère lié à l'avion

$X_e Y_e Z_e$: Repère terrestre

$X_i Y_i Z_i$: Repère inertiel

y : Vecteur de sortie

z : Altitude avion

α [rad] : Angle d'incidence

β [rad] : Angle de dérapage

λ [rad] : Latitude

φ [rad] : Longitude

ρ [Kg/m³] : Densité de l'air

δ_a [rad] : Déflexion de la gouverne de gauchissement

δ_e [rad] : Déflexion de la gouverne de profondeur

δ_r [rad] : Déflexion de la gouverne de direction

δ_T [rad] : La position de la manette des gaz

ε : coefficient d'amortissement

ϕ [rad] : Angle de roulis ou angle de gite

θ [rad] : Angle de tangage

ψ [rad] : Angle de lacet ou le cap

Ω [rad/s] : la vitesse angulaire.

Ω_{ie} : Vitesse angulaire de rotation de la Terre

Δt : Intervalle de temps

Abréviations :

BF : Body Frame

EFF : Earth Fixed Fram

LQG : Lineair Quadratic Gaussian

LQR : Lineair Quadratic Regulator

LTI : Linear Time Invariant

PID: Proportionnel Intégral Dérivatif

SDT : Small-Disturbance Theory

SISO : Single Input - Single Output.



Introduction Générale

Introduction Générale

L'utilisation des drones civils croît rapidement. Ils inspirent et stimulent des développements et autres innovations à divers endroits de la planète : de multiples applications sont déjà répertoriées, de nouvelles ne cessent d'apparaître, et il est difficile d'anticiper avec précision leurs évolutions.

De nos jours les technologies modernes dans le domaine de l'aéronautique auxquelles les scientifiques s'intéressent sont la motorisation, l'aérodynamique et l'avionique embarquée. Cette dernière représente l'ensemble des matériels et logiciels embarqués à bord de l'avion, qui assurent diverses fonctions telles que le traitement des informations provenant des capteurs, le pilotage automatique, la gestion du niveau de carburant, les échanges de messages avec l'opérateur au sol, pendant le vol, etc. La technologie de pilotage et guidage automatique améliore considérablement les performances de manœuvrabilité d'un aéronef.

L'objectif de ce mémoire est la conception d'un système de commande pour un UAV à voilure fixe. La première étape dans la réalisation d'un système de commande pour un drone autonome est le développement d'un modèle mathématique décrivant son mouvement dans l'espace. Ce dernier sera obtenu en appliquant les lois de Newton reliant la somme des forces et des moments aux accélérations linéaires et angulaires d'un corps rigide.

Un grand nombre de ces techniques de commande programmables, sont applicables à des modèles linéaires. D'où la nécessité d'obtenir le modèle linéaire de l'avion à partir du modèle original non linéaire à six degrés de liberté. Dans le cadre de ce projet nous allons traiter deux techniques de commande, la commande classique PID et la commande moderne par logique floue.

Le mémoire contient quatre chapitres est organisé comme suit :

- Le chapitre 1 contient des généralités sur les drones et définit quelques notions sur la dynamique et la mécanique de vol d'un aéronef ainsi que les différentes stratégies des lois de guidage (linéaire et non linéaire).
- Le chapitre 2 présente la modélisation mathématique non linéaire de la dynamique d'un véhicule aérien, puis le modèle linéaire longitudinal et latéral.
- Le chapitre 3 présente une étude théorique de la commande PID puis la technique de l'intelligence artificielle par logique floue.
- Le chapitre 4 est consacré à la présentation et interprétations du résultats de simulation de l'application de la commande PID et logique floue.

Enfin on termine par une conclusion générale.



Chapitre I
Généralités

I.1 Introduction

Ce chapitre contient des généralités sur les drones et définit quelques notions sur la dynamique et la mécanique de vol d'un aéronef ainsi que les différentes stratégies des lois de guidage (linéaire et non linéaire).

I.2 Généralités sur les drones

I.2.1 définition

Un véhicule aérien sans pilote, communément connu sous le nom de drone, c'est un avion qui ne porte pas d'opérateur humain à bord. [1]

Dans la littérature, les sigles anglo-saxons U.A.V. (Unmanned Aerial Vehicle) et R.P.A.S. (Remotely Piloted Air System) désignent également ces aéronefs et les systèmes qui les utilisent. Lorsque le drone devient un engin de combat, capable de pénétrer rapidement dans une zone de conflits pour atteindre un objectif donné, il est appelé U.C.A.V. (Unmanned Combat Aerial Vehicle). Dans ce cas, il est équipé de missiles et/ou de bombes. [1]

L'expression « système de drones : U.A.S. (Unmanned Aircraft System) » est de plus en plus utilisée car le drone n'est en fait qu'un composant d'un ensemble plus complexe. Ce dernier peut comporter :

- Un ou plusieurs véhicules aériens, communément appelés drones, sans pilote à bord, équipés d'une ou plusieurs charges utiles et d'équipements de transmission ;
- Une ou plusieurs stations au sol de conduite de mission, de pilotage du drone et d'exploitation des données recueillies à bord ;
- Des systèmes de liaison de données entre air et sol, éventuellement via des satellites ;
- Des moyens de lancement et de récupération des drones. [1]

I.2.2 Histoire des drones

L'intérêt actuel pour les drones ne doit pas masquer le fait qu'ils ont déjà une longue histoire : au cours de la Première Guerre mondiale, quelques spécialistes audacieux ont réussi à faire voler des avions-cibles radiocommandés, sans pilote à bord.

I.2.3 Les premiers drones opérationnels

Mais c'est lors de la Seconde Guerre mondiale, devant les importantes pertes de l'aviation d'observation de chacun des antagonistes, que l'idée de développer des engins d'observation sans équipage, en vue d'applications opérationnelles, a vu le jour. Toutefois, la sensibilité au brouillage de leurs systèmes de guidage rendait leur emploi difficile, voire impossible.

L'arrivée de l'informatique dans les années 1960 a alors permis d'envisager des engins autonomes, capables d'opérer au-dessus d'une zone donnée afin d'y recueillir de précieuses informations. C'est à cette époque que sont apparus en France les premiers drones européens, tel le R20 développé par la société Nord-Aviation et dérivé de l'engin cible CT20 utilisé comme cible pour les avions de chasse ou les missiles. Destiné à la surveillance des champs de bataille, ce drone de reconnaissance R20, opérationnel de 1966 à 1976, est muni d'un programme de vol interne, ce qui le rend insensible aux brouillages.

Depuis cette époque, les progrès considérables réalisés dans des domaines tels que l'informatisation, la robotique, l'optronique, l'imagerie radar ou encore la transmission de données ont permis d'étendre l'utilisation des drones à des missions de plus en plus diversifiées. De plus, le concept de conflit « zéro mort », d'origine américaine – en réalité le souhait d'une stricte limitation des pertes humaines –, ne peut qu'amplifier l'emploi de ces engins. [1]

I.2.4 Quelques étapes clés de l'histoire des drones

La première utilisation militaire à grande échelle des drones a eu lieu lors de la guerre du Vietnam. En effet, à partir du milieu des années 1960, les Américains ont recours aux drones Firebee, développés par Teledyne-Ryan, pour localiser les rampes de lancement des missiles sol-air soviétiques SAM-2 des forces nord-vietnamiennes. Quelque 3 500 missions effectuées par des drones américains ont été recensées tout au long de ce conflit.

En 1973, lors de la guerre du Octobre 1973, les défenses aériennes égyptiennes installées le long du canal de Suez ont été saturées au moyen d'un grand nombre de drones de faible coût, et donc non réutilisables.

En 1991, lors de la guerre du Golfe, les Américains se servent du drone Pioneer pour la surveillance de jour et de nuit, l'acquisition des objectifs, les réglages de l'artillerie... Ces drones ont effectué plus de 500 missions. Au cours de ce même conflit, les Britanniques ont mis en œuvre le drone Phoenix, et les Français le drone Mart (mini-avion de reconnaissance télépiloté).

Pendant les conflits en ex-Yougoslavie (1991-1999), des drones américains de nouvelle génération, construits par General Atomics et appelés Predator, font leur apparition.

Depuis le début des années 2000, le rôle des drones s'est sans cesse accru ; ils occupent désormais une place centrale dans les opérations militaires. En 2003, lors de la deuxième guerre d'Irak, les Américains ont utilisé des drones comme leurres pour que la défense aérienne de Bagdad se découvre. Lors du conflit en Afghanistan (2001-2014), plus de 600 drones de types variés ont été mis en œuvre, certains étant armés de missiles ou de bombes à guidage laser. [1]

Une nouvelle étape est en cours avec le développement des drones de combat. Plusieurs programmes ont été lancés mais, pour des raisons de sécurité évidentes, les constructeurs et les Etats-Majors restent très secrets à ce sujet. D'autant plus que l'emploi des armes totalement automatiques, sans prise de décision humaine, va à l'encontre des lois de la Guerre énoncées par la Convention de Genève. [2]

I.2.5 Classification des drones

Les drones peuvent être classés selon différents critères incluant la taille, le poids, la portée de la télémétrie, le type d'aile, l'endurance, l'altitude d'opération, etc... Une classification intéressante fut proposée par l'European Association of Unmanned Vehicles Systems (EUROUVS) plus tard devenue l'Unmanned Vehicles Systems International (UVS International). [3]

I.2.5.1 Classification des drones selon leurs performances et tailles

Les drones peuvent être classés selon le critère performances - tailles comme suit : [2]

➤ Micro-UAV:

Pouvant être contenu dans une sphère de 30 cm. Ces micro-drones sont différenciés par la miniaturisation des cartes électroniques et le choix des matériaux, des capteurs et des systèmes embarqués.

➤ Mini-UAV:

Ce sont des drones plutôt légers et de taille réduite (jusqu'à quelques kilogrammes et d'une envergure jusqu'à 1 à 2 mètres) facilitant la mise en œuvre et généralement utilisés pour l'observation des zones difficiles d'accès.

➤ Les drones tactiques TUAV (Tactical Unmanned Aerial Vehicle):

Ils ont une autonomie d'une dizaine d'heures et un rayon d'action jusqu'à plus de cent kilomètres avec une altitude opérationnelle de 200 à 5000 mètres.

➤ Les drones MALE (Medium Altitude High Endurance):

Ils sont utilisés pour des vols de plus longue durée à une altitude opérationnelle de 10 à 15 Km. Avec une taille comparable aux avions traditionnels. Ils sont généralement voués à l'observation, mais certains peuvent embarquer des armes.

➤ Les drones HALE (High Altitude High Endurance):

Volent à une altitude d'environ 20 km. Il s'agit de drones de grande envergure volant à très haute altitude. Ils sont majoritairement utilisés pour des communications, comme alternative aux satellites. Ces deux types de drones font partie de la classe de grande taille pouvant accomplir des missions atteignant 2 jours.

➤ **Drones de combat UCAV (Unmanned Combat Aerial Vehicle):**

Ils sont destinés à accomplir des missions de reconnaissance, d'attaque, de tir, et d'occupation de l'espace aérien sur de très longues périodes due aux systèmes d'armes et de recueils de renseignements dont ils possèdent.

I.2.5.2 Classification des drones selon leurs voilures

Les drones peuvent être classés selon le critère type de voilure comme suit :

➤ **Drones à voilures tournantes :**

Ces drones assurent leurs sustentations par un ou plusieurs rotors équipés de pales tournant autour de l'axe vertical, cela peut engendrer un vol stationnaire. Ces drones se caractérisent, généralement, par une vitesse de translation limitée.

➤ **Drones à voilures fixes :**

La poussée et la portance sont assurées par son moteur et ses ailes. Ces drones se caractérisent, généralement, par une grande vitesse de translation. Ce sont des drones destinés à des missions de plus grande portée où le véhicule a besoin d'une forme aérodynamique lui permettant de minimiser sa dépense d'énergie.

➤ **Drones à ailes battantes :**

Pour ces drones, le pilotage et la sustentation sont assurées grâce à des ailes battantes. Dotés d'une capacité de vol avec des trajectoires similaires à celles des insectes, et de vol stationnaire à basses vitesses ce qui est intéressant pour des missions dans des espaces réduits.

I.2.6 Applications civiles des drones

Le domaine des applications civiles des drones est beaucoup plus récent que celui des applications militaires. Il en diffère, à ce jour, puisque, pour des contraintes de réglementation et de coût, les opérateurs civils n'utilisent que des drones de petite taille.

Autre différence avec les drones militaires, dans le secteur civil, les fabricants de véhicules aériens, les constructeurs de systèmes de drones, les opérateurs, les télépilotes ne relèvent généralement pas des grands industriels de l'aéronautique, mais plutôt de petites, voire de très petites entreprises.

Par ailleurs, un autre domaine de drones se développe, celui des drones-jouets qui ont des performances et des coûts bien plus modestes que ceux des drones professionnels. Ils ne peuvent se comparer qu'aux micro drones de masse très faible (de l'ordre de 1 à 2 kg). Ils font l'objet d'une réglementation spécifique, celle des aéromodèles. Mais compte tenu de la rapidité des progrès techniques dans ce domaine, il deviendra nécessaire de se préoccuper des performances des futurs drones-jouets et probablement d'en renforcer la réglementation.

L'utilisation des drones civils croît rapidement. Ils inspirent et stimulent des développements et autres innovations à divers endroits de la planète : de multiples applications sont déjà répertoriées, de nouvelles ne cessent d'apparaître, et il est difficile d'anticiper avec précision leurs évolutions.

Si le marché est aujourd'hui centré sur le domaine audiovisuel, en particulier avec les prises de vues utilisées dans la plupart des émissions de télévision (documentaires, magazines, épreuves sportives, etc.), il évolue vers la fourniture de données et de diagnostics couvrant des domaines variés tels que :

- La surveillance des grands réseaux (voies ferrées, oléoducs, gazoducs, lignes électriques, etc.), pour des raisons techniques ou pour détecter des intrusions ;
- L'agriculture et l'environnement, pour évaluer la vigueur des cultures et la présence éventuelle de maladies, pour surveiller les risques d'incendie dans les grands massifs forestiers, pour ensemercer et épandre les produits phytosanitaires dans les pays où ces pratiques sont autorisées (par exemple au Japon), etc. ;
- Le diagnostic de l'état des bâtiments, constructions et ouvrages d'art (immeubles, ponts et viaducs, barrages, éoliennes...) ; le diagnostic automatique des performances énergétiques des maisons et immeubles ; l'inspection des panneaux solaires sur des fermes photovoltaïques, etc.
- La cartographie et la surveillance des chantiers, des carrières, des mines.

I. 3 Forces agissant sur un aéronef

Un aéronef se déplace dans l'atmosphère sous l'action de la poussée des moteurs, de la pesanteur et de la résultante des forces et des moments aérodynamiques. C'est le braquage des gouvernes aérodynamiques et la variation de la poussée qui permettent de commander le mouvement de l'aéronef dans l'atmosphère [12].

I.4 Stabilité d'un aéronef

Pour qu'un avion soit facilement pilotable, il faut qu'il soit stable. C'est à dire qu'il ait tendance à compenser naturellement les petites variations de vitesse ou d'attitude non désirées qui peuvent survenir [12].

I.4.1 Stabilité statique longitudinale

La stabilité est dite longitudinale quand on étudie les mouvements autour de l'axe de tangage. L'avion sera stable en incidence si une petite augmentation de l'incidence provoque un retour au position d'équilibre. Prenons l'exemple d'un avion de configuration classique. Dans ce type de configuration, le centre de gravité est en avant du foyer de l'aile et du centre de poussée, la voilure est porteuse et l'empennage est déporteur. La portance de la voilure a tendance à faire basculer le nez

de l'avion vers le bas mais la portance négative de l'empennage permet de contrer cette rotation afin d'assurer l'équilibre. Lorsque l'incidence varie un peu (sous l'effet d'une rafale de vent par exemple) cela entraîne des variations de la portance de la voilure et de l'empennage horizontal. Dans le cas d'une augmentation d'incidence, la portance de la voilure augmente et celle de l'empennage devient moins négative. Il en résulte alors un couple à piquer qui tend à ramener l'avion dans sa position initiale [11].

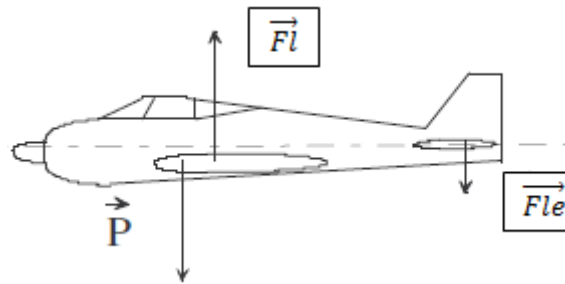


Figure I.1 Stabilité statique longitudinale d'un avion.

Dans le cas d'une diminution d'incidence, il y a une diminution de la portance de la voilure et une augmentation de la déportance de l'empennage horizontal. Cela provoque un couple cabré qui tend à ramener l'avion dans sa position d'origine. Un avion est stable longitudinalement si le foyer de l'aile est en arrière du centre de gravité de l'avion.

I.4.2 Stabilité statique transversale

La stabilité statique transversale concerne les rotations autour des axes de roulis et de lacet lors des petites variations de dérapage et d'inclinaison. Son étude est assez complexe et on ne retiendra que l'influence du dièdre, de la flèche, de la position de l'aile et de la dérive [11].

I.4.3 Stabilité dynamique

Le comportement de l'avion consécutif à une petite perturbation autour d'un état d'équilibre (la stabilité dynamique) est une propriété extrêmement importante des avions. En effet, les états d'équilibre (vols stabilisés) occupent l'essentiel du temps de vol et, dans ces conditions de vol, les perturbations doivent demeurer faibles pour que l'avion soit acceptable pour un usage civil ou militaire. On assure un comportement dynamique adéquat par conception (dimensionnement adéquat des surfaces portantes et des gouvernes), en telle manière qu'un pilote humain ou automatique puisse garder les perturbations à un niveau acceptable (sans efforts excessifs dans le cas du pilote humain) [11].

I.5 Système de commande de vol d'un véhicule aérien

Un avion est doté de quatre commandes principales de vol (voir figure I.2) [13] :

La manette des gaz assure le contrôle de la vitesse et par la même le changement d'altitude grâce à la variation de la force de portance induite. On notera par δ_T la position de cette manette.

La gouverne de profondeur : elle assure le contrôle en tangage (contrôle de l'assiette). On notera son débattement par δ_e .

Les ailerons ou les gouvernes de gauchissement : ils assurent le contrôle en roulis. Ces gouvernes sont généralement placées le plus près possible des extrémités des ailes. On notera leur braquage par δ_a .

La gouverne de direction ou la dérive : elle assure le contrôle en lacet. C'est une gouverne verticale dont l'axe d'articulation est fixé à la dérive. On la notera par δ_r .

En plus de ces trois commandes primaires, l'avion peut disposer également des commandes dites secondaires, hypersustentateurs (becs et volets) [13].

Les gouvernes aérodynamiques ne sont pas des commandes de forces mais des commandes de moment. Elles se trouvent à distance du centre de gravité pour qu'une faible variation de la portance de la gouverne provoque une variation significative du moment aérodynamique par l'effet de bras de levier. Selon la convention de signe de la mécanique de vol, un braquage positif est un braquage à piquer pour la gouverne de profondeur, et vers la gauche pour les deux autres.

L'efficacité de ces gouvernes est évaluée par les coefficients aérodynamiques qu'on appelle les dérivées de commande. On note ici qu'au-delà d'une certaine valeur de braquage, ces coefficients diminuent, en raison des décollements qui apparaissent sur les gouvernes (phénomène de saturation). Le braquage de saturation diminue quand l'incidence locale de la gouverne augmente [13].

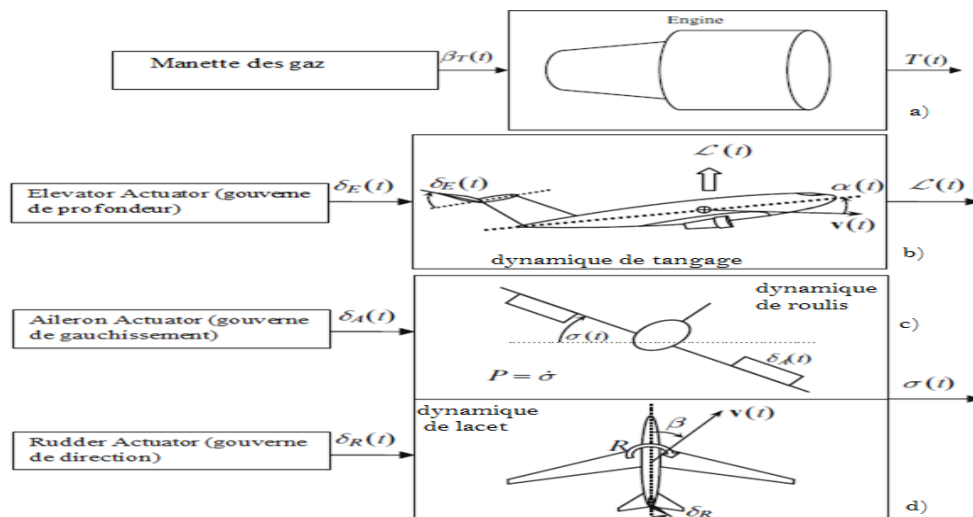


Figure I.2 Principales commandes d'un aéronef [13].

I.6 Revu générale sur les différentes techniques commandes :

La complexité de la mécanique des véhicules aériens et la variabilité des phénomènes aérodynamiques mises en jeu, en particulier lors de l'alternance de différents vols, sont des sources importantes de difficultés. Bien que globalement les effets aérodynamiques soient en réalité continus,

ils sont difficilement modélisables. Cela reste vrai même si l'on ne s'intéresse qu'à un mode de vol spécifique pour certaines configurations de drones.

Pour remédier à la complexité de la tâche de la modélisation et par la suite du contrôle, on procède à la simplification du modèle aérodynamique sans dénaturer les caractéristiques principales de l'avion. Quant aux problèmes de synthèse de la commande, les difficultés sont multiples. Il convient en premier lieu de remarquer que ces systèmes sont sous-actionnés étant donné que le nombre d'entrées de contrôle est inférieur au nombre de degrés de liberté du système. Les outils classiques de l'automatique, basés en premier lieu sur des hypothèses de commandabilité locale du système, ne sont parfois pas utilisables directement.

I.6.1 Commandes linéaires :

Dans le cadre de la théorie des systèmes linéaires, la synthèse de la commande est basée sur une approximation linéaire du modèle dynamique du véhicule associée à une seule entrée de commande. Généralement, on suppose que les vitesses de translation et d'orientation sont faibles, ce qui permet de négliger les phénomènes aérodynamiques indésirables [15]. L'approche linéaire facilite l'étude de la stabilité de chaque boucle dans le sens où il existe certains indicateurs comme la marge de gain et la marge de phase. Ces marges déterminent la quantité admissible de gain et de phase pouvant être injectée par la commande tout en conservant la stabilité de la boucle. Plusieurs architectures de commande linéaire sont présentées par la suite.

I.6.1.1 La commande par PID :

La stratégie de commande par PID est certainement l'approche la plus intuitive et la plus simple à embarquer sur un processeur. Elle permet de comprendre facilement le rôle physique de chacun des termes de la commande, ce qui permet de régler les gains en conséquence. Cette commande est détaillée dans le chapitre 3.

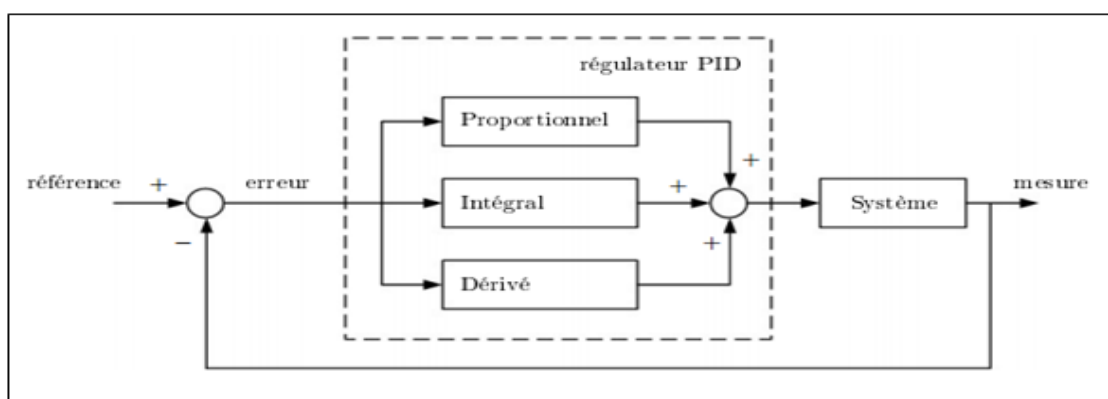


Figure I.3 Principe de la commande par le régulateur PID.

I.6.1.2 La commande par placement de pôles :

La commande par placement de pôles est une méthode qui consiste à déterminer une matrice de gains qui place les valeurs propres du système en boucle fermée à des positions prédéfinies.

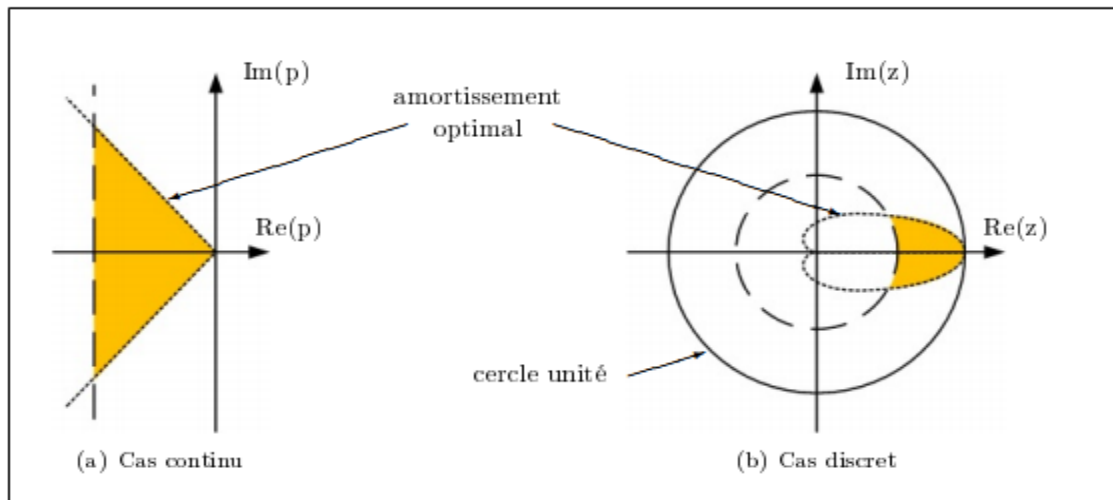


Figure I.4 Zone idéale de placement de pôles de la boucle fermée.

Le but de cette approche est de garantir un comportement convenable du système en boucle fermée. En effet, la position de ses valeurs propres est étroitement liée au comportement temporel et fréquentiel du système, notamment en termes de stabilité et de performances. Pour cela, il faut que les valeurs propres aient une partie réelle strictement négative. Cependant, cette partie réelle ne doit pas être trop négative sinon le système admettra une large bande passante, ce qui induira une amplification des bruits [16].

I.6.1.3 La commande linéaire quadratique :

La commande linéaire quadratique, dénotée commande LQR où LQ, est une méthode de synthèse qui permet de déterminer la commande optimale d'un système qui minimise (ou maximise) un critère de performance [17]. Ce critère de performance est quadratique en l'état du système et en sa commande. La conception d'une telle commande consiste à choisir habilement des matrices de pondération intervenant dans le critère de manière à obtenir le comportement souhaité du système en boucle fermée. Une fois les matrices de pondération choisies, les gains optimaux s'obtiennent en résolvant une équation algébrique de « Riccati ». L'avantage de la commande linéaire quadratique est qu'elle possède intrinsèquement de très bonnes propriétés de robustesse.

I.6.1.4 La commande prédictive :

La commande prédictive se base sur le modèle dynamique du système afin d'anticiper le comportement du procédé sur un intervalle de temps donné. Il est possible de générer, sur cet intervalle de temps, la séquence de commande qui optimise cette prédiction de comportement vis-à-vis de la consigne. Comme pour la commande LQR, la séquence de commande est déterminée à l'aide

d'un algorithme de programmation quadratique qui minimise le coût tout en prenant en compte les différentes contraintes. Cette méthode séduisante en théorie, souffre par contre de sévères limitations pratiques, notamment au niveau de l'influence des temps de calcul qui est important par rapport à la période d'échantillonnage causant une instabilité [18].

I.6.1.5 La commande par séquençement de gains :

La commande par séquençement de gains représente certainement la transition entre les approches linéaires et non linéaires. Cette approche est orientée pour commander les systèmes non linéaires en pilotant une famille de N systèmes LTI. Le représentant en un certain nombre de points de fonctionnement. À chaque point de fonctionnement correspond une boucle de régulation composée d'un modèle linéaire et de sa commande. Finalement, en fonction de certaines variables, appelées variables de séquençement, la commande globale sélectionne la boucle de régulation adéquate [19].

I.6.1.6 La commande H_∞ :

L'approche H_∞ est certainement la structure de commande qui a été la plus appliquée pour le pilotage des véhicules aériens autonomes [21]. En effet, ses performances sont supérieures à celles obtenues avec la commande LQG car elle intègre des éléments de robustesse directement dans sa synthèse. De manière générale, la commande H_∞ consiste à modéliser le transfert de boucle de telle sorte qu'il présente un bon compromis entre performance et robustesse [20]. Ce modelage est réalisé par des filtres qui sont ajoutés dans la boucle de régulation, autour de la fonction de transfert du système.

I.6.2 Commandes non linéaires

Ces dernières années, de plus en plus de recherches s'orientent vers des commandes basées sur une représentation non linéaire de la dynamique des véhicules aériens. Ces approches offrent une certaine contribution théorique, mais leur application reste limitée à cause de la complexité des modèles et des algorithmes de commande. Les architectures de commande non linéaire les plus utilisées pour le pilotage des avions sont présentées ci-dessous [22].

I.6.2.1 La commande logique floue :

L'idée de la commande par logique floue est de se rapprocher dans une certaine mesure de la flexibilité du raisonnement humain quant au piloter un système [26]. Elle introduit ainsi la notion de gradation lors de la commutation du signal de commande d'une structure à une autre. La commande logique floue est particulièrement adaptée à la commande de systèmes non linéaires complexes [10]. Cette commande est détaillée dans le 3^{ème} chapitre.

I.6.2.2 La commande par linéarisation entrée-sortie :

Les premières architectures de commandes non linéaires sont pour la plupart basées sur le concept de la linéarisation entrée-sortie. Le principe de cette approche est de transformer la dynamique non

linéaire du système en une dynamique linéaire équivalente au moyen d'un changement de variables et d'un choix approprié d'entrées de commande. Il est donc indispensable que le modèle du système soit parfaitement connu, ce qui est difficile à garantir en pratique [23].

I.6.2.3 La commande par Backstepping :

La commande par Backstepping, construite via un algorithme itératif, permet de résoudre certains problèmes de conception avec des conditions moins restrictives que celles imposées dans d'autres approches. Cependant, dans le cas des véhicules aériens, la détermination des entrées de commande est complexifiée dans la mesure où la dynamique de translation est sous-actionnée. De ce fait, la poussée verticale et sa première dérivée temporelle sont considérées comme des états internes à la commande. L'expression des signaux de commande qui résulte de cette opération sont alors complexes et ardues à implémenter. De plus, la fréquence de mesure de la translation est bien souvent inférieure à celle de la rotation. Or, le calcul des signaux de commande se fait sur la base de la fréquence la plus lente, ce qui est incompatible avec les besoins nécessaires à la stabilisation des quadri rotors. Une méthode de commande permettant la séparation des échelles de temps, telle que la commande hiérarchique [23].

I.6.2.4 La commande hiérarchique :

Le principe de la commande hiérarchique consiste à séparer la commande en translation de la commande en rotation. Rejoignant ainsi l'architecture en cascade classique des algorithmes de pilotages. Il est important de noter que chaque loi de commande peut être développée séparément. En effet, une première loi de commande détermine la poussée verticale et l'orientation nécessaire à la stabilisation de la dynamique de translation [24].

I.6.2.5 La commande par mode glissant :

C'est une stratégie de commande très efficace face à la sensibilité aux incertitudes paramétriques. Cette méthode consiste à modifier la dynamique d'un système non linéaire en lui appliquant un signal de commutation à haute fréquence le forçant à rejoindre et par la suite à rester sur une surface. Cette surface, dite de glissement aura préalablement été choisie en fonction des objectifs de commande. Elle varie en fonction de la position actuelle dans l'espace d'état. Le fait que la commande soit discontinue est un élément important, car elle permet ainsi de stabiliser des systèmes qui ne le seraient pas avec des signaux continus. C'est pour cela que cette commande fût implémentée sur des hélicoptères [25].

I.6.2.6 La commande tolérante aux défauts :

Étant données les erreurs de modélisation, les incertitudes paramétriques et les perturbations externes ne sont pas les seuls effets néfastes auxquels doit remédier un algorithme de commande. En effet, les actionneurs et les capteurs embarqués à bord des véhicules peuvent présenter des pannes et

des défaillances. C'est là tout l'enjeu de la commande tolérante aux défauts [21]. Toutefois, il est important de noter que lorsqu'un défaut apparaît, que ce soit au niveau des actionneurs ou des capteurs, les caractéristiques du système subissent des dommages conséquents. Ainsi, les actionneurs ne fournissent plus suffisamment de puissance motrice, tandis que les capteurs peuvent ne plus envoyer des mesures fiables. La philosophie de cette stratégie de commande est donc d'altérer sensiblement les performances du système pour maintenir la disponibilité de l'installation. Ces systèmes de commande, faisant intervenir explicitement et simultanément des phénomènes continus et événementiels, sont appelés des systèmes hybrides. Plusieurs concepts et méthodes existent pour concevoir de telles commandes et sont présentes dans [21].

I.7 Conclusion

Nous avons vu dans ce chapitre l'intérêt de la mécanique de vol d'un avion ainsi que les différentes lois de commandes utilisées dans le domaine du contrôle d'un aéronef. Donc on peut dire que ce chapitre dresse une synthèse des différentes techniques existantes dans le domaine des véhicules aériens. Il ne se veut pas exhaustif, mais il illustre toute l'ingéniosité et la diversité des architectures mécaniques et des stratégies de commande pouvant être utilisées. Ce chapitre permet donc de bien appréhender ces éléments fondamentaux de la chaîne de pilotage d'un appareil. En résumé, le choix de l'aéronef et de la stratégie de contrôle n'est pas facile et doit impérativement correspondre aux missions pour lesquelles il sera employé, ainsi qu'au degré de performance recherché.

A decorative border consisting of a continuous, symmetrical scrollwork pattern in a dark brown color, framing the central text.

Chapitre II
Modélisation dynamique de
l'avion

II. 1 Introduction

L'objectif de ce mémoire est la conception d'un système de commande pour un UAV à voilure fixe. La première étape dans la réalisation d'un système de commande pour un drone autonome est le développement d'un modèle mathématique décrivant son mouvement dans l'espace. Ce dernier sera obtenu en appliquant les lois de Newton reliant la somme des forces et des moments aux accélérations linéaires et angulaires d'un corps rigide.

La dynamique de vol caractérise le mouvement d'un véhicule volant dans l'atmosphère. Ainsi, elle peut être considérée comme une branche de la dynamique des systèmes où le système étudié est un véhicule volant. La réponse du véhicule aux forces : aérodynamiques, propulsive et gravitationnelle et les commandes introduites par le pilote déterminent l'attitude du véhicule et la trajectoire résultante.

II.2 Les repères de référence

Avant de développer les équations de mouvement, il est impératif d'introduire les différents repères utilisés en dynamique de vol. Il existe plusieurs façons d'exprimer la position, la vitesse, l'orientation, les forces et les moments qui agissent sur l'avion [33].

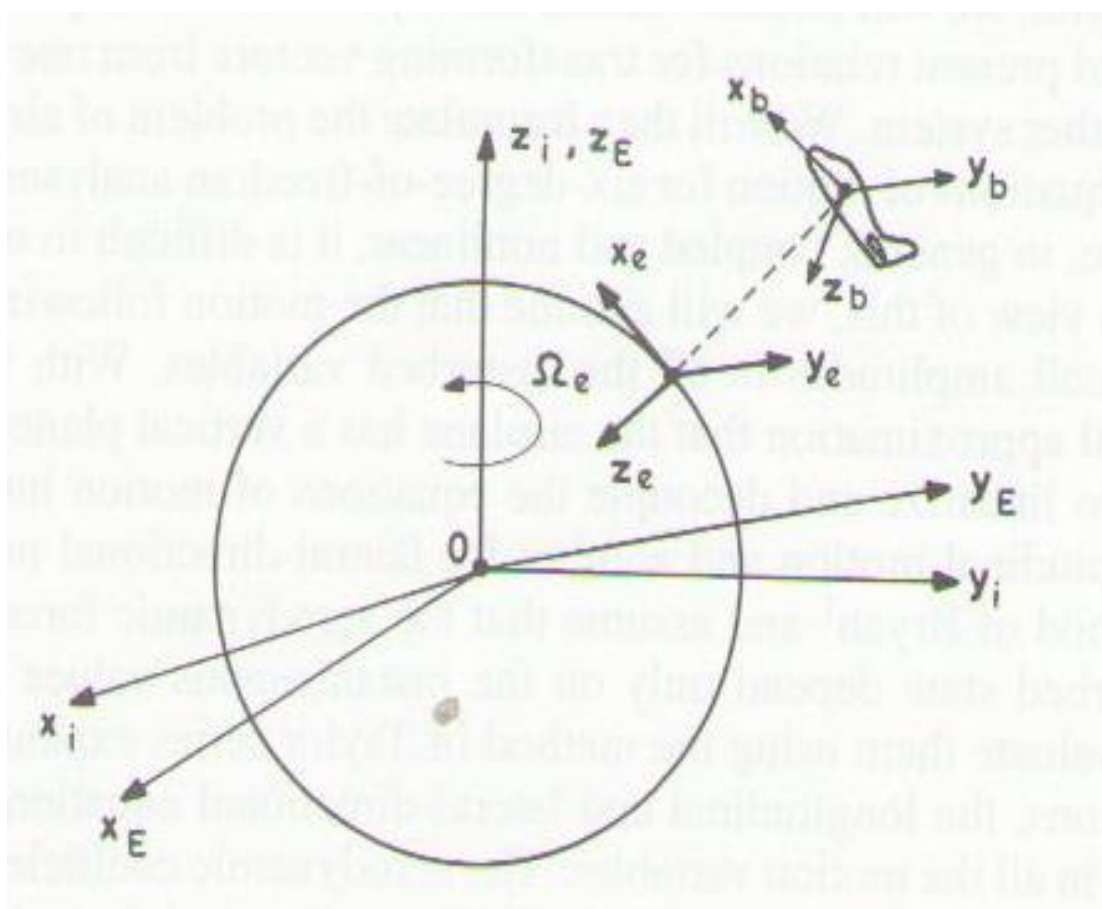


Figure II.1 Les différents trièdres de référence.

II.2.1 Repère inertiel

L'origine du repère inertiel $\mathbf{i} = (X_i, Y_i, Z_i)$ est le centre de gravité de la terre. Ces axes orthonormés (X_i, Y_i, Z_i) ne tournent pas avec la terre et pointent vers trois étoiles lointaines considérées comme fixes. Z_i est l'axe de rotation de la terre, X_i pointe vers l'équinoxe vernal et Y_i vient compléter le trièdre direct. Ce référentiel se trouve donc en mouvement de translation elliptique par rapport au référentiel de Copernic.

II.2.2 Repère terrestre

L'origine du repère terrestre $\mathbf{e} = (X_e, Y_e, Z_e)$ est le centre de gravité de la terre et ces axes tournent en accord avec la rotation terrestre, ce qui le rend fixe par rapport à la terre. Par définition, les repères \mathbf{i} et \mathbf{e} se déduisent l'un de l'autre par une rotation liée à la rotation de la terre de vitesse angulaire Ω_{ie} .

Z_e est alors toujours l'axe de rotation de la terre, X_e pointe vers l'intersection de l'équateur avec le méridien de Greenwich et Y_e vient compléter le trièdre direct. Pour des applications submétriques, il faut noter que le décalage des pôles magnétique et géographique serait à prendre en compte, ce qui ne sera pas le cas dans le reste de l'étude.

La relation pour passer du repère terrestre au repère inertiel est alors :

$$R_e^i = \begin{bmatrix} \cos(\Omega_{ie}t) & -\sin(\Omega_{ie}t) & 0 \\ \sin(\Omega_{ie}t) & \cos(\Omega_{ie}t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Dans ce repère, il est possible d'écrire un même point selon différentes coordonnées. Ainsi il est intéressant de définir la position en coordonnées ellipsoïdales par sa latitude λ , sa longitude φ et son altitude h , le lien entre les coordonnées ellipsoïdales (λ, φ, h) et cartésiennes (X_e, Y_e, Z_e) pouvant s'écrire sous la forme :

$$\begin{cases} X_e = (N + h)\cos\lambda\cos\varphi \\ Y_e = (N + h)\cos\lambda\sin\varphi \\ Z_e = (N + h)\sin\lambda \end{cases} \quad (2.2)$$

Où :

$$N = \frac{a\sqrt{1-e^2}}{1-e^2\sin^2\varphi} \quad (2.3)$$

Avec a et e étant respectivement le demi-grand axe et l'excentricité de l'ellipsoïde terrestre.

II.2.3 Repère de navigation

L'origine du repère de navigation $\mathbf{n} = (N, E, D)$ est le centre de gravité du mobile. N pointe vers le nord géodésique, E pointer à l'est et D est orthogonal à l'ellipsoïde de référence représentant la terre et en direction du sol pour compléter le trièdre direct.

La relation pour passer du repère terrestre au repère de navigation est alors :

$$R_e^n = \begin{bmatrix} -\sin\lambda\cos\varphi & -\sin\lambda\sin\varphi & \cos\lambda \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ -\cos\lambda\cos\varphi & -\cos\lambda\sin\varphi & -\sin\lambda \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

II.2.4 Repère avion

L'origine du repère du mobile $\mathbf{b} = (X_b, Y_b, Z_b)$ est le centre de gravité du mobile. Ce repère est solidaire du mobile et ces axes tendent à coïncider avec les axes de la plate-forme inertielle. Son orientation par rapport au repère de navigation $\vec{\mathbf{n}}$ est décrite par les angles d'Euler (Φ, θ, ψ) représentant respectivement le roulis, le tangage et le lacet.

Il s'agit d'un repère orthogonal direct fixé à l'avion et ayant comme origine « \mathbf{O} » son centre de gravité. Le plan $\mathbf{OX}_b\mathbf{Z}_b$ correspond au plan de symétrie de l'avion.

- L'axe \mathbf{OX}_b pointe positif vers le nez de l'avion et suivant son axe longitudinal ou l'axe du véhicule à portance nulle.
- L'axe \mathbf{OY}_b est perpendiculaire au plan $\mathbf{OX}_b\mathbf{Z}_b$ et pointe positif vers l'aile droite.
- Finalement, l'axe \mathbf{OZ}_b pointe vers le bas dans le plan de symétrie.

Le repère avion est très pratique pour définir les moments et produits d'inertie du corps ainsi que les forces et moments qui agissent sur l'avion.

La relation pour passer du repère de navigation au repère avion est alors :

$$R_n^b = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\Psi & (\cos\Psi\sin\theta\sin\varphi - \sin\Psi\cos\varphi) & (\cos\Psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\Psi\sin\varphi) \\ \cos\theta\sin\Psi & (\sin\Psi\sin\theta\sin\varphi + \cos\Psi\cos\varphi) & (\sin\Psi\sin\theta\cos\varphi - \cos\Psi\sin\varphi) \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

II.2.5 Repère aérodynamique

Un cas particulier du système d'axes lié à la vitesse dans le plan horizontal de l'avion s'appelle système d'axes aérodynamique. ($\mathbf{OX}_a \mathbf{Y}_a \mathbf{Z}_a$) :

- L'axe \mathbf{OX}_a se dirige vers la direction de la vitesse.
- L'axe \mathbf{OY}_a est normal au plan $\mathbf{OX}_a\mathbf{Z}_a$ et est dirigé vers la droite ou suivant l'aile droite.
- L'axe \mathbf{OZ}_a est situé dans le plan de symétrie.

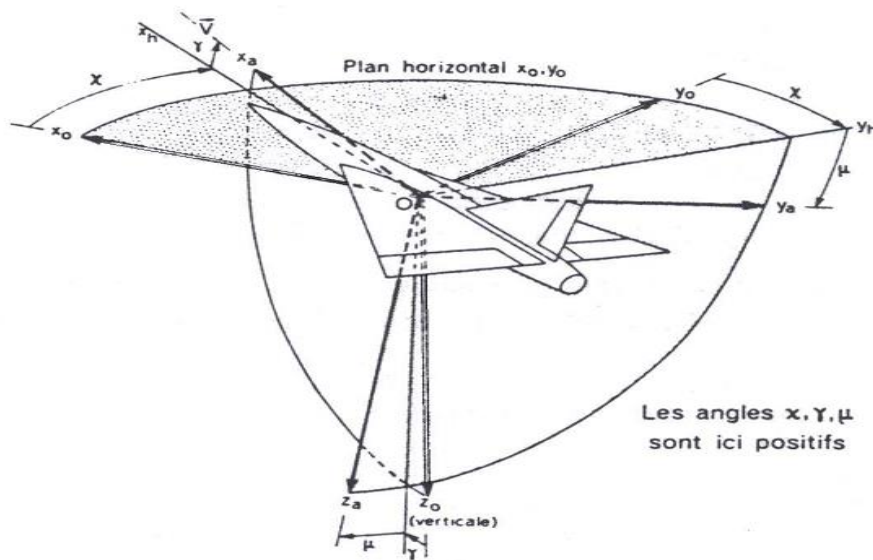


Figure II.2 Position du trièdre aérodynamique par rapport au trièdre terrestre : χ azimut aérodynamique, γ pente aérodynamique et μ angle de gîte aérodynamique.

Par rapport au trièdre avion, le trièdre associé au repère aérodynamique est obtenu à partir d'une rotation d'angle α (l'incidence) autour de l'axe Y_b et d'angle β (le dérapage aérodynamique) autour de l'axe Z_b .

La matrice de changement de repère associée à ces transformations s'écrit :

$$R_a^b = \begin{bmatrix} \cos \beta_{aero} & \sin \beta_{aero} & 0 \\ -\sin \beta_{aero} & \cos \beta_{aero} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta_{aero} & \sin \beta_{aero} & -\cos \beta_{aero} \sin \alpha \\ -\sin \beta_{aero} \cos \alpha & \cos \beta_{aero} & \sin \alpha \sin \beta_{aero} \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

II.3 Forces agissant sur l'avion

Un avion se déplace dans l'atmosphère sous l'action de la poussée des moteurs, de la pesanteur et de la résultante des forces et des moments aérodynamiques. C'est le braquage des gouvernes aérodynamiques et la variation de la poussée qui permettent de commander le mouvement de l'avion dans l'atmosphère.

La connaissance des réponses de l'avion à ces forces permet de déterminer sa vitesse, l'altitude qui peut atteindre, son rayon d'action, etc. il s'agit là des quelques éléments de l'étude des performances d'un avion. Par définition, la portance et la traînée sont respectivement perpendiculaires et parallèle à la vitesse (de l'écoulement non perturbé) de l'avion. Dans la figure II.3, R_z et R_x représentent la portance et la traînée de l'avion complet (ailes, empennage et fuselage). Le poids P agit toujours vers le centre de la terre, la poussée T est produite par le moteur, généralement, elle n'est pas complètement alignée avec la vitesse [36].

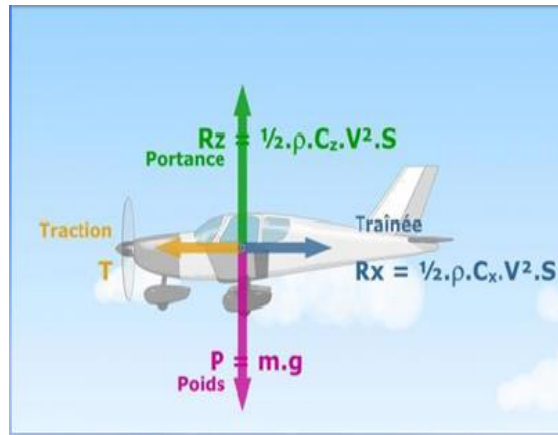


Figure II.3 Les quatre forces appliquées sur l'avion.

- **Le poids P** : résulte de la gravitation universelle. Il est représenté par un vecteur s'appliquant au centre d'inertie de l'avion, dirigé vers le centre de la terre selon la verticale du lieu et dont la valeur varie en fonction de la masse de l'avion : $P = m.g$.
- **La poussée T** : est une force motrice ou de traction qui s'oppose aux frottements de l'air. Cette force est créée par le système de propulsion de l'avion (par les hélices ou par les réacteurs) et est contrôlée par la manette des gaz. Celle-ci fait avancer l'avion.
- **La portance Rz** : compense le poids et permet à l'avion de voler. Elle est créée par le vent relatif, c'est à dire l'écoulement de l'air sur la surface de l'aile. Le profil de l'aile a donc beaucoup d'importance. En effet, du fait de sa forme incurvée, la face supérieure de l'aile (extrados) est plus longue que sa face intérieure (intrados).
- **La traînée Rx** : est la force qui s'oppose au mouvement de l'avion. Mathématiquement, c'est la composante des efforts exercés sur l'avion, dans le sens opposé à la vitesse relative de l'avion par rapport à l'air.

II.3.1 Hypothèses de modélisation

Afin de faciliter la modélisation d'un avion, nous adoptons les hypothèses simplificatrices suivantes :

- Le repère fixé à la terre est inertiel.
- L'avion est un corps rigide. Cette hypothèse implique que le mouvement de l'avion dans l'espace est défini par 6 degrés de liberté.
- La masse de l'avion et sa distribution sont constantes.
- La courbature de la terre est négligeable (terre plate).
- L'accélération gravitationnelle est constante en amplitude et en direction.
- La force de poussée est dirigée le long de l'axe X à travers le centre de gravité [39].

Ces hypothèses sont valables dans le cas d'un vol dans une zone géographique limitée. Elles s'approprient bien pour les mini-UAV.

II.2.2 Modèle Dynamique

Les équations (2.7) et (2.8) sont développées à partir de la deuxième loi de Newton, qui stipule que ; la somme de toutes les forces et moments externes agissant sur le centre de gravité du corps, sont égales au taux de variation dans le temps de l'impulsion linéaire et angulaire sur le corps.

$$\sum \vec{F} = \frac{d}{dt} (m\vec{V}) \Big|_e \quad (2.7)$$

$$\sum \vec{M} = \frac{d}{dt} (\vec{H}) \Big|_e \quad (2.8)$$

Où :

m : la masse de l'avion [kg],

V : la vitesse de l'avion. $\vec{V} = [u \ v \ w]^T$,

F : représente la force résultante $\vec{F} = [F_x \ F_y \ F_z]^T$,

M : le moment résultant autour du centre de gravité $\vec{M} = [L \ M \ N]^T$,

II.2.2.1 Equations générales de force

On applique le théorème de Coriolis à l'équation (2.7) on obtient :

$$\vec{F} = \frac{d}{dt} (m\vec{V})_b + \vec{\Omega} \wedge m\vec{V} \quad (2.9)$$

Où \vec{V} et $\vec{\Omega}$ sont définis comme suit :

$$\vec{V} = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \quad (2.10)$$

$$\vec{\Omega} = p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k} \quad (2.11)$$

Avec \vec{i}, \vec{j} et \vec{k} sont des vecteurs unitaires dans le repère avion.

En substituant les équations (2.10) et (2.11) dans l'équation (2.9), il résulte :

$$\begin{aligned} F_x &= m(\dot{u} - rv + qw) \\ F_y &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ F_z &= m(\dot{w} - qu + pv) \end{aligned} \quad (2.12)$$

Où les forces extérieures F_x, F_y et F_z représentant la somme des forces aérodynamiques $\vec{R} = [X \ Y \ Z]^T$, propulsives \vec{T} et la force liée au champ de pesanteur \vec{W} .

Par conséquent, l'équation (2.6) peut être écrite comme suit :

$$\begin{aligned} X + F_T - mg \sin \theta &= m(\dot{u} - rv + qw) \\ Y + mg \sin \theta \cos \theta &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ Z + mg \cos \theta \cos \theta &= m(\dot{w} - qu + pv) \end{aligned} \quad (2.13)$$

Dans le cas pratique, il convient d'utiliser la vitesse V , l'angle d'incidence α et l'angle de dérapage β au lieu d'utiliser les composants de vitesse linéaire de l'avion u , v , et w . Comme le montre la figure (II.1).

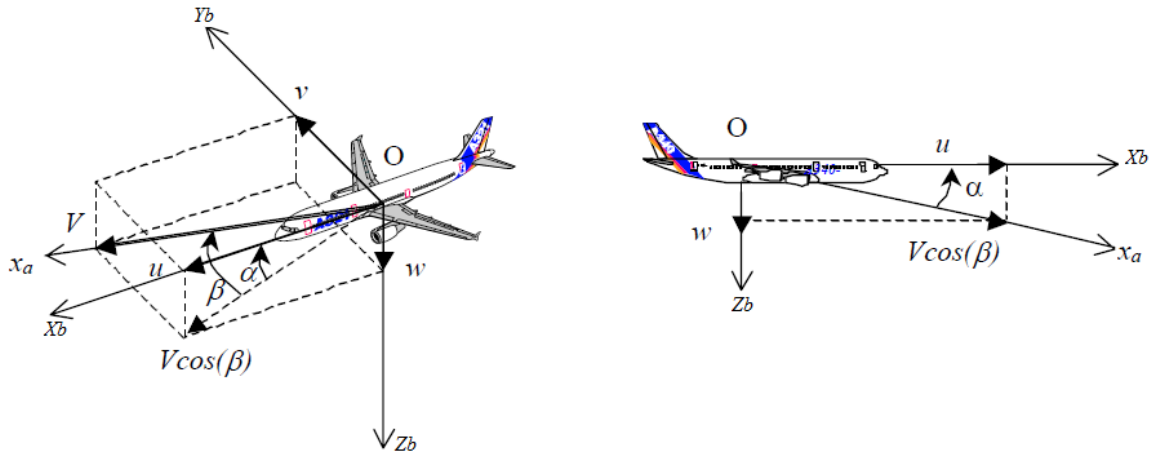


Figure II.4 Définition de l'incidence et du dérapage.

L'expression qui lie ces variables est définie comme suit : [33]

$$\begin{cases} u = V \cos(\alpha) \cos(\beta) \\ v = V \sin(\beta) \\ w = V \sin(\alpha) \cos(\beta) \end{cases} \quad (2.14)$$

A partir de cette expression, on peut déduire facilement les expressions de α , β et V comme suit :

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u} \quad (2.15)$$

$$\beta = \tan^{-1} \frac{v}{u} \quad (2.16)$$

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (2.17)$$

La dérivée de l'équation (2.14) conduit à :

$$\begin{cases} \dot{u} = \dot{V} \cos \alpha \cos \beta - V \dot{\alpha} \sin \alpha \cos \beta - V \cos \alpha \dot{\beta} \sin \beta \\ \dot{v} = \dot{V} \sin \beta + V \dot{\beta} \cos \beta \\ \dot{w} = \dot{V} \sin \alpha \cos \beta - V \dot{\alpha} \cos \alpha \cos \beta - V \sin \alpha \dot{\beta} \sin \beta \end{cases} \quad (2.18)$$

On peut écrire l'équation (2.18) autrement comme suit [33] [34] :

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta \sin \alpha & \cos \beta \\ \frac{-\sin \alpha}{V \cos \beta} & 0 & \frac{\cos \alpha}{V \cos \beta} \\ \frac{-\cos \alpha \cos \beta}{V} & \frac{\cos \beta}{V} & \frac{-\sin \alpha \sin \beta}{V} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

En remplaçant les relations (2.18) dans les équations de forces (2.12), on obtient [33] [34] :

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -g(\sin \theta \cos \alpha \cos \beta - \cos \theta \cos \phi \sin \beta - \cos \theta \cos \phi \sin \alpha \cos \beta) + \frac{F_x}{m} \cos \alpha \cos \beta \\ & + \frac{F_y}{m} \sin \beta + \frac{F_z}{m} \sin \alpha \cos \beta \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= q - p \cos \alpha \tan \beta - r \sin \alpha \tan \beta + g \left(\frac{\cos \theta \cos \phi \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha}{V \cos \beta} \right) - \frac{F_x}{m V \cos \beta} \\ &\quad + \frac{F_y \cos \alpha}{m V \cos \beta} \\ \dot{\beta} &= p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{g}{V} (\sin \theta \cos \alpha \sin \beta + \cos \theta \sin \phi \cos \beta - \cos \theta \cos \phi \sin \alpha \sin \beta) \\ &\quad - \frac{F_x}{m} \cos \alpha \sin \beta + \frac{F_y}{m} \cos \beta + \frac{F_z}{m} \sin \alpha \sin \beta\end{aligned}\quad (2.20)$$

II .2.2.2 Equations générales de moment

En utilisant le théorème de Coriolis, l'équation (2.8) peut être écrite comme suit :

$$\vec{M} = \frac{d(\vec{H})}{dt} \Big|_b + \vec{\Omega} \wedge (\vec{H}) \quad (2.21)$$

Le moment cinétique H de l'avion peut être exprimé comme suit :

$$\vec{H} = I . \vec{\Omega} \quad (2.22)$$

H : Le moment cinétique de l'avion.

Ω : La vitesse angulaire $\vec{\Omega} = [p \ q \ r]^T$.

$$I : \text{Matrice d'inertie. } I = \begin{bmatrix} I_{xx} - I_{xy} - I_{xz} \\ -I_{yx} I_{yy} - I_{yz} \\ -I_{zx} - I_{zy} I_{zz} \end{bmatrix}$$

Selon l'hypothèse de la symétrie, la matrice d'inertie peut être définie comme suit :

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

En expansion l'équation (2.21) et en utilisant l'équation (2.22) on aura :

$$\begin{aligned}M_x &= \dot{p} I_{xx} - \dot{r} I_{xz} + qr(I_{zz} - I_{yy}) - pq I_{xz} \\ M_y &= \dot{q} I_{yy} + pr(I_{xx} - I_{zz}) + (p^2 - r^2) I_{xz} \\ M_z &= \dot{r} I_{zz} - I_{xz}(\dot{p} - qr) + pq(I_{yy} - I_{xx})\end{aligned}\quad (2.24)$$

Les moments externes M_x , M_y et M_z sont les composants de \vec{M} le long des axes de coordonnées du corps. Ces moments sont dus à l'aérodynamique et à la poussée.

Où les moments externes M_x , M_y et M_z sont donnés par :

$$\begin{aligned}M_x &= L + L_T \\ M_y &= M + M_T \\ M_z &= N + N_T\end{aligned}\quad (2.25)$$

Selon les hypothèses précédentes, on a :

$$L_T = M_T = N_T = 0 \quad (2.26)$$

Où :

L_T, M_T, N_T sont les moments dus à la poussée.

En combinant les équations (2.24) et (2.25), les équations dynamiques de rotation dans le BF deviennent :

$$\begin{aligned} L &= \dot{p}I_{xx} - \dot{r}I_{xz} + qr(I_{zz} - I_{yy}) - pqI_{xz} \\ M &= \dot{q}I_{yy} + pr(I_{xx} - I_{zz}) + (p^2 - r^2)I_{xz} \\ N &= \dot{r}I_{zz} - I_{xz}(\dot{p} - qr) + pq(I_{yy} - I_{xx}) \end{aligned} \quad (2.27)$$

Donc on peut tirer les trois accélérations angulaires comme suit [40]:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} [L + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} [N - pq(I_{yy} - I_{xx}) - I_{xz}qr] - I_{xz}pq - (I_{zz} - I_{yy})qr] \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_{yy}} [M + I_{xz}(p^2 - r^2) - (I_{xx} - I_{zz})pr] \\ \dot{r} &= \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} [N + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} (L - pqI_{xz} - (I_{zz} - I_{yy})qr) - I_{xz}qr - pq(I_{yy} - I_{xx})] \end{aligned} \quad (2.28)$$

II.2.3 Modèle Cinématique

On peut déterminer la position de l'avion par intégration de sa vitesse et la projection dans l'EFF précédemment déterminée dans BF. Ceci se fait en écrivant une relation entre la vitesse V et le vecteur $(\dot{x}e \ \dot{y}e \ \dot{z}e)$ [38], on obtient alors :

$$[\dot{x}e \ \dot{y}e \ \dot{z}e]^T = R_b^e [u \ v \ w]^T \quad (2.29)$$

L'équation (2.29) devient alors :

$$\begin{aligned} \dot{x}e &= [u \cos \theta + (v \sin \phi + w \cos \phi) \sin \theta] \cos \psi + (-v \cos \phi + w \sin \phi) \sin \psi \\ \dot{y}e &= [u \cos \theta + (v \sin \phi + w \cos \phi) \sin \theta] \sin \psi + (v \cos \phi - w \sin \phi) \cos \psi \\ \dot{z}e &= -u \sin \theta + (v \sin \phi + w \cos \phi) \cos \theta \end{aligned} \quad (2.30)$$

Où

$[xe \ ye \ ze]^T$: définit la position

$[\phi \ \theta \ \psi]^T$: définit l'orientation de l'aéronef par rapport au repère terrestre.

R_b^e : la matrice de passage du repère avion au repère terrestre.

Les trois angles d'Euler devront être connus, mais ces angles sont à leur tour en fonction du temps, leur vitesse $[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ [38][39] dépendent de la vitesse angulaire de l'avion $\vec{\Omega} = [p, q, r]^T$.

Pour établir la relation entre les deux vecteurs précédents, on a l'égalité suivante [33] [34] :

$$[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T = R_b^e [p \ q \ r]^T \quad (2.31)$$

Avec :

p, q, r : les vitesses angulaires.

$\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$: les dérivés des angles d'Euler.

On a donc :

$$\dot{\phi} = p + r \tan \theta \cos \phi + q \tan \theta \sin \phi$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (2.32)$$

$$\dot{\psi} = q(\sin \phi \sec \theta) + r(\cos \phi \sec \theta)$$

En résumé les deux expressions (2.30) et (2.32) permettant de déterminer la vitesse de position et d'orientation de l'avion. Après ce passage, une simple intégration de ces deux vecteurs permet de déterminer la configuration de l'avion [33] [34].

Il y aura donc un système de 12 équations différentielles du premier ordre. Les 12 variables d'état dont nous avons besoin sont réparties en deux sous-systèmes. Le premier est dynamique, il contient six (6) variables d'état : trois composantes de la vitesse linéaire, et trois composantes de la vitesse angulaire, il est représenté par le système d'équations suivant :

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -g(\sin \theta \cos \alpha \cos \beta - \cos \theta \cos \phi \sin \beta - \cos \theta \cos \phi \sin \alpha \cos \beta) + \frac{F_x}{m} \cos \alpha \cos \beta \\ & + \frac{F_y}{m} \sin \beta + \frac{F_z}{m} \sin \alpha \cos \beta \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} = & q - p \cos \alpha \tan \beta - r \sin \alpha \tan \beta + g \left(\frac{\cos \theta \cos \phi \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha}{V \cos \beta} \right) - \frac{F_x}{m} \frac{\sin \alpha}{V \cos \beta} \\ & + \frac{F_y \cos \alpha}{m V \cos \beta} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta} = & p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{g}{V} (\sin \theta \cos \alpha \sin \beta + \cos \theta \sin \phi \cos \beta - \cos \theta \cos \phi \sin \alpha \sin \beta) \\ & - \frac{F_x}{m} \cos \alpha \sin \beta + \frac{F_y}{m} \cos \beta + \frac{F_z}{m} \sin \alpha \sin \beta \end{aligned}$$

$$\dot{p} = \frac{I_{ZZ}}{I_{XX}I_{ZZ} - I_{XZ}^2} [L + \frac{I_{XZ}}{I_{ZZ}} [N - pq(I_{YY} - I_{XX}) - I_{XZ}qr] - I_{XZ}pq - (I_{ZZ} - I_{YY})qr]$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{YY}} [M + I_{XZ}(p^2 - r^2) - (I_{XX} - I_{ZZ})pr]$$

$$\dot{r} = \frac{I_{XX}}{I_{XX}I_{ZZ} - I_{XZ}^2} [N + \frac{I_{XZ}}{I_{XX}} (L - pqI_{XZ} - (I_{ZZ} - I_{YY})qr) - I_{XZ}qr - pq(I_{YY} - I_{XX})] \quad (2.33)$$

Le deuxième sous système est cinématique, il permet d'exprimer la configuration du modèle dans le repère inertiel. Il contient également six (6) variables d'état : trois coordonnées cartésiennes et trois angles de rotation [33] [34].

$$\dot{\phi} = p + r \tan \theta \cos \phi + q \tan \theta \sin \phi$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi$$

$$\dot{\psi} = q(\sin \phi \sec \theta) + r(\cos \phi \sec \theta) \quad (2.34)$$

$$x\dot{e} = [u \cos \theta + (v \sin \phi + w \cos \phi) \sin \theta] \cos \psi + (-v \cos \phi + w \sin \phi) \sin \psi$$

$$y\dot{e} = [u \cos \theta + (v \sin \phi + w \cos \phi) \sin \theta] \sin \psi + (v \cos \phi - w \sin \phi) \cos \psi$$

$$z\dot{e} = -u \sin \theta + (v \sin \phi + w \cos \phi) \cos \theta$$

II.2.4 Modèle Aérodynamique

On peut distinguer trois contributions dans les efforts appliqués sur un aéronef : le poids, la poussée du moteur et les forces aérodynamiques. Donc la résultante des forces F se décompose en trois vecteurs : [39]

$$\vec{F} = [F_x \ F_y \ F_z]^T = \vec{T} + \vec{W} + \vec{R} \quad (2.35)$$

- un vecteur poids \vec{W}

- un vecteur de la poussée du moteur \vec{T}

- et un vecteur de la résultante des forces aérodynamiques \vec{R}

Le vecteur de poids dirigé vers le centre de la terre, se trouvant le long de l'axe Z_e du EFF.

$$\vec{W} = [W_x \ W_y \ W_z]^T = R_e^b [0 \ 0 \ mg]^T \quad (2.36)$$

La poussée produite par le moteur \vec{F} agit le long de l'axe d'aéronef X_b selon l'hypothèse, ce qui rend le vecteur de poussée T égale à :

$$\vec{T} = [T_x \ T_y \ T_z]^T = [F_T \ 0 \ 0]^T \quad (2.37)$$

Le vecteur de force aérodynamique a des composantes dans tous les axes du repère avion :

$$\vec{R} = [X \ Y \ Z]^T$$

La résultante des forces aérodynamiques présente le point le plus délicat dans la modélisation des avions, on les détermine expérimentalement aux moyens des tests en soufflerie, dans le repère local (aérodynamique) sous la forme suivante [33] [34] :

$$\vec{R} = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \begin{pmatrix} -C_D \\ C_Y \\ -C_L \end{pmatrix} \quad (2.38)$$

Où ;

ρ [Kg/m³] : Densité de l'air.

V [m/s] : La vitesse de l'avion.

S [m²] : Surface de l'aile.

C_D : Coefficient aérodynamique de trainée.

C_Y : Coefficient aérodynamique de force latéral.

C_L : Coefficient aérodynamique de portance.

L'expression de la résultante des forces est donnée comme suit [33] [34] :

$$\vec{F} = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_D + T \cos \alpha \cos \beta \\ \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_Y + T \cos \alpha \sin \beta \\ -\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_L + T \sin \alpha \end{pmatrix} \quad (2.39)$$

Passons maintenant à l'étude des moments autour des trois axes de l'avion. La contribution du poids est nulle, car les moments sont exprimés dans le centre des masses. De même pour la poussée du moteur, le moment généré est très faible, à cause de la proximité de sa direction du centre des masses. Reste les moments des forces aérodynamiques qu'on exprime dans le repère aérodynamique, et qui sont déterminés expérimentalement [33] [34] :

$$\vec{M} = \begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \begin{pmatrix} b \cdot C_l \\ \bar{c} \cdot C_m \\ b \cdot C_n \end{pmatrix} \quad (2.40)$$

Avec :

$M_x M_y M_z$ [N.m] : sont les moments des forces aérodynamiques.

\bar{c} [m] : La corde aérodynamique moyenne.

b [m] : L'envergure.

C_l : Coefficient aérodynamique de moment de roulis.

C_m : Coefficient aérodynamique de moment de tangage.

C_n : Coefficient aérodynamique de moment de lacet.

II.2.5 Modèle Atmosphérique

Le modèle atmosphérique considéré dans ce projet repose sur le modèle « U.S. Standard Atmosphere 1962 ». Ce modèle décrit une atmosphère idéalisée basée sur la loi des gaz parfaits et de l'équation hydrostatique. L'atmosphère décrite est valable pour les altitudes de vol jusqu'à 11000m. Ce qui est suffisant pour notre étude [25].

II.2.6 Dynamique des actionneurs

La dynamique des surfaces de contrôle peut être estimée comme un système du second ordre [37].

$$\delta = \frac{\omega_0^2}{s^2 + 2\varepsilon\omega_0 s + \omega_0^2} \delta_C$$

II.3 Linéarisation des équations

En raison de la complexité du modèle non-linéaire, la linéarisation est nécessaire pour obtenir la forme simple du modèle et d'être en mesure d'appliquer certaines techniques de contrôle.

II.3.1 La théorie des petites perturbations

En utilisant la théorie des petites perturbations SDT « Small-Disturbance Theory » pour linéariser le modèle obtenu précédemment. En appliquant cette théorie, on assume que le mouvement de l'avion consiste à des petites perturbations concernant les conditions de vol (petites déviations autour de son point de fonctionnement). Toutes les variables dans les équations du mouvement sont remplacées par des termes d'équilibre et de perturbation [36] :

$$\begin{aligned} \mathbf{u} &= \mathbf{u}_0 + \Delta\mathbf{u} & \mathbf{v} &= \mathbf{v}_0 + \Delta\mathbf{v} & \mathbf{w} &= \mathbf{w}_0 + \Delta\mathbf{w} \\ \mathbf{p} &= \mathbf{p}_0 + \Delta\mathbf{p} & \mathbf{q} &= \mathbf{q}_0 + \Delta\mathbf{q} & \mathbf{r} &= \mathbf{r}_0 + \Delta\mathbf{r} \\ \mathbf{X} &= \mathbf{X}_0 + \Delta\mathbf{X} & \mathbf{Y} &= \mathbf{Y}_0 + \Delta\mathbf{Y} & \mathbf{Z} &= \mathbf{Z}_0 + \Delta\mathbf{Z} \\ \mathbf{M} &= \mathbf{M}_0 + \Delta\mathbf{M} & \mathbf{N} &= \mathbf{N}_0 + \Delta\mathbf{N} & \mathbf{L} &= \mathbf{L}_0 + \Delta\mathbf{L} \\ \varphi &= \varphi_0 + \Delta\varphi & \theta &= \theta_0 + \Delta\theta & \Psi &= \Psi_0 + \Delta\Psi \\ \delta &= \delta_0 + \Delta\delta & \alpha &= \alpha_0 + \Delta\alpha & \beta &= \beta_0 + \Delta\beta \end{aligned} \quad (2.41)$$

Les angles de dérapage et d'incidences sont supposés petites, On a donc $u \approx V$:

$$\dot{w} \approx V\dot{\alpha} \quad \text{et} \quad \dot{v} \approx V\dot{\beta} \quad (2.42)$$

Si nous introduisons la notation des petites perturbations dans les équations du mouvement, nous pourrions simplifier l'équation du mouvement. Prenons l'exemple de l'équation des forces X :

$$X - mg \sin \theta = m(\dot{u} + qw - rv) \quad (2.43)$$

Son remplacement par les variables des petites perturbations est :

$$X_0 + \Delta X - mg \sin(\theta_0 + \Delta\theta) = m \left[\frac{d}{dt} (u_0 + \Delta u) + (q_0 + \Delta q)(w_0 + \Delta w) - (r_0 \Delta r) - (v_0 \Delta v) \right]$$

Alors l'équation des forces X devient :

$$X_0 + \Delta X - mg \sin(\theta_0 + \Delta\theta) = m\Delta\dot{u} \quad (2.44)$$

Cette équation peut être réduite en appliquant les formules trigonométriques suivantes :

$$\sin(\theta_0 + \Delta\theta) = \sin \theta_0 \cos \Delta\theta + \cos \theta_0 \sin \Delta\theta = \sin \theta_0 + \Delta\theta \cos \theta_0 \quad (2.45)$$

Par conséquent :

$$X_0 + \Delta X - mg(\sin \theta_0 + \Delta\theta \cos \theta_0) = m\Delta\dot{u} \quad (2.46)$$

Si toutes les perturbations sont égales à zéro dans l'équation ci-dessus nous aurons la condition de vol de référence :

$$X_0 - mg \sin \theta_0 = 0 \quad (2.47)$$

Cela réduit l'équation de force X :

$$\Delta X - mg\Delta\theta \cos \theta_0 = m\Delta\dot{u} \quad (2.48)$$

La force ΔX est le changement dans la force aérodynamique et de propulsion dans la direction X et peut être exprimée au moyen d'une série de Taylor en ce qui concerne les variables de la perturbation, si nous supposons que ΔX est une fonction uniquement de u, w, δ_e et δ_T alors ΔX pourra être exprimée par [34] :

$$\Delta X = \frac{\partial X}{\partial V} \Delta V + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \quad (2.49)$$

Où : $\frac{\partial X}{\partial V}$, $\frac{\partial X}{\partial w}$, $\frac{\partial X}{\partial \delta_e}$ et $\frac{\partial X}{\partial \delta_T}$ sont appelées dérivées de stabilité et sont évaluées à la condition de vol de référence, les variables δ_e et δ_T sont le changement de l'angle de l'élévateur et le réglage de la manette des gaz respectivement.

On remplace l'expression (2.49) dans l'équation (2.48) :

$$\frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T - mg\Delta\theta \cos \theta_0 = m\Delta\dot{u} \quad (2.50)$$

Où bien:

$$\left(m \frac{d}{dt} - \frac{\partial X}{\partial u}\right) \Delta u - \left(\frac{\partial X}{\partial w}\right) \Delta w + (mg \cos \theta_0) \Delta \theta = \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \quad (2.51)$$

L'équation peut être réécrite en une forme plus commode en divisant par le biais de la masse m :

$$\left(\frac{d}{dt} - X_u\right) \Delta u - X_w \Delta w + (g \cos \theta_0) \Delta \theta = X_{\delta_e} \Delta \delta_e + X_{\delta_T} \Delta \delta_T \quad (2.52)$$

Où :

$X_u = \frac{\partial X / \partial u}{m}$, $X_w = \frac{\partial X / \partial w}{m}$...ect : les dérivations aérodynamiques divisées par la masse de l'avion.

Le changement des forces aérodynamiques et des moments est en fonction du mouvement des variables $\Delta u, \Delta w$...ect) les dérivées aérodynamiques qui sont généralement les plus importantes pour l'analyse de mouvement d'avions classiques sont données ci-dessous [36].

$$\begin{aligned}
\Delta X &= \frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \\
\Delta Y &= \frac{\partial Y}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial Y}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial Y}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial Y}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r \\
\Delta Z &= \frac{\partial Z}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial Z}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}} \Delta \dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial Z}{\partial \delta_e} \delta_e + \frac{\partial Z}{\partial \delta_T} \delta_T
\end{aligned} \tag{2.53}$$

Et :

$$\begin{aligned}
\Delta L &= \frac{\partial L}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial L}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial L}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a} \Delta \delta_a \\
\Delta M &= \frac{\partial M}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial M}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \Delta \dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \\
\Delta N &= \frac{\partial N}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial N}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial N}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a} \delta_a
\end{aligned} \tag{2.54}$$

II.3.2 La linéarisation des équations longitudinales et latérales

Après simplification et en prend en considérations notre hypothèses, on va écrire les équations d'état en fonction de l'angle d'incidence α et de dérapage β , qui ils sont données par les relations suivantes:

$$\Delta \alpha = \sin^{-1} \frac{\Delta w}{V} \approx \frac{\Delta w}{V} \tag{2.55}$$

$$\Delta \beta = \sin^{-1} \frac{\Delta v}{V} \approx \frac{\Delta v}{V} \tag{2.56}$$

Alors, on obtient le système des équations suivantes [34] :

II.3.2.1 Les équations longitudinales :

$$\begin{aligned}
\left(\frac{d}{dt} - X_u \right) \Delta V - X_\alpha \Delta \alpha + (g \cos \theta_0) \Delta \theta &= X_{\delta_e} \Delta \delta_e + X_{\delta_T} \Delta \delta_T \\
-Z_u \Delta V + \left((1 - Z_\alpha) \frac{d}{dt} - Z_\alpha \right) \Delta \alpha - \left((V_0 + Z_q) \frac{d}{dt} - g \sin \theta_0 \right) \Delta \theta &= Z_{\delta_e} \Delta \delta_e + Z_{\delta_T} \Delta \delta_T \\
-M_u \Delta V - \left(M_\alpha \frac{d}{dt} + M_\alpha \right) \Delta \alpha + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q \frac{d}{dt} \right) \Delta \theta &= M_{\delta_e} \Delta \delta_e + M_{\delta_T} \Delta \delta_T \\
\Delta \dot{\theta} &= \Delta q \\
\Delta \dot{H} &= \sin \theta_0 \Delta V - \cos \theta_0 \Delta \alpha + \Delta V \cos \theta_0 \Delta \theta
\end{aligned} \tag{2.57}$$

Pour les avions conventionnels, les équations des petits mouvements quatre modes propres complexes conjugués : deux modes propres longitudinaux rapides et deux modes propres longitudinaux lents (phugoïde) :

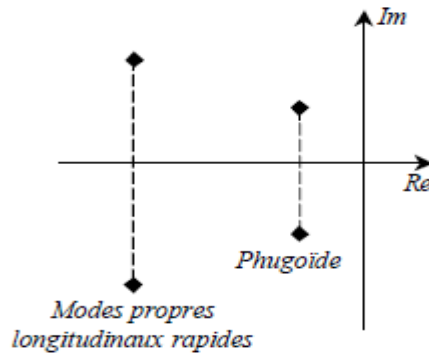


Figure II.5 Modes propres des petits mouvements longitudinaux.

II.3.2.2 Les équations latérales directionnelles

$$\begin{aligned} \left(\frac{d}{dt} - Y_\beta\right) \Delta\beta - Y_p \Delta p + (V_0 - Y_r) \Delta r - (g \cos \theta_0) \Delta\phi &= Y_{\delta_r} \Delta\delta_r \\ -L_\beta \Delta\beta + \left(\frac{d}{dt} - L_p\right) \Delta p - \left(\frac{I_{xz}}{I_{xx}} \frac{d}{dt} + L_r\right) \Delta r &= L_{\delta_a} \Delta\delta_a + L_{\delta_r} \Delta\delta_r \\ -N_\beta \Delta\beta - \left(\frac{I_{xz}}{I_{zz}} \frac{d}{dt} + N_p\right) \Delta p + \left(\frac{d}{dt} - N_r\right) \Delta r &= N_{\delta_a} \Delta\delta_a + N_{\delta_r} \Delta\delta_r \end{aligned} \quad (2.58)$$

$$\Delta\dot{\phi} = \Delta p + \tan \theta_0 \cdot \Delta r$$

$$\Delta\dot{\psi} = \left(\frac{1}{\cos \theta_0}\right) \Delta r$$

Les coefficients aérodynamiques X_u, Y_v, \dots relatifs aux forces aérodynamiques sont définis relativement à la masse de l'avion.

Enfin, les coefficients aérodynamiques L_p, M_u, \dots relatifs aux moments aérodynamiques sont définis par rapport aux moments d'inertie.

$$\text{Avec : } X_u = \frac{\partial X / \partial u}{m}, M_u = \frac{\partial M / \partial u}{m}, X_\alpha = \frac{X_w}{V}, M_\alpha = \frac{M_w}{V}, Y_\beta = \frac{Y_v}{V}, L_\beta = \frac{L_v}{V}, N_\beta = \frac{N_v}{V}$$

Pour les avions conventionnels, les équations des petits mouvements latéraux présentent quatre modes propres : un mode propre réel rapide (roulis pur), deux modes propres réels conjugués (roulis hollandais) un mode propre réel lent (mode spirale) [34] :

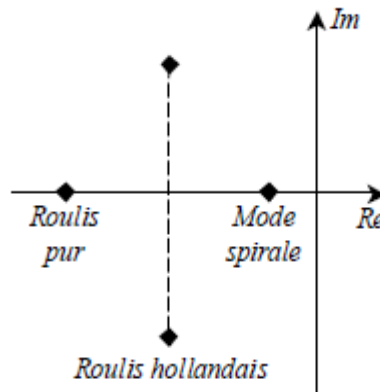


Figure II.6 Modes propres des petits mouvements latéraux.

II.4 Les équations d'états

II.4.1 Mode longitudinal :

La linéarisation des équations fondamentales de mouvement longitudinale sont formulées dans l'espace d'état [34].

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{H} \end{bmatrix} \\
 = & \begin{bmatrix} X_u + \frac{X_{\dot{\alpha}}(Z_u + Z_{Pu})}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & X_{\alpha} + \frac{X_{\dot{\alpha}}Z_{\alpha}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & X_q + X_{\dot{\alpha}} \left(\frac{V_0 + Z_q}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \right) & -g \cos \theta_0 & 0 \\ \frac{Z_u + Z_{Pu}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_{\alpha}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{V_0 + Z_q}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{-g \sin \theta_0}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ M_u + \frac{M_{\dot{\alpha}}(Z_u + Z_{Pu})}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & M_{\alpha} + \frac{M_{\dot{\alpha}}Z_{\alpha}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & 0 & M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{V_0 + Z_q}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & 0 \\ \sin \theta_0 & -V_0 \cos \theta_0 & 0 & V_0 \cos \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \\ \Delta H \end{bmatrix} \\
 & + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} + \frac{X_{\dot{\alpha}}Z_{\delta_e}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & X_{\delta_T} + \frac{X_{\dot{\alpha}}Z_{\delta_T}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_{\delta_T}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ 0 & 0 \\ M_{\delta_e} + \frac{M_{\dot{\alpha}}Z_{\delta_e}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & M_{\delta_T} + \frac{M_{\dot{\alpha}}Z_{\delta_T}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix} \quad (2.59)
 \end{aligned}$$

Les équations sont formulées dans l'espace d'état sous la forme $\dot{x} = Ax + Bu$

Où : $x = [\Delta V \ \Delta \alpha \ \Delta q \ \Delta \theta \ \Delta H]^T$ est le vecteur d'état.

: $u = [\Delta \delta_e \ \Delta \delta_T]^T$: est le vecteur de contrôle.

Les matrices A et B sont donc ;

$$\text{Along} = \begin{bmatrix} X_u + \frac{X_{\dot{\alpha}}(Z_u + Z_{Pu})}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & X_{\alpha} + \frac{X_{\dot{\alpha}}Z_{\alpha}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & X_q + X_{\dot{\alpha}} \left(\frac{V_0 + Z_q}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \right) & -g \cos \theta_0 & 0 \\ \frac{Z_u + Z_{Pu}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_{\alpha}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{V_0 + Z_q}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{-g \sin \theta_0}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ M_u + \frac{M_{\dot{\alpha}}(Z_u + Z_{Pu})}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & M_{\alpha} + \frac{M_{\dot{\alpha}}Z_{\alpha}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & 0 & M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{V_0 + Z_q}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & 0 \\ \sin \theta_0 & -V_0 \cos \theta_0 & 0 & V_0 \cos \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.60)$$

$$\text{Et : } \text{Blong} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} + \frac{X_{\dot{\alpha}}Z_{\delta_e}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & X_{\delta_T} + \frac{X_{\dot{\alpha}}Z_{\delta_T}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_{\delta_T}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ 0 & 0 \\ M_{\delta_e} + \frac{M_{\dot{\alpha}}Z_{\delta_e}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} & M_{\delta_T} + \frac{M_{\dot{\alpha}}Z_{\delta_T}}{V_0 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.61)$$

Les lois des dérivées de stabilité du mode longitudinal sont représentées dans le tableau ci-dessous :

Tableau II.1 Résumé des dérivées longitudinales [34].

Dérivée	Unité S.I	Dérivée	Unité S.I
$X_u = \frac{-(C_{D_u} + 2C_{D_0})QS}{mV_0}$	s^{-1}	$M_w = C_{m_\alpha} \frac{\bar{c} QS\bar{c}}{2V_0 V_0 I_y}$	s^{-1}
$X_w = \frac{-(C_{D_\alpha} - C_{L_0})QS}{mV_0}$	s^{-1}	$M_u = C_{m_u} \frac{(QS\bar{c})}{V_0 I_y}$	$(m.s)^{-1}$
$X_{\delta_e} = C_{X_{\delta_e}} QS/m$	m/s^2	$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}} (QS\bar{c})/I_y$	$(m.s)^{-1}$
$Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{mV_0}$	s^{-1}	$M_q = C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2V_0} (QS\bar{c})/I_y$	m^{-1}
$Z_w = \frac{-(C_{L_\alpha} + C_{D_0})QS}{mV_0}$	s^{-1}	$M_w = C_{m_\alpha} \frac{(QS\bar{c})}{V_0 I_y}$	s^{-2}
$Z_\alpha = V_0 Z_w$	m/s^2	$Z_{\delta_e} = C_{z_{\delta_e}} QS/m$	m/s^2

II.4.2 Mode latérale directionnel :

Les équations fondamentales de mouvement latéral directionnel sont formulées dans l'espace d'état [34].

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\varphi} \\ \Delta\dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{v_0} & \frac{Y_p}{v_0} & \left(\frac{Y_r}{v_0} - 1\right) & \frac{g \cos \theta_0}{v_0} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\varphi \\ \Delta\psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta_a}}{v_0} & \frac{Y_{\delta_r}}{v_0} \\ 0 & 0 \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix} \quad (2.62)$$

Les équations sont formulées dans l'espace d'état sous la forme $\dot{x} = Ax + Bu$

Où $x = [\Delta\beta \ \Delta p \ \Delta r \ \Delta\varphi \ \Delta\psi]^T$ est le vecteur d'état.

$u = [\Delta\delta_a \ \Delta\delta_r]^T$ est le vecteur de contrôle.

Les matrices A et B sont donc comme suit :

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{V_0} & \frac{Y_p}{V_0} & \left(\frac{Y_r}{V_0} - 1\right) & \frac{g \cos \theta_0}{V_0} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.63)$$

$$Et : B_{lat} = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta_a}}{V_0} & \frac{Y_{\delta_r}}{V_0} \\ 0 & 0 \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.64)$$

Les lois des dérivées de stabilité du mode latéral directionnel sont représentées dans le tableau ci-dessous :

Tableau II.2 Résumé des dérivées latérales directionnelles [34].

Dérivée	Unité S.I	Dérivée	Unité S.I
$Y_\beta = C_{Y\beta}QS/m$	m/s ²	$N_{\delta_a} = C_{n\delta_a}QSb/I_z$	s ⁻²
$Y_p = \frac{C_{Yp}b}{(2V_0)QS} /m$	m/s	$N_{\delta_r} = C_{n\delta_r}QSb/I_z$	s ⁻²
$Y_r = \frac{C_{Yr}b}{(2V_0)QS} /m$	m/s	$L_\beta = \frac{C_{l\beta}b}{(2V_0)QSb} /I_x$	s ⁻²
$Y_{\delta_r} = C_{Y\delta_r}QS/m$	m/s ²	$L_p = \frac{C_{lp}b}{(2V_0)QSb} /I_x$	s ⁻¹
$N_\beta = C_{n\beta}QSb/I_z$	s ⁻²	$L_r = \frac{C_{lr}b}{(2V_0)QSb} /I_x$	s ⁻¹
$N_p = \frac{C_{np}b}{(2V_0)QSb} /I_z$	s ⁻¹	$L_{\delta_a} = C_{l\delta_a}QSb/I_x$	s ⁻²
$N_r = \frac{C_{nr}b}{(2V_0)QSb} /I_z$	s ⁻¹	$L_{\delta_r} = C_{l\delta_r}QSb/I_x$	s ⁻²

II.5 Conclusion

Ce chapitre présente la modélisation dynamique d'un avion rigide. Nous allons commencer ce chapitre par la présentation des équations de Newton et d'Euler respectivement pour la translation et la rotation de l'avion. La simulation de six degrés de liberté requière évidemment six équations dynamiques séparées qui décrivent un mouvement de véhicules dans un espace tridimensionnel.

Les équations de translation, cependant, ne décrivent que le mouvement du centre de masse et ne donnent aucune indication quant à l'orientation du véhicule autour du centre de masse dans l'espace inertiel. C'est là où les équations de rotation (équations d'Euler) décrivent l'orientation du véhicule sur le centre de masse du véhicule par rapport à un système de coordonnées inertiel.

En exploitant les données des coefficients d'inertie et des coefficients d'aérodynamiques, on a représenté chaque mode sous forme matricielle, qui possède d'un vecteur d'état et d'un vecteur de commande.

A decorative border consisting of dark brown, ornate scrollwork and flourishes that form a rectangular frame around the central text.

Chapitre III

Techniques de Contrôle

III.1 Introduction

Afin de pouvoir piloter et gérer un avion, plusieurs algorithmes de contrôle peuvent être appliqués pour construire des lois de commande. Cependant, ces approches souffrent de dégradation des performances lorsque l'aéronef s'éloigne de ses points d'équilibres. De plus, la présence de perturbation peut déstabiliser ces véhicules. Pour cela, on peut employer des techniques adaptatives pour avoir un système stable [29]. La synthèse d'une loi de commande pour un système multivariable nécessite d'une part d'approcher le comportement dynamique du système à commander par un ensemble d'équations mathématiques et d'autre part de spécifier les objectifs du comportement du système commandé en termes de stabilité et de performance [40]. Dans ce chapitre nous allons tout d'abord présenter la synthèse des lois de commande, on va présenter deux techniques de commande *le régulateur PID* et le contrôle par *logique floue*.

III.2 Régulation PID

Un asservissement est un algorithme dont l'objet principal est d'atteindre le plus rapidement possible et de limiter l'écart par rapport à sa valeur de consigne, quelles que soient les perturbations externes. Le principe général est de comparer la consigne et l'état du système de manière à le corriger efficacement. La régulation (ou asservissement) consiste à agir de façon à ce qu'une mesure soit égale à une consigne. Si l'on cherche à atteindre une consigne, on parlera de poursuite ou asservissement ; si l'on cherche à éliminer des perturbations pour qu'une valeur reste constante, on parlera de régulation [40]. Il existe plusieurs types de régulateur :

III.2.1 Régulateur proportionnel P :

Dans le cas d'un contrôle proportionnel, l'erreur est virtuellement amplifiée d'un certain gain constant qu'il conviendra de déterminer en fonction du système.

$$u(t) = K_p \cdot \varepsilon(t) \quad (3.1)$$

Ce qui en Laplace donne :

$$u(s) = K_p \cdot \varepsilon(s) \quad (3.2)$$

L'idée étant d'augmenter l'effet de l'erreur sur le système afin que celui-ci réagisse plus rapidement aux changements de consignes. Plus la valeur de K_p est grande, plus la réponse l'est aussi. L'action proportionnelle applique une correction instantanée pour tout écart entre la mesure et la consigne, plus la perturbation est grande, plus la correction apportée est grande. Cette composante seule ne permet pas une grande précision sur tout dans les systèmes à faible inertie [41].

III.2.2 Régulateur proportionnel-intégrale PI

Au contrôle proportionnel, nous pouvons ajouter l'intégration de l'erreur. Dans ce cas nous obtenons une régulation PI (proportionnelle et intégrée). L'erreur entre la consigne et la mesure est ici

intégrée par rapport au temps et multipliée par une constante qu'il faudra aussi déterminer en fonction du système.

$$u(t) = Kp \cdot \varepsilon(t) + Ki \int_0^t \varepsilon(\tau) d\tau \quad (3.3)$$

Ce qui en Laplace donne

$$u(s) = Kp \cdot \varepsilon(s) + Ki \frac{\varepsilon(s)}{s} \quad (3.4)$$

Le terme intégral permet ainsi de compenser l'erreur statique et fournit, par conséquent, un système plus stable en régime permanent. Plus Ki est élevé l'erreur statique est élevée. Cette composante apporte une notion de temps d'intégration à la correction, cette notion de temps s'exprime généralement en seconde. Cette action est complémentaire à l'action proportionnelle, elle permet de stabiliser dans le temps l'action proportionnelle, plus l'erreur mesurée est constante plus la correction est constante [41].

III.2.3 Régulateur proportionnel-intégrale-dérivée PID

Pour obtenir un contrôle en PID, il nous faut encore rajouter un terme. Celui-ci consiste à dériver l'erreur entre la consigne et la mesure par rapport au temps et à le multiplier lui aussi par une constante. ' Kd ' [41].

$$u(t) = Kp \cdot \varepsilon(t) + Ki \int_0^t \varepsilon(\tau) d\tau + Kd \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (3.5)$$

Ce qui en Laplace donne

$$u(s) = Kp \cdot \varepsilon(s) + Ki \frac{\varepsilon(s)}{s} + Kd \cdot \varepsilon(s) \cdot s \quad (3.6)$$

III.2.4 Structure de contrôleur PID

La commande par régulation PID est certainement la structure de commande la plus couramment utilisée dans l'industrie. Elle s'est en effet imposée dans plus de 90 % des architectures de commande, dont la plupart ne sont constituées que des actions proportionnelle et intégrale.

Dans le domaine de l'industrie, la plupart des régulateurs utilisés sont des régulateurs PID et les raisons de ce succès sont [42]:

- Structure simple.
- Hautes performances dans plusieurs processus.

Dans la robotique, les techniques PID représentent les bases du contrôle. La structure traditionnelle PID est composée de trois facteurs, présentés dans la figure III.1 et l'équation (3.7)

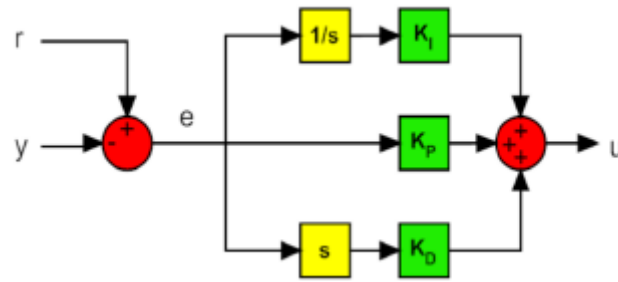


Figure III.1 Structure du PID traditionnelle.

Les blocs “1/s” et “s” représente respectivement les opérations d’intégration et de dérivation.

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^t e(\tau) d\tau + k_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3.7)$$

Où :

u : La variable générique contrôlée.

e : L’erreur entre la tâche r et la sortie du processus y .

K_p : Coefficient proportionnel.

K_i : Coefficient intégral.

K_d : Coefficient dérivé.

Dans le domaine de Laplace, la structure PID traditionnelle peut s’écrire sous la forme suivante :

$$u(s) = \left(K_p + \frac{K_i}{s} + sK_d \right) e(s) \quad (3.8)$$

Vu que cette fonction est impropre, physiquement ce n’est pas faisable à cause de la dérivabilité du terme. Après une certaine fréquence, la contribution du D doit être atténuée pour filtrer le bruit de la bande passante. Pour cette raison, Dans le dérivateur réel un pôle est ajouté comme le montre l’équation (3.9) [42]:

$$u(s) = \left(K_p + \frac{K_i}{s} + \frac{s K_d}{1 + \frac{s K_d}{k K_p}} \right) e(s) \quad (3.9)$$

III.2.5 Les méthodes utilisées pour déterminer les paramètres du contrôleur PID

Dans la pratique, il existe une variété de méthodes qu’on peut utiliser pour déterminer les paramètres (proportionnel, intégral et dérivé) d’un contrôleur, on va citer si dessous les méthodes les plus utilisées.

III.2.5.1 Méthode par réglages successifs :

La démarche manuelle de réglage est la suivante :

- Régler le gain P jusqu’à la limite des d’oscillations ;
- Ajouter l’action Intégrale (action faible au départ : T_i grand) ;
- Diminuer T_i jusqu’à la limite de l’instabilité ;

- Ajouter l'action Dérivée pour limiter les dépassements ;
- Augmenter progressivement T_d .

Le schéma de la figure III.2 illustre cette méthode :

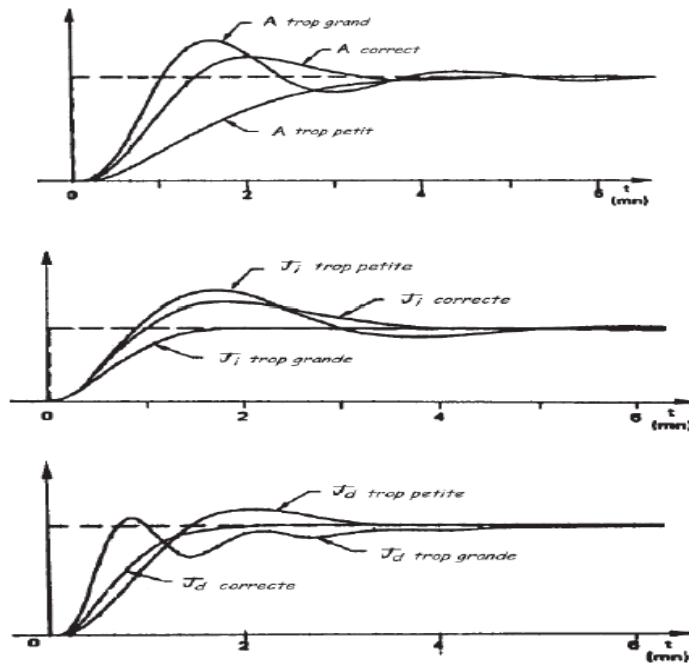


Figure III.2 Ajustement des paramètres PID par la méthode des réglages successifs.

III.2.5.2 Méthode de ZEIGLER-NICHOLS :

La méthode de Ziegler-Nichols est une méthode heuristique de réglage d'un régulateur PID. Elle a été développée par John G. Ziegler et Nathaniel B. Nichols. La méthode présentée ici est celle utilisant la génération de l'oscillation entretenue en boucle fermée. Tout d'abord, on annule l'action intégrale et l'action dérivée. L'action proportionnelle est augmentée jusqu'à ce que le signal en sortie de la boucle fermée oscille de manière entretenue. On note alors ce gain K_u , c'est le gain maximal (ou gain critique). On note T_u la période d'oscillation du signal. Les paramètres du régulateur, K_p , T_i et T_d , sont choisis en se référant au tableau III.1[41] :

Tableau III.1 Tableau de ZEIGLER-NICHOLS.

Type de contrôle	K_p	T_i	T_d
P	$0.5 K_u$	--	--
PI	$0.45 K_u$	$T_u/1.2$	--
PD	$0.8 K_u$	--	$T_u/8$
PID	$0.8 K_u$	$T_u/2$	$T_u/8$

III.3 Le contrôle par Logique Floue

Nous présentons dans cette partie les concepts de la logique floue et nous décrivons les aspects méthodologiques nécessaires à la compréhension de cette technique en donnant des rappels sur les bases générales de la logique floue et les différents types de la commande en utilisant la logique floue.

III.3.1 Principe fondamental

La notion d'ensemble flou permet de définir une appartenance graduelle d'un élément à une classe, c'est à dire appartenir plus ou moins fortement à cette classe. L'appartenance d'un objet à une classe est ainsi définie par un degré d'appartenance entre 0 et 1 [43]. Le domaine dans lequel la logique floue a été le plus appliquée est la conduite de procédés industriels dont on ne possède pas de modèle mathématique ou trop fortement non linéaires [43].

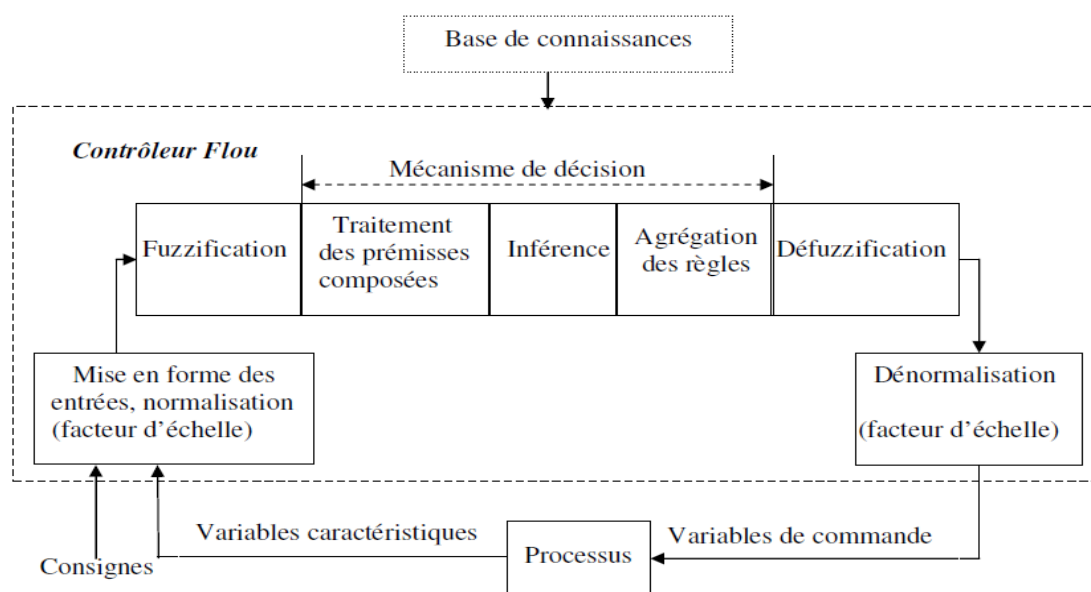


Figure III.3 Structure de base d'un contrôleur flou [43].

III.3.2 Intérêt et utilisation de la logique floue pour le contrôle

La logique floue est bien connue des automaticiens pour ses applications dans le contrôle commande de procédés, appelé alors couramment « contrôle flou ». Tout comme un contrôleur (ou correcteur) classique, le contrôleur flou s'insère dans la boucle de régulation et calcule la commande à appliquer au procédé suivant une ou plusieurs consignes et une ou plusieurs mesures effectuées sur celui-ci [46].

Les bases de règles floues sont intéressantes en commande car elles permettent : [46]

- De prendre en compte une expertise existante de nature qualitative,
- De prendre en compte des variables que l'on sait difficilement intégrer dans la boucle,
- D'améliorer le fonctionnement de contrôleurs classiques, par :
 - Autoréglage hors ligne ou en ligne des gains de ces contrôleurs,

- Modification de leur sortie en fonction d'événements qui ne peuvent pas être pris en compte par une technique classique.

III.3.3 Théorie des ensembles flous

III.3.3.1 Notion d'appartenance partielle

Dans la théorie des ensembles, un élément appartient ou n'appartient pas à un ensemble. La notion d'ensemble est à l'origine de nombreuses théories mathématiques. Cette notion essentielle ne permet cependant pas de rendre compte de situations pourtant simples et rencontrées fréquemment. Parmi des fruits, il est facile de définir l'ensemble des pommes. Par contre, il sera plus difficile de définir l'ensemble des pommes mûres. On conçoit bien que la pomme mûrit progressivement... la notion de pomme mûre est donc graduelle [46]. C'est pour prendre en compte de telles situations qu'a été créée la notion d'ensemble flou. La théorie des ensembles flous repose sur la notion d'appartenance partielle : chaque élément appartient partiellement ou graduellement aux ensembles flous qui ont été définis. Les contours de chaque ensemble flou (Figure III.4) ne sont pas « nets », mais « flous » ou « graduels ».

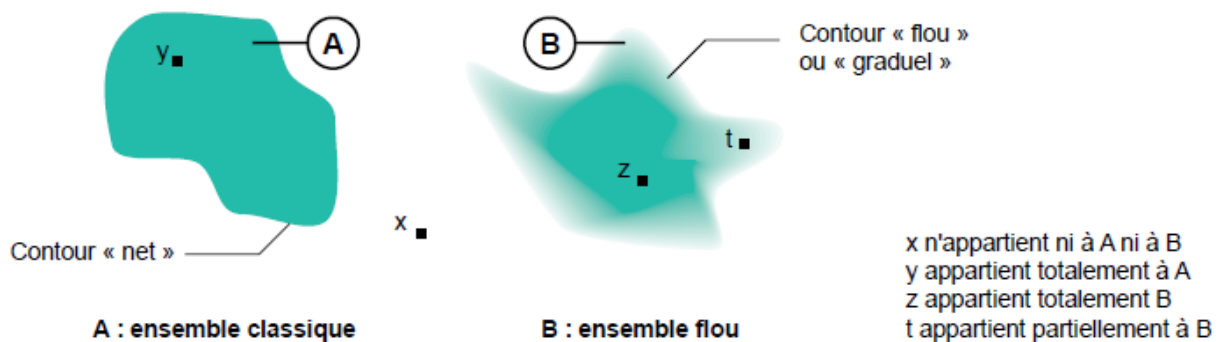


Figure III.4 Comparaison d'un ensemble classique et d'un ensemble flou.

III.3.3.2 Fonctions d'appartenance

Un ensemble flou est défini par sa « fonction d'appartenance », qui correspond à la notion de « fonction caractéristique » en logique classique [46]. Supposons que nous voulions définir l'ensemble des personnes de « taille moyenne ». En logique classique, nous conviendrons par exemple que les personnes de taille moyenne sont celles dont la taille est comprise entre 1,60 m et 1,80 m. La fonction caractéristique de l'ensemble (figure III.5) donne « 0 » pour les tailles hors de l'intervalle [1,60 m ; 1,80 m] et « 1 » dans cet intervalle. L'ensemble flou des personnes de « taille moyenne » sera défini par une « fonction d'appartenance » qui diffère d'une fonction caractéristique par le fait qu'elle peut prendre n'importe quelle valeur dans l'intervalle [0,1]. A chaque taille possible correspondra un « degré d'appartenance » à l'ensemble flou des « tailles moyennes » (figure III.6) compris entre 0 et 1.

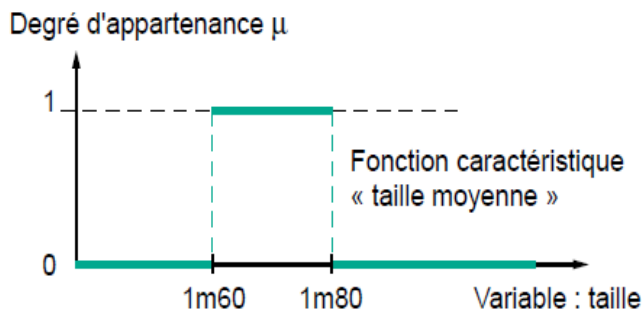


Figure III.5 fonction caractéristique.

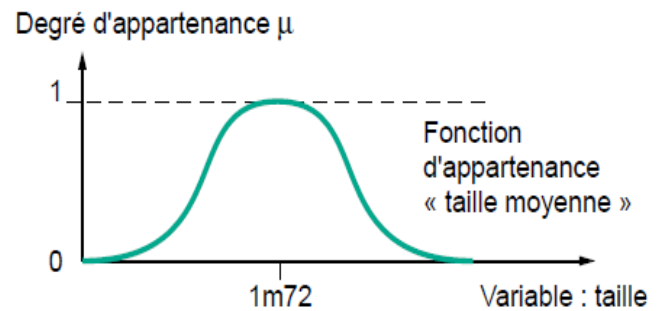


Figure III.6 fonction d'appartenance.

Plusieurs ensembles flous peuvent être définis sur la même variable, par exemple les ensembles « taille petite », « taille moyenne » et « taille grande », notions explicitées chacune par une fonction d'appartenance (Figure III.7) [46].

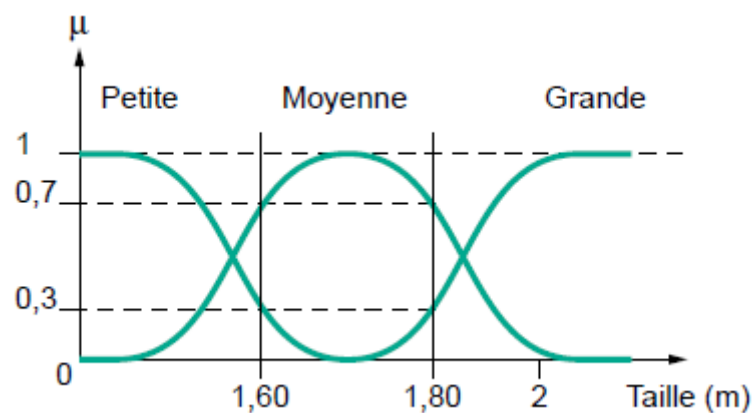


Figure III.7 fonction d'appartenance, variable et terme linguistique.

- **Univers du discours** : la taille en cm comprise entre 160cm et 200cm.
- **Variable linguistique** : nom de la variable de sortie (par exemple la taille en [m]).
- **Valeurs linguistiques** : « petite », « moyenne » et « grande ».

III.3.3.3 La Règle floue

Les règles floues lient la variable de sortie aux variables d'entrée afin de tirer des conclusions ou déductions floues. Les bases de règles floues, dans leur cas général, sont donc définies par des fonctions d'appartenance sur les variables du système, et par des règles qui peuvent être écrites textuellement. Une règle est du type :[26]

Si « prédicat » Alors « conclusion ».

Chaque règle fait appel à des entrées et des sorties qui peuvent être différentes comme le montre l'exemple qui suit :

R1 : SI « température élevée » ALORS « sortie élevée »

R2 : SI « température moyenne » ET « pression basse » ALORS « sortie moyenne »

R3 : SI « température moyenne » ET « pression élevée » ALORS « sortie basse »

R4 : SI « température basse » ET « pression élevée » ALORS « sortie très basse ».

Chaque règle est composée de prémisses liées par les opérateurs ET, OU et donne lieu à une implication par l'opérateur ALORS [45]. La méthode de *Mamdani* consiste à utiliser l'opérateur *min* pour le ET et l'opérateur *max* pour le OU [45]. Plusieurs règles peuvent être activées en même temps, i.e. que chacune de leurs prémisses possède un degré d'appartenance non nul. Ceci dépend des types de fonctions d'appartenance utilisées ; en l'occurrence toutes les règles sont, à chaque instant d'échantillonnage, plus ou moins activées si l'on choisit des fonctions d'appartenance de forme gaussienne [45].

III.3.4 Etapes de mise en œuvre d'un contrôleur flou

Pour mettre en évidence les étapes de contrôleur flou on va traiter un exemple au cours de présentation de ces étapes. (Seule la méthode de Mamdani est utilisée dans ce qui suit.)

III.3.4.1 Etape de fuzzification

L'opération de fuzzification permet de passer du domaine réel au domaine du flou et elle consiste à définir des ensembles flous pour les variables d'entrée et de sortie. Pour chacune de ces variables, on doit connaître a priori son intervalle de définition. Dans la plupart des cas, le régulateur flou reçoit comme variables d'entrée, l'erreur entre la sortie du processus et le signal de consigne ainsi que la variation de cette erreur. La dérivée de cette erreur suffit pour représenter sa variation. Considérons le cas du pendule inversé, pour lequel on doit maintenir le pendule à sa position verticale en agissant sur la force appliquée au chariot qui le supporte [43].

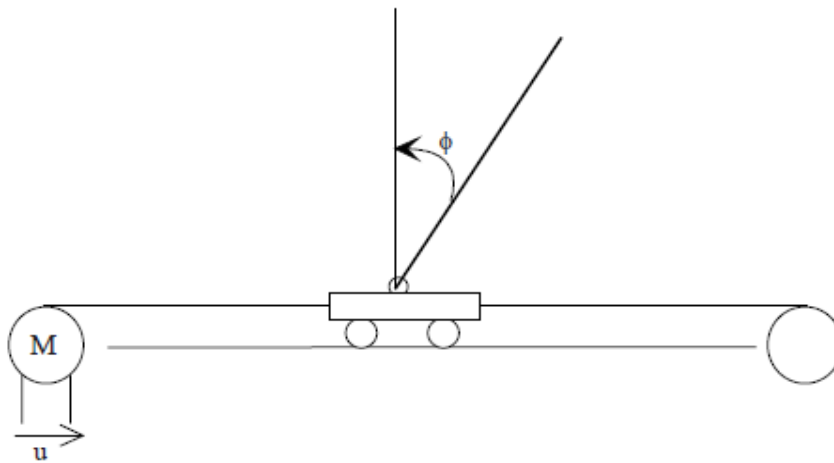


Figure III.8 Schéma de pendule inversé.

Dans ce cas, il s'agit d'avoir $\phi = 0$. L'erreur et sa variation sont alors :

$$e(t) = y(t) \tag{3.10}$$

$$\Delta e(t) = y(t) - y(t - 1) \tag{3.11}$$

On considère que le pendule n'est pas récupérable s'il sort du domaine $[-20^\circ, 20^\circ]$, que la variation maximale de l'angle est de 10° en valeur absolue. On définit chacune de ces variables par 3 ensembles

floos définis par des fonctions d'appartenance triangulaires (N pour négative, Z pour zéro et P pour positive).

Si la tension appliquée à l'induit du moteur, qui est la sortie du régulateur, est limitée à l'intervalle $[-10V ; 10V]$, on choisit de la définir par 5 ensembles flous (NG : négative grande, N : négative, Z : zéro, P : positive et PG : positive grande) de formes triangulaires. L'étape de fuzzification consiste à avoir une définition floue des entrées-sorties.

L'erreur sera l'écart angulaire entre le signal de sortie et le signal de consigne imposé (angle nul). La variation de l'erreur est la différence entre l'erreur à l'instant courant kT à celle de l'instant précédent $(k-1) T$. Si on estime que les valeurs maximales, en valeur absolue, de l'erreur et de sa variation, sont respectivement égales à 20 et à 10, nous obtenons les ensembles flous suivants qui définiront les entrées-sorties du régulateur.

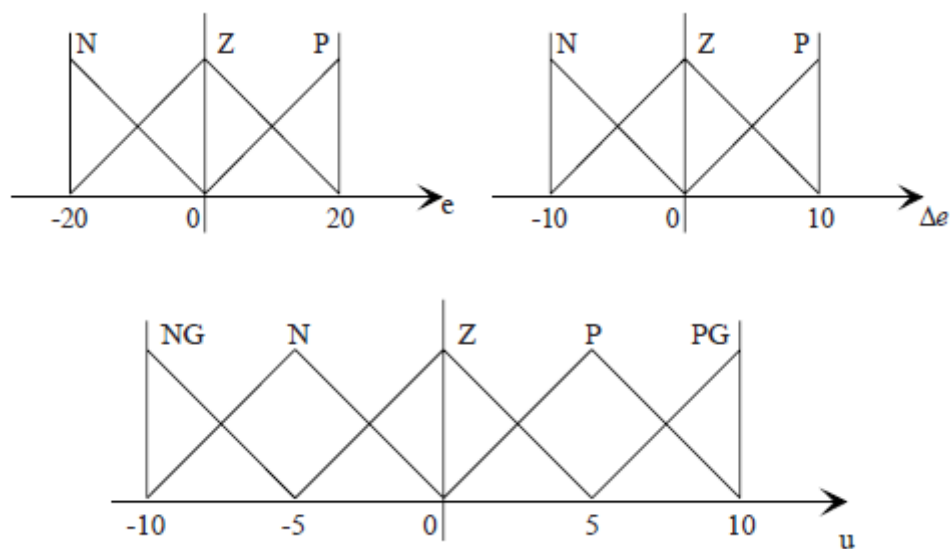


Figure III.9 Etape de fuzzification.

III.3.4.2 Etape d'inférence

C'est l'étape où l'on établit les règles floues qui permettent d'aboutir à la commande en fonction des valeurs de l'erreur et de sa variation. En général, la commande dépend non seulement de l'erreur mais aussi de sa variation. Dans le cas du pendule, il faut le ramener à la position de consigne d'autant plus énergiquement qu'il s'en éloigne et que sa vitesse est grande.

Les règles floues lient la variable de sortie aux variables d'entrée afin de tirer des conclusions ou déductions floues. Une règle floue comporte une prémisse du genre « Si l'erreur est négative ET la variation de l'erreur est négative » et une déduction floue du type « Alors u est positive grande ». Dans le cas où les deux variables d'entrée sont définies, chacune, par 3 ensembles flous, on aboutit à 9 règles floues, lesquelles, dans le cas particulier du pendule inversé sont données par la table, dite d'inférence, suivante.

Tableau III.2 Etape d'inférence.

$\Delta e \backslash E$	N	Z	P
N	PG	P	Z
Z	P	Z	N
P	Z	N	NG

Il faut remarquer que dans le cas de cette table, le régulateur flou fournit un incrément de commande que l'on ajoute, à chaque pas d'échantillonnage, à la commande appliquée précédemment. Les 3 cas où la commande est Z, sont ceux où l'on doit garder la même commande, soit :

- l'erreur est Z et sa variation est Z (pendule à la position de consigne),
- l'erreur est P mais sa variation est N,
- l'erreur est N mais sa variation est P.

Dans les 2 derniers cas, le pendule revient de lui-même à la position de consigne. Après l'édition des règles, il reste à calculer les degrés d'appartenance de la variable de sortie à tous les ensembles flous qui lui sont associés.

Aux 5 ensembles flous de la variable de sortie correspondent 5 déductions floues.

1. Si (e est N) ET (Δe est N) ALORS u est PG,
2. Si $\{(e \text{ est N}) \text{ ET } (\Delta e \text{ est Z})\}$ OU $\{(e \text{ est Z}) \text{ ET } (\Delta e \text{ est N})\}$ ALORS u est P,
3. Si $\{(e \text{ est Z}) \text{ ET } (\Delta e \text{ est Z})\}$ OU $\{(e \text{ est P}) \text{ ET } (\Delta e \text{ est N})\}$ OU $\{(e \text{ est N}) \text{ ET } (\Delta e \text{ est P})\}$ ALORS u est Z,
4. Si $\{(e \text{ est P}) \text{ ET } (\Delta e \text{ est Z})\}$ OU $\{(e \text{ est Z}) \text{ ET } (\Delta e \text{ est P})\}$ ALORS u est N
5. Si (e est P) ET (Δe est P) ALORS u est NG.

Chaque règle est composée de prémisses liées par les opérateurs ET, OU et donne lieu à une implication par l'opérateur ALORS.

L'agrégation de ces règles, opération qui doit aboutir à une seule valeur de la variable de sortie, se fait par l'opérateur max, comme si les règles étaient liées par l'opérateur OU.

Cette méthode peut être illustrée, comme suit, dans le cas de l'agrégation des règles 1 et 2.

Chaque prémisses de la règle 1 est mise en évidence par l'écrêtage de la fonction d'appartenance PG soit par le degré d'appartenance de e à l'ensemble N, soit par celui de Δe à l'ensemble N. Comme les clauses de la prémisses de la règle sont liées par l'opérateur ET, on écrête l'ensemble PG de la variable u par le minimum des 2 degrés d'appartenance, comme le montre la figure (III.10) :

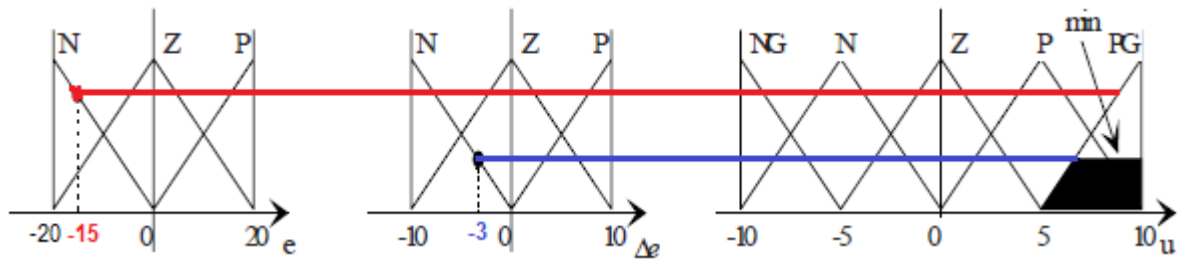


Figure III.10 Agrégation de la règle floue 1.

La règle 2 possède 2 prémisses liées par l'opérateur OU. Pour chacune de ces prémisses, on réalise la même opération que pour la règle 1.

L'opérateur OU étant remplacé par l'opérateur max, on prendra le maximum des 2 surfaces obtenues.

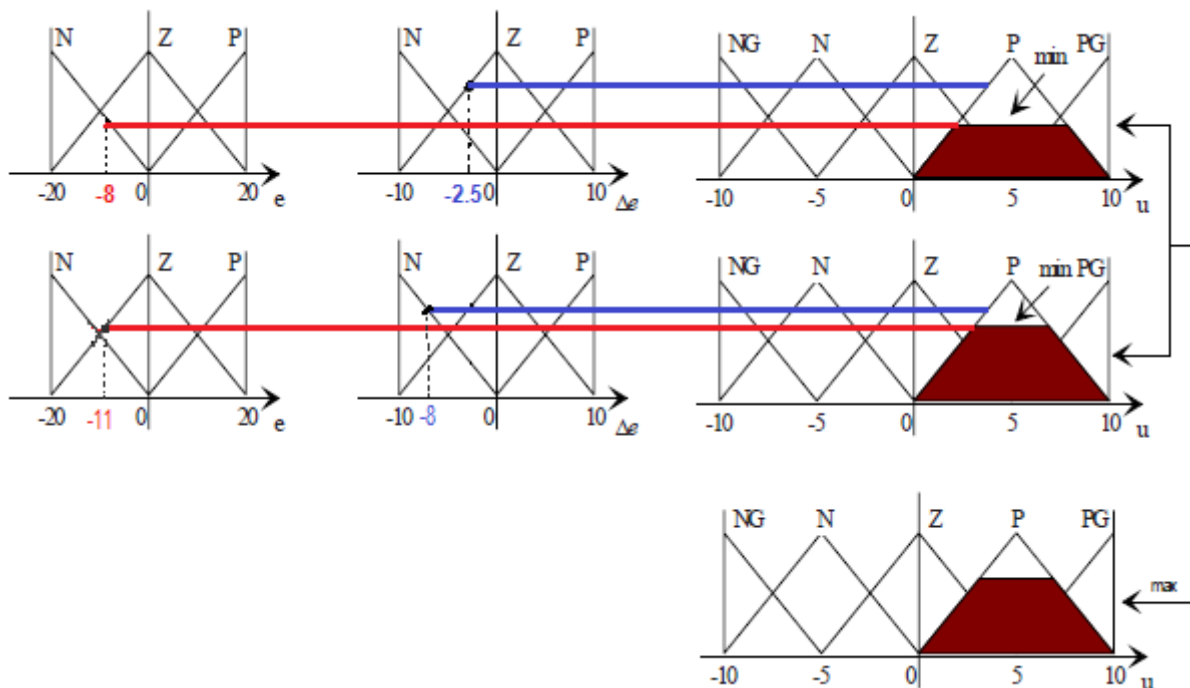


Figure III.11 Agrégation de la règle floue 2.

L'agrégation des règles 1 et 2 se fait en prenant en chaque point de l'ensemble de définition de la variable de sortie (univers de discours), le maximum des surfaces obtenues.

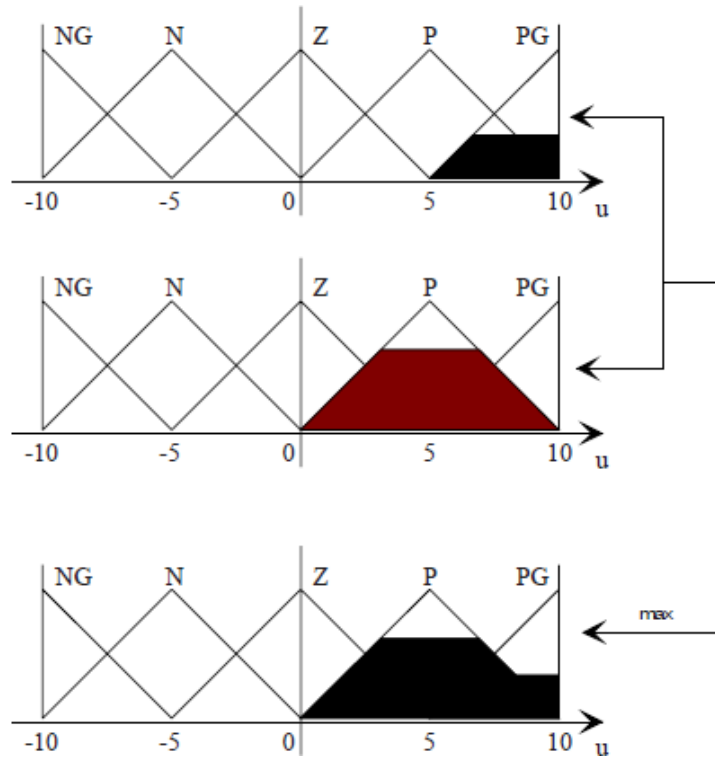


Figure III.12 Agrégation des règles floues 1 et 2.

Si les règles 1 et 2 sont activées en même temps, la fonction d'appartenance de la variable de sortie est symbolisée par la surface pleine ci-dessus.

Cette méthode est dite « inférence max-min ». Une autre méthode, dénommée « somprod » consiste à utiliser le produit pour le ET et la demi-somme pour le OU.

III.3.4.3 Etape de défuzzification

Dans l'étape de défuzzification, on réalise l'opération inverse, à savoir, obtenir une valeur réelle de la sortie à partir des surfaces obtenues dans l'étape d'inférence. A la fin de l'inférence, l'ensemble flou de sortie est déterminé mais il n'est pas directement utilisable pour donner une information précise à l'opérateur ou commander un actionneur. Il est nécessaire de passer du « monde flou » au « monde réel », c'est la défuzzification. Il existe plusieurs méthodes, la plus souvent rencontrée étant le calcul du « centre de gravité » de l'ensemble flou (figure III.13).

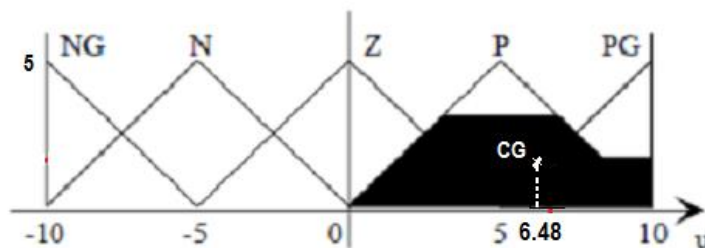


Figure III.13 Etape de défuzzification.

Donc la tension appliquée à l'induit du moteur, qui est la sortie du régulateur est égale à $u=6.48V$. Il existe plusieurs méthodes de défuzzification, dont la plus utilisée est celle du centre de gravité. La boîte à outils « FuzzyLogic TOOLBOX » dispose de plusieurs types de défuzzification :

- 'centroid' : centre de gravité de la surface,
- 'bisector' : bissecteur de la surface,
- 'mom' : moyenne des maximas,
- 'som' : plus petit des maximas en valeur absolue,
- 'lom' : plus grand des maximas en valeur absolue.

III.3.5 L'interface graphique de la boîte à outils Fuzzy Logic TOOLBOX

La commande fuzzy permet d'ouvrir l'interface graphique FIS Editor dans laquelle on peut définir complètement le système flou. Par défaut, l'interface propose une entrée et une sortie avec la méthode de Mamdani. Les opérateurs ET et OU sont réalisés respectivement par le min et le max, l'implication se fait par le min, l'agrégation des règles par le max et la défuzzification par la méthode du centre de gravité (centroid) [45].

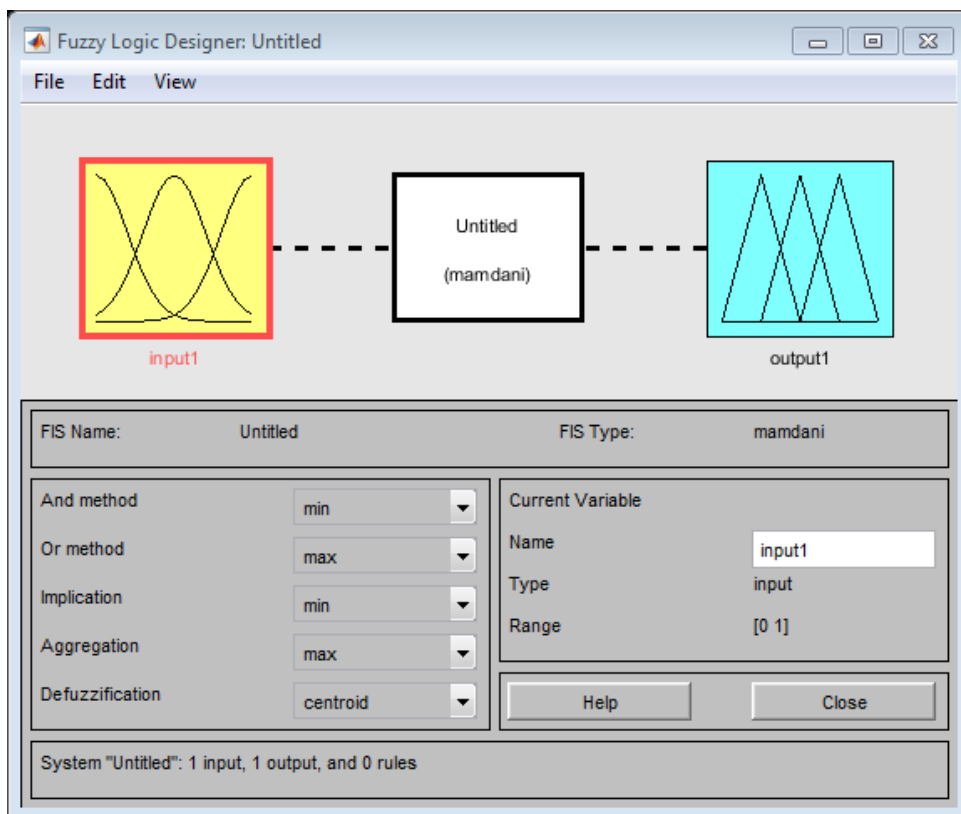


Figure III.14 La boîte Fuzzy Logic TOOLBOX.

III.4 Conclusion

Dans ce chapitre, deux techniques de control ont été élaborés, la première est le régulateur PID et la deuxième est la technique de logique floue.

Le régulateur PID qu'on a vu et son principe de conception on peut affirmer l'efficacité et la simplicité de cette dernière qui a montré des résultats assez performants qu'on va discuter par la suite dans le prochain chapitre.

Nous avons aussi présenté les notions générales de la logique floue et la composition d'un système de commande floue. L'accent a particulièrement été mis sur les différentes étapes dans le traitement des règles d'un contrôleur flou et les différents types de commande en utilisant la logique floue. Cette technique est classée parmi les techniques de l'intelligence artificielle, elle permet de modéliser puis de remplacer l'expertise de conduite de processus, expertise en provenance du concepteur ou de l'utilisateur, elle donne des résultats satisfaisants en pratique et permet donc de certifier les propriétés du système commandé en termes de stabilité et de performances.

A partir du prochain chapitre, qui contient l'application numérique et la simulation de ces deux techniques, nous pourrons juger l'efficacité de ces 02 commandes par l'étude de leurs effets sur les performances du système.

A decorative border consisting of dark brown, swirling scrollwork that frames the central text.

Chapitre IV

Simulation et interprétation des résultats

IV.1 Introduction

Ce chapitre a pour but d'étudier le comportement d'un drone de type voilure fixe en boucle ouverte et en boucle fermée. Afin de réaliser les objectifs de pilotage et de guidage, les deux techniques de commande PID et Logique floue sont appliquées. Les résultats de simulation sont présentés à l'aide de l'outil MATLAB/SIMULINK.

IV.2 Description générale du drone

Le modèle à étudier est un petit véhicule aérien sans pilote (UAV) de type voilure fixe qui appartient à la classe Mini-UAV conçu pour collecter des données météorologiques, notamment des mesures de température, de pression atmosphérique, d'humidité et de vent.

Il est également utilisé par les forces armées des États-Unis pour le renseignement, la surveillance et la reconnaissance (ISR).

Les caractéristiques et les performances de ce modèle sont représentées dans le Tableau IV.1.

Tableau IV.1 Les caractéristiques et les performances du drone.

Caractéristiques physique	
Masse	13.5 kg
Surface alaire	0.55 m ²
Envergure	2.8956 m
Corde moyenne	0.1899 m
Performances	
Vitesse de croisière	72 km/h
Rayon d'action	150 km
Altitude maximale	4500 m

Les coefficients aérodynamiques de ce modèle sont divisés en coefficients aérodynamiques du mode longitudinal présentées dans le Tableau IV.2 et coefficients aérodynamiques du mode latéral directionnel présentées dans le Tableau IV.3.

Tableau IV.2 Les coefficients aérodynamiques du mode longitudinal.

Les coefficients aérodynamiques du mode longitudinal					
C_L_0	0.28	C_D_0	0.03	C_m_0	-0.02338
C_L_alpha	3.45	C_D_alpha	0.30	C_m_alpha	-0.38
C_L_q	0.0	C_D_q	0.0	C_m_q	-3.6
C_L_delta_e	-0.36	D_delta_e	0.0	C_m_delta_e	-0.5

Tableau IV. 3 Les coefficients aérodynamiques du mode latéral directionnel.

Les coefficients aérodynamiques du mode latéral directionnel					
C_Y_0	0.0	C_l_0	0.0	C_n_0	0.0
C_Y_beta	-0.98	C_l_beta	-0.12	C_n_beta	0.25
C_Y_p	0.0	C_l_p	-0.26	C_n_p	0.022
C_Y_r	0.0	C_l_r	0.14	C_n_r	-0.35
C_Y_delta_a	0.0	C_l_delta_a	0.08	C_n_delta_a	0.06
C_Y_delta_r	-0.17	C_l_delta_r	0.105	C_n_delta_r	-0.032

IV.3 Stratégie de travail

La stratégie adoptée consiste à établir trois types de test en simulation :

➤ **Dynamique en boucle ouverte** : elle consiste à tester le système en absence de régulateur de stabilité.

➤ **Commande par un contrôleur PID** : les gains de commande PID sont ajustés de manière que le système réponde au signal de référence d'une manière satisfaisante. Plusieurs modèles développés sous MATLAB/SIMULINK seront présentés avec les différents résultats obtenus.

➤ **Commande par logique floue** : la commande *fuzzy* est classée parmi les commandes intelligentes modernes, elle permet d'améliorer les performances du système en boucle fermée. Le design de la commande est réalisé via l'interface graphique *FIS* à travers laquelle on peut définir complètement le système flou.

IV.4 Conditions de vol en équilibre et linéarisation du modèle

Pour remédier à la complexité de la tâche de la modélisation et par la suite du contrôle, on procède à la simplification du modèle sans dénaturer les caractéristiques principales de l'avion. Avant de pouvoir linéariser le modèle il est nécessaire de choisir le point de fonctionnement et par la suite calculer les conditions d'équilibre.

IV.4.1 Détermination des conditions de vol en équilibre

Dans un vol équilibré la somme des forces opposées est toujours nulle. En termes simples : la poussée est égale à la traînée et la portance égale au poids. Un aéronef est considéré comme stable lorsqu'il n'y a pas de mouvement de rotation ou de tendance par rapport à l'un de ses axes [31].

Pour un vol en palier on a le système équation suivant : $\theta = \alpha = \alpha_{trim}$, $\phi = 0$, $p = q = r = 0$, $F_x = F_z = 0$ et $C_m = 0$.

La résolution par une méthode numérique [33] et une méthode analytique [31] pour une vitesse aérodynamique $V = 20$ m/s donnent les mêmes résultats suivants :

➤ L'attitude : $\phi_{trim} = 0$, $\theta_{trim} = 0.180$ rad, $\psi_{trim} = 0$.

➤ La vitesse : $\alpha_{trim} = 0.180$ rad, $\beta_{trim} = 0$ rad, $u = 19.676$ m/s, $v = 0$, $w = 3.585$ m/s.

Les déflexions : $\delta e = -0.184$ rad, $\delta a = 0$, $\delta r = 0$, $\delta t = 0.269$.

IV.4.2 Linéarisation du modèle

Après le choix du point de fonctionnement et le calcul des conditions d'équilibre. Le modèle linéaire est divisé en deux modes découplés.

Le mode longitudinal est représenté par l'équation (4.1).

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.2908 & 0.1168 & -3.5847 & -9.6511 \\ -0.6601 & -1.9310 & 19.6761 & -1.7583 \\ 0.0795 & -0.4364 & -0.3991 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \\ 0.1792 & -0.9838 & 0 & 20.0000 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.67 & 32.78 \\ 3.66 & 0 \\ -11.67 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta e \\ \delta t \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Le mode latéral est représenté par l'équation (4.2).

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.2326 & 0.1168 & -19.6761 & 9.6511 \\ -2.5461 & -9.2613 & 4.1576 & 0 \\ 2.6963 & -0.2682 & -5.5338 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0.1822 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0165 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -1.76 \\ 41.62 & 50.88 \\ 16.63 & -3.86 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta a \\ \delta r \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

IV.5 Simulation en boucle ouverte

Cette partie est réservée à la simulation en boucle ouverte du modèle non linéaire et du modèle linéaire respectivement.

IV.5.1 Réponse du modèle non linéaire

Le modèle non linéaire du drone développé sous MATLAB/SIMULINK est représenté dans la Figure IV.1.

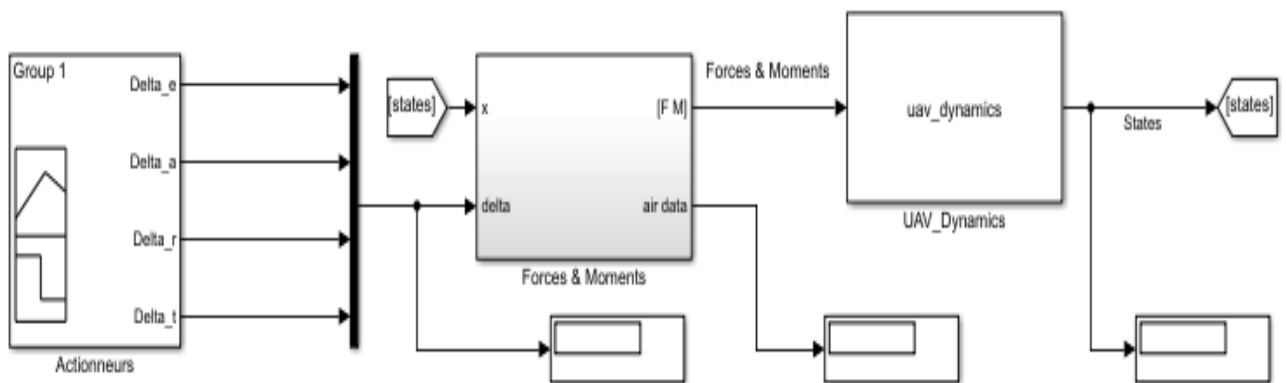


Figure IV.1 Schéma Simulink du modèle non linéaire.

Le résultat de l'excitation du modèle avec les conditions de vol en équilibre calculées précédemment est représenté dans la Figure IV.2.

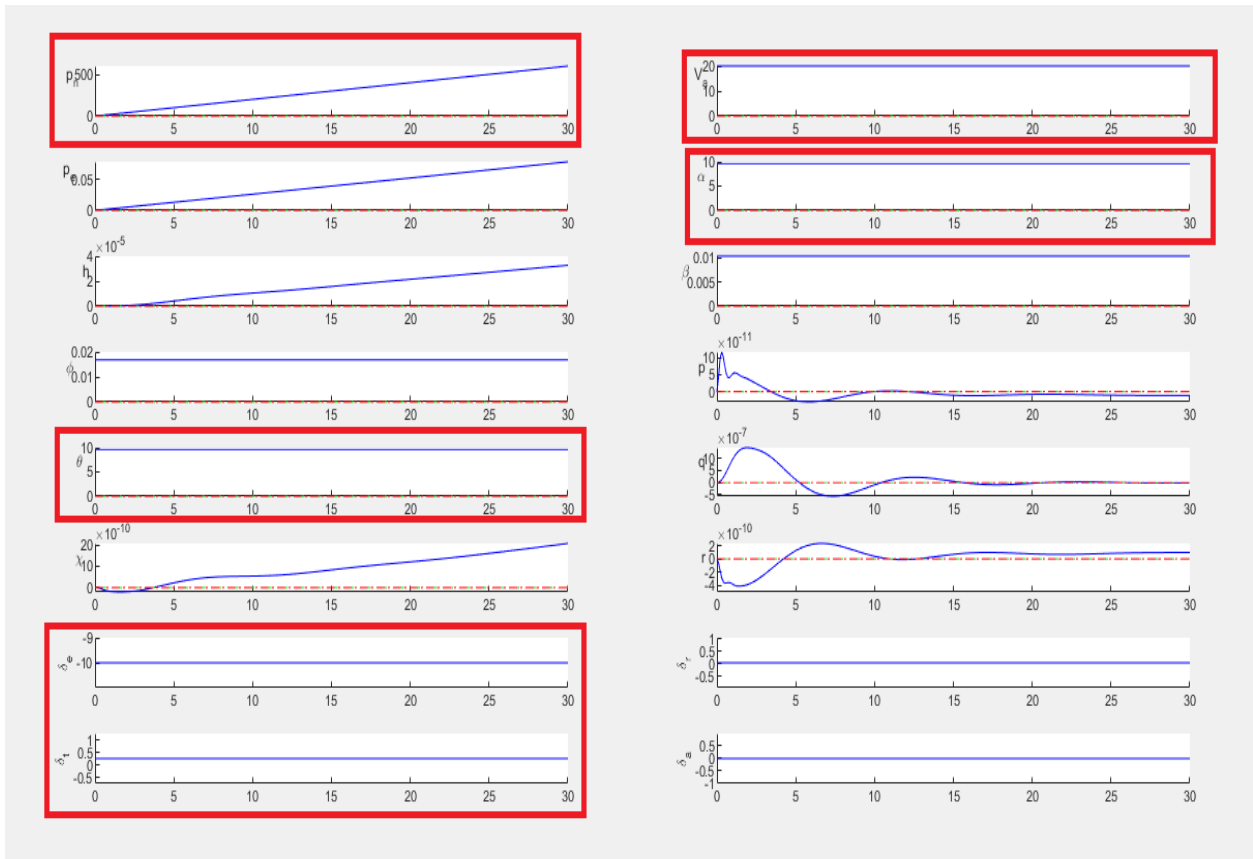


Figure IV.2 Vol en équilibre du modèle non linéaire.

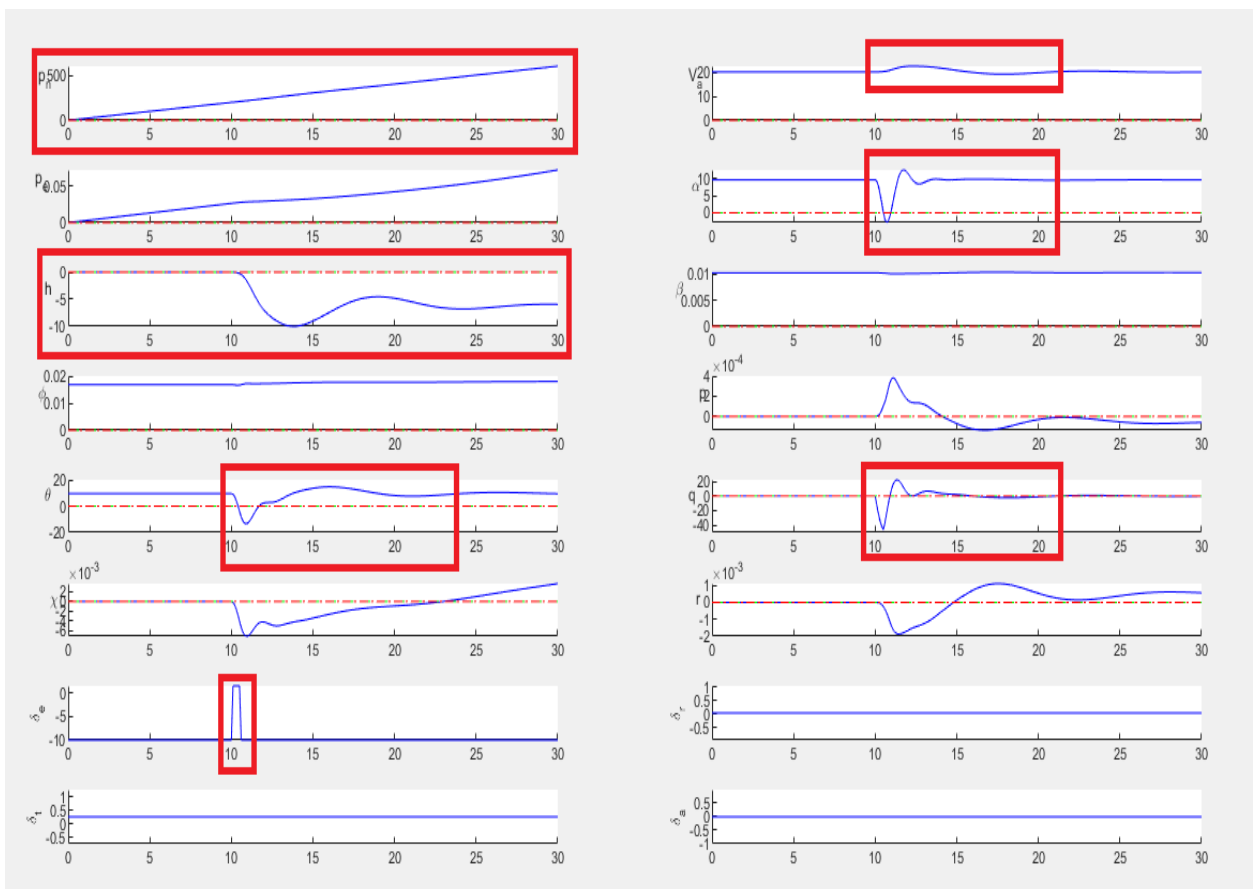


Figure IV.3 Réponse en présence d'une perturbation de la gouverne de profondeur.

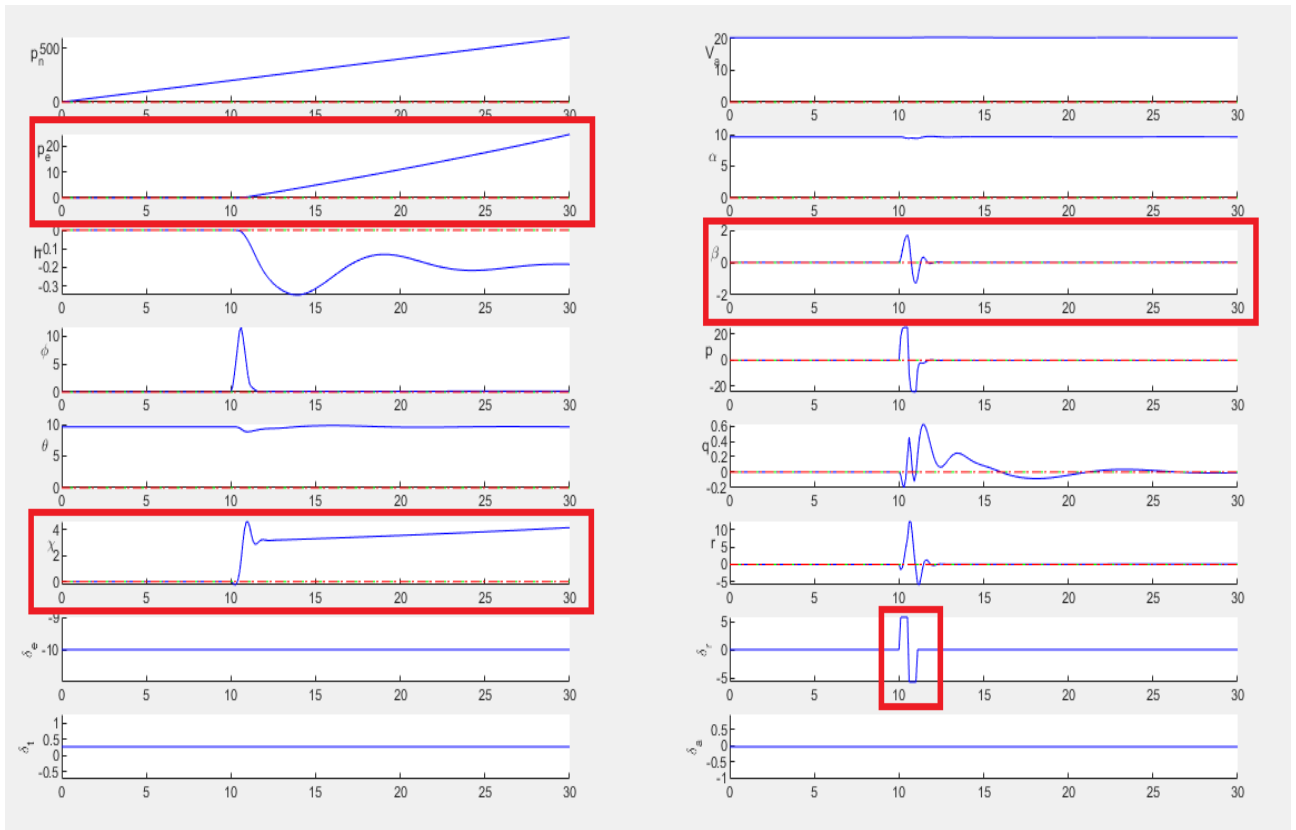


Figure IV.4 Réponse en présence d’une perturbation de la gouverne de direction.

IV.5.2 Réponse du modèle linéaire

Le modèle linéaire est composé de deux sous systèmes qui représente le mode longitudinal et le mode latéral.

La Figure IV.5 montre l’implémentation de mode longitudinal en boucle ouverte sous Matlab/Simulink. L’entrée de ce dernier est décomposée en deux composantes qui sont : $[\delta e, \delta t]$ et la sortie est un vecteur de cinq composantes $[u, w, q, \theta, h]$.

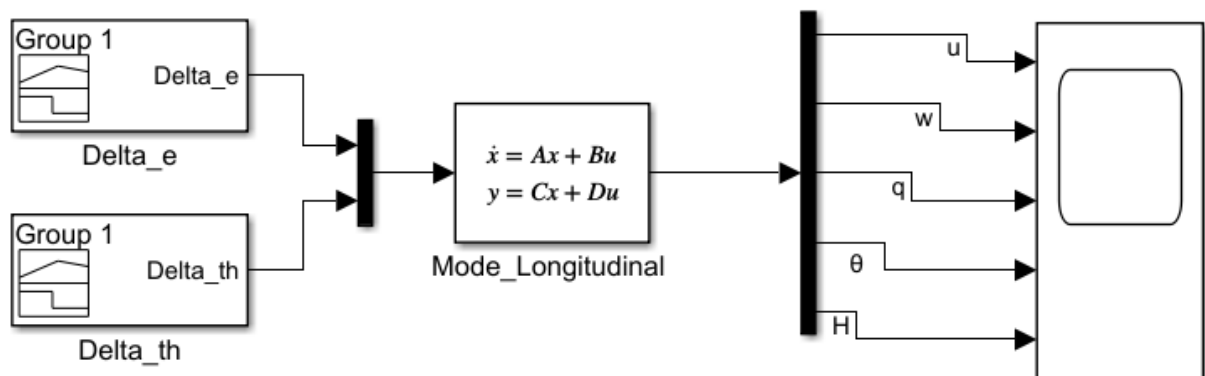


Figure IV.5 Mode longitudinal en boucle ouverte.

Le signal d’entrée qui représente l’application d’une action sur la gouverne de profondeur et la manette des gaz est représenté dans la Figure IV.6.

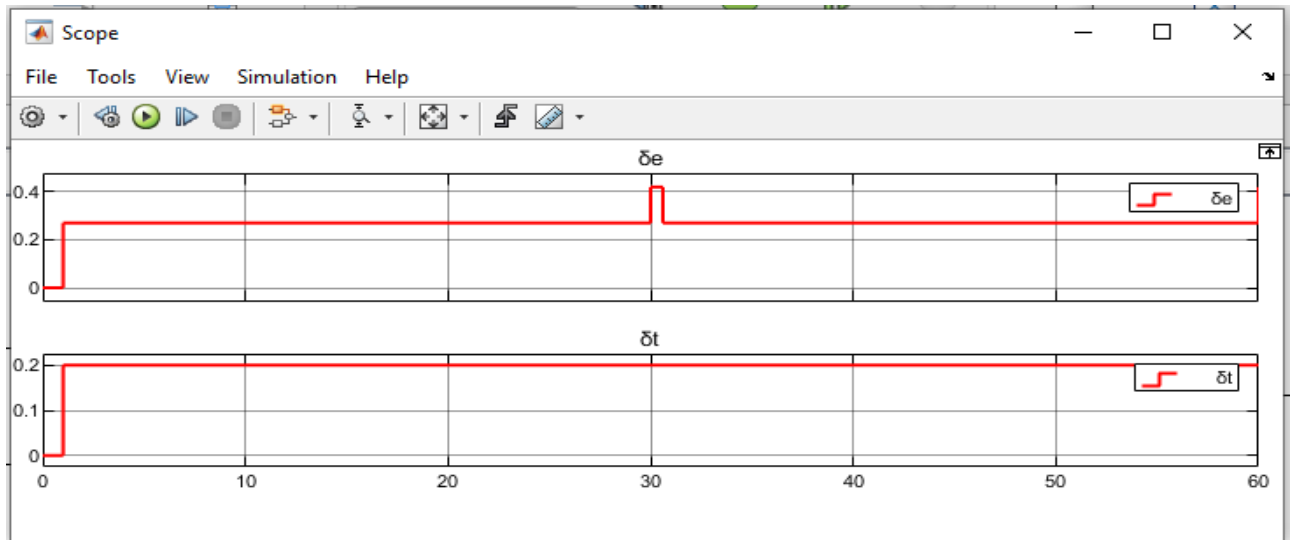


Figure IV.6 La déflexion de la gouverne de profondeur et la manette des gaz.

Le résultat de l'application d'une action sur la gouverne de profondeur et la manette des gaz est représenté dans la Figure IV.7.

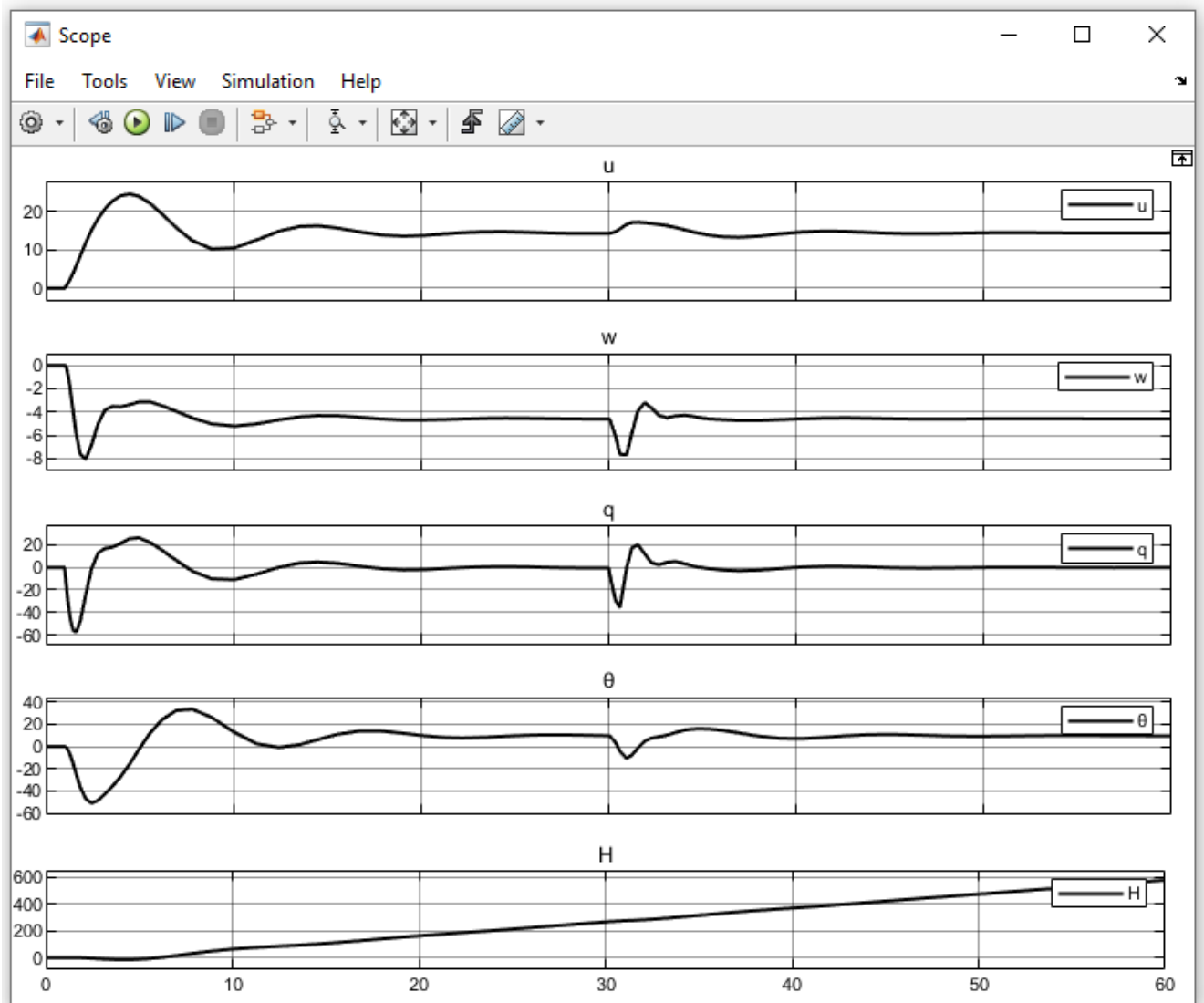


Figure IV.7 Réponse du mode longitudinal en boucle ouverte.

La Figure IV.8 montre l'implémentation de mode latéral en boucle ouverte sous Matlab/Simulink. L'entrée de ce dernier est décomposée en deux composantes qui sont : $[\delta a, \delta r]$ et la sortie est un vecteur de cinq composantes $[v, p, r, \phi, \Psi]$.

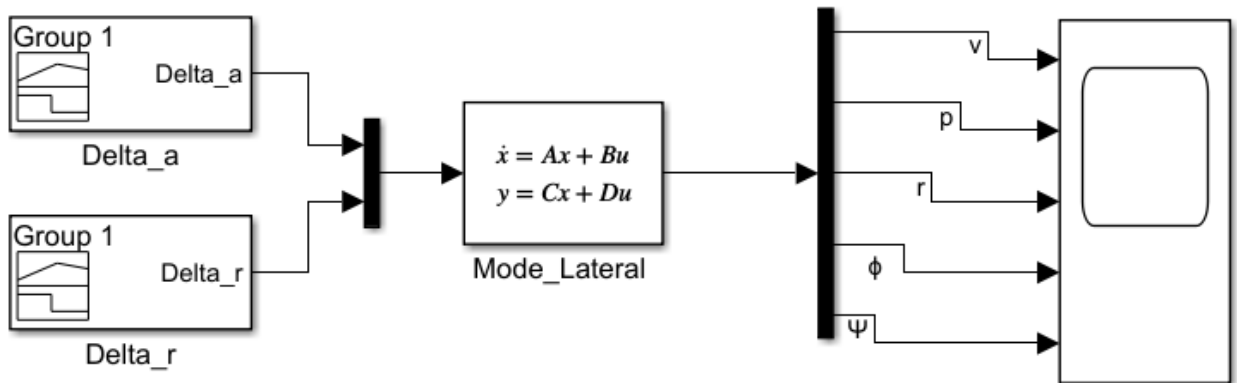


Figure IV.8 Mode latéral en boucle ouverte.

Le signal d'entrée qui représente l'application d'une action sur la gouverne de gauchissement est représenté dans la Figure IV.9.

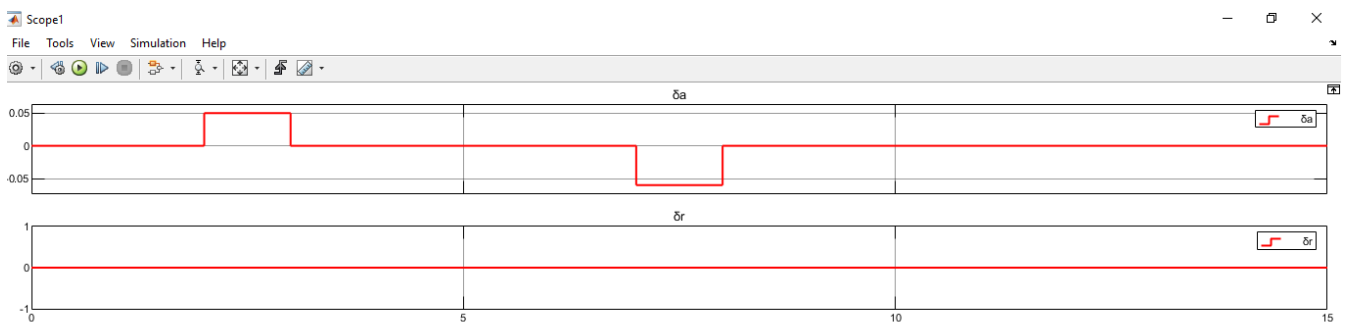


Figure IV.9 La déflexion de la gouverne de gauchissement.

Le résultat de l'application d'une action sur la gouverne de gauchissement est représenté dans la Figure IV.10.

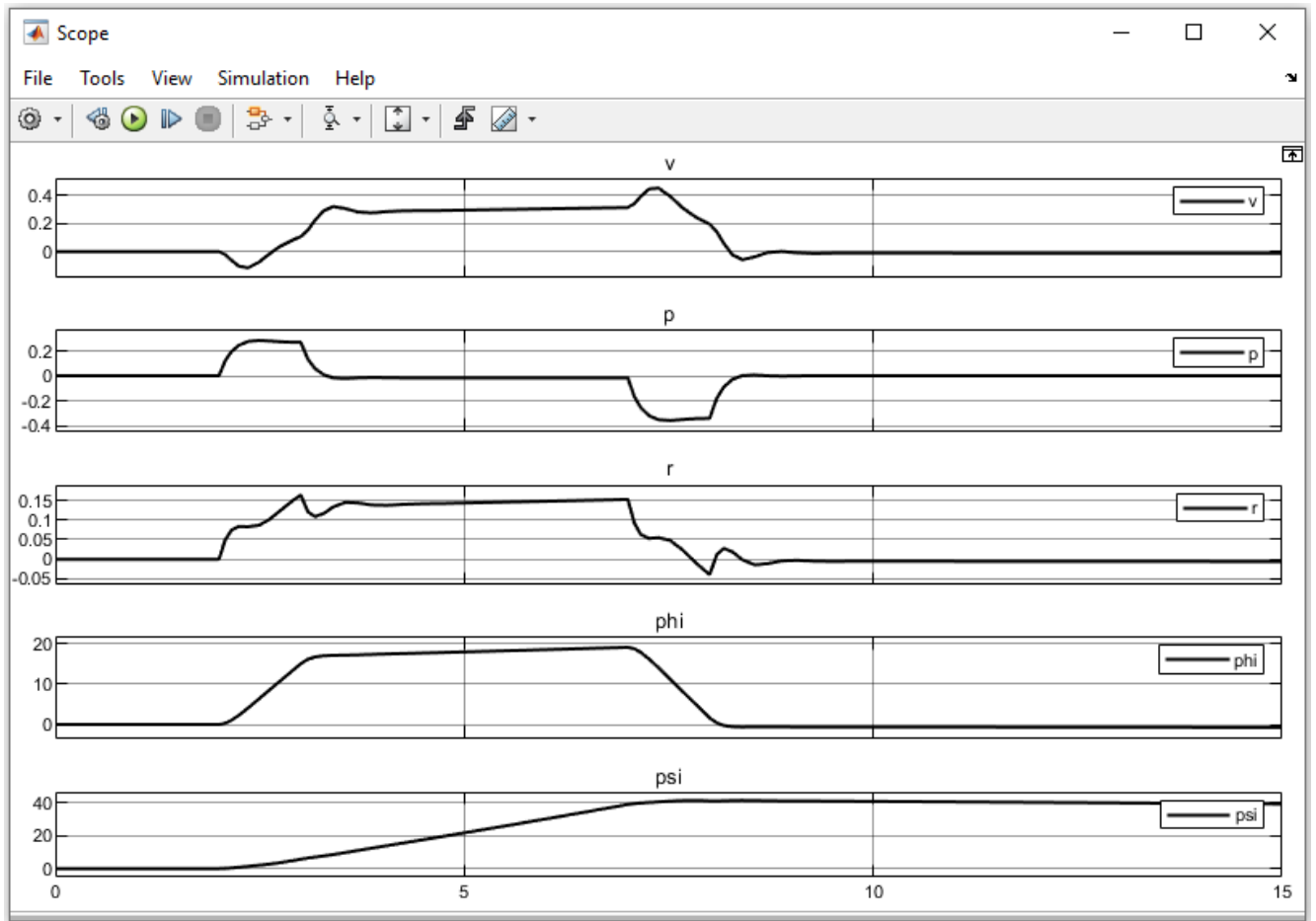


Figure IV.10 Réponse du mode latéral en boucle ouverte.

IV.6 La simulation en boucle fermée

IV.6.1. La boucle interne de pilotage

La stabilité ou le maintien d'attitude de l'avion est assuré par la boucle de pilotage, cette boucle est gérée dans un premier temps par la commande classique PID. Les démarches de la simulation sont consacrées pour le modèle longitudinal et le model latéral respectivement.

IV.6.1.1 Simulation du modèle longitudinal par la commande PID

La Figure IV.11 présente le maintien de vitesse et d'assiette longitudinale composée principalement d'un bloc qui représente la dynamique longitudinale du drone, les contrôleurs PID, deux blocs pour le signal de la commande et les oscilloscopes pour observer l'évolution du système.

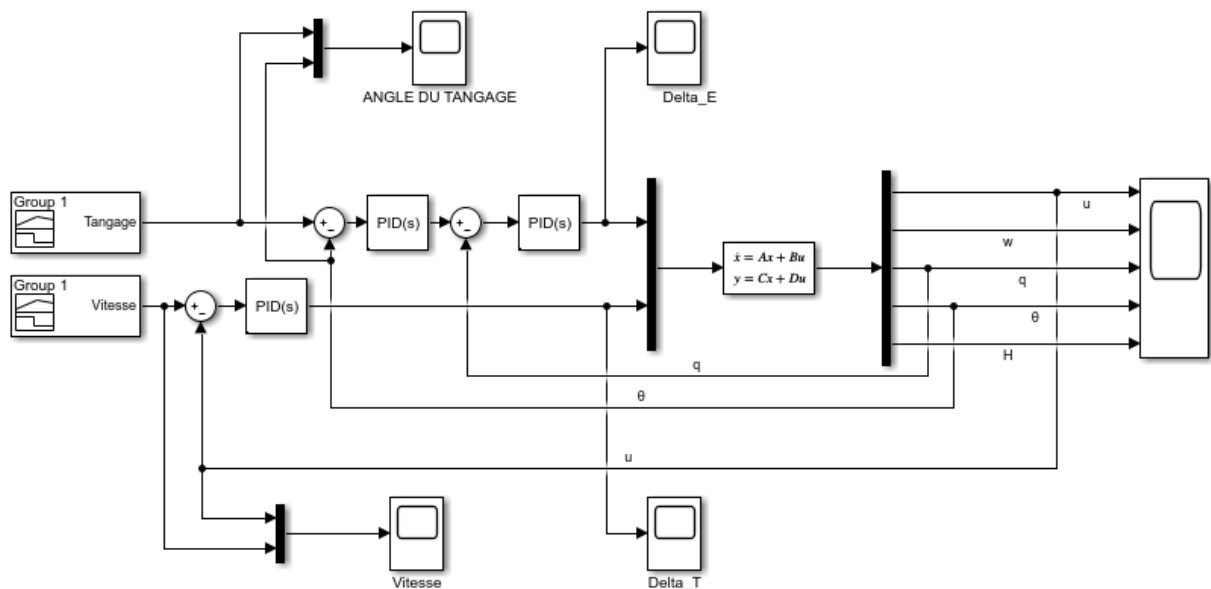


Figure IV.11 Maintien de vitesse et d'assiette longitudinale.

D'après la Figure IV.12, la réponse de l'angle de tangage « θ » montre une bonne poursuite et rapide de la référence avec un dépassement faible et un temps de réponse acceptable pour atteindre de la valeur désirée.

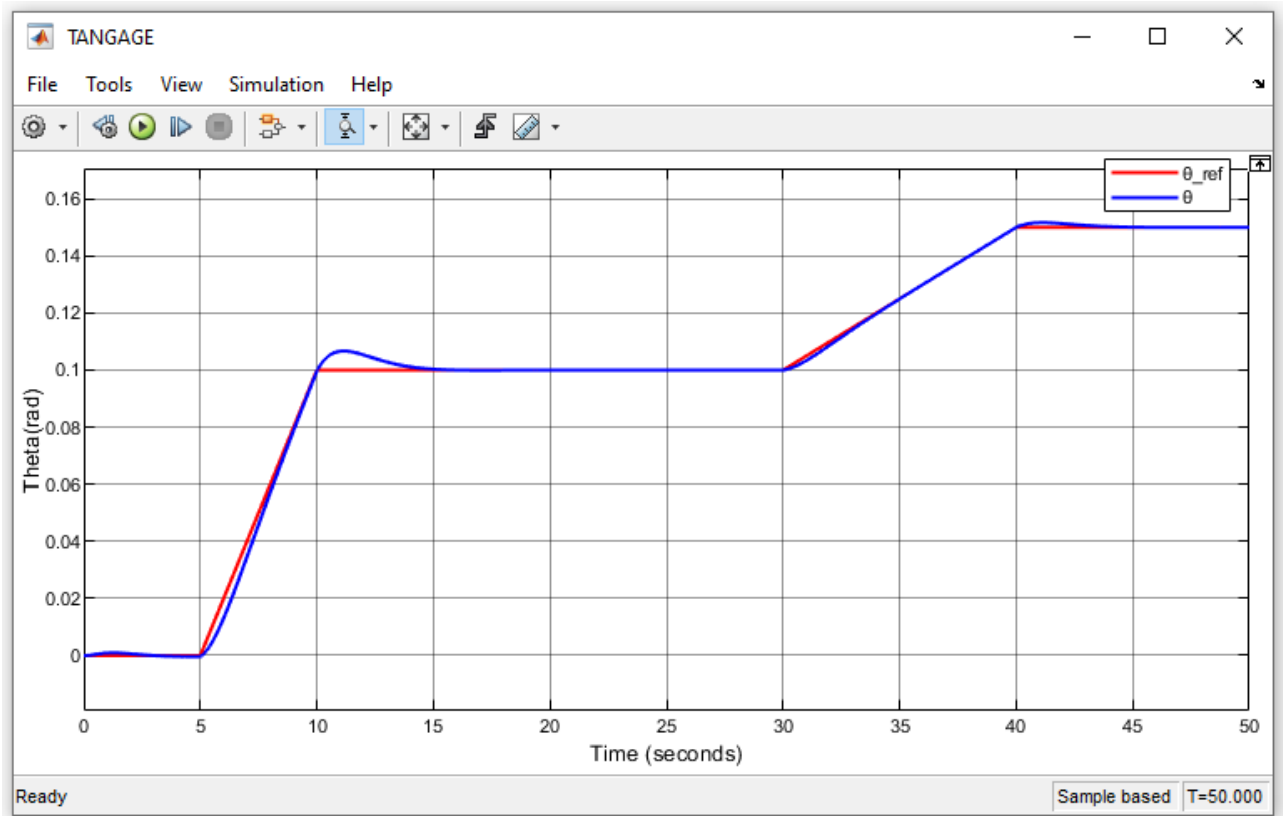


Figure IV.12 Réponse de l'angle de tangage « θ ».

La réponse de la vitesse de tangage « q » présentée dans la Figure IV.13 montre une stabilisation après un temps de monté très rapide.

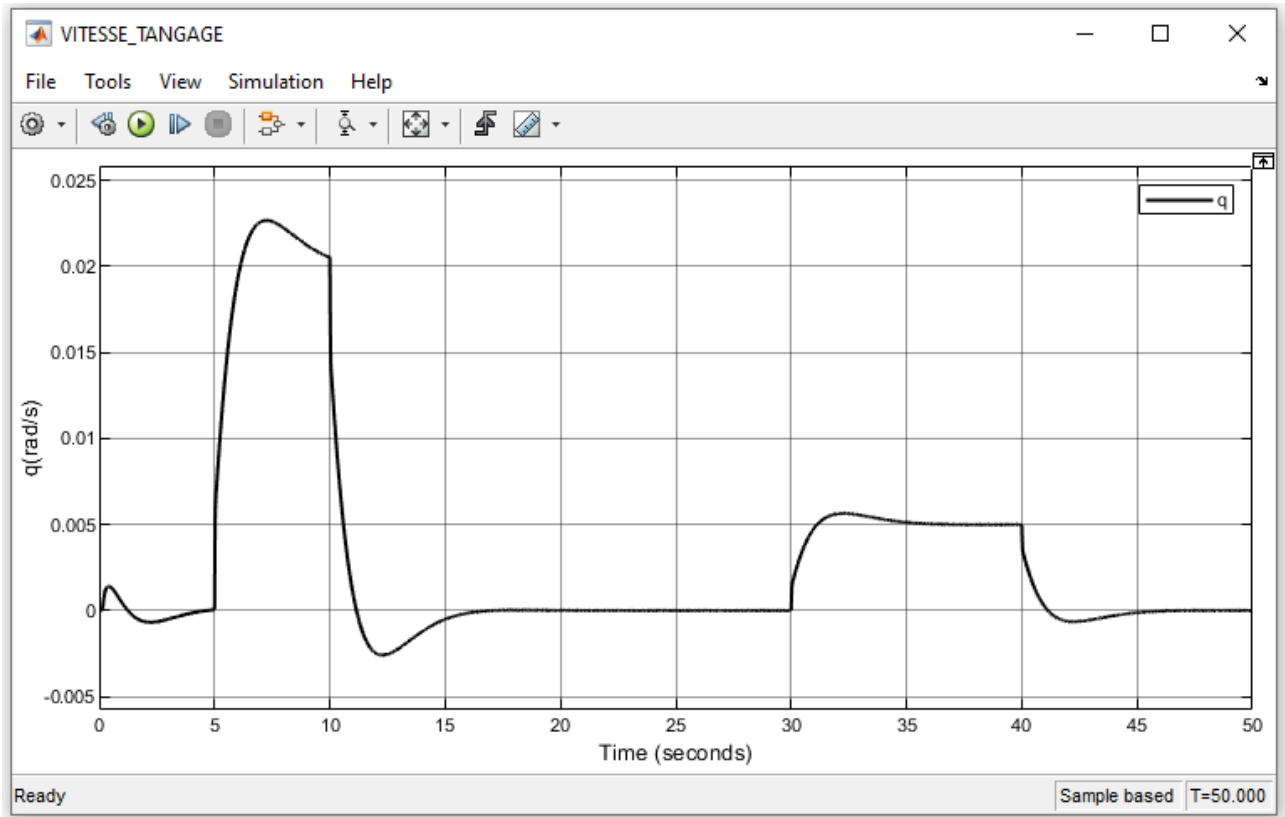


Figure IV.13 Réponse de la vitesse du tangage « q ».

La figure IV.14 présente la déflexion de l'élévateur, on peut dire que c'est une commande réalisable. La déflexion de l'élévateur ne dépasse pas les limites de 0.4 rad.

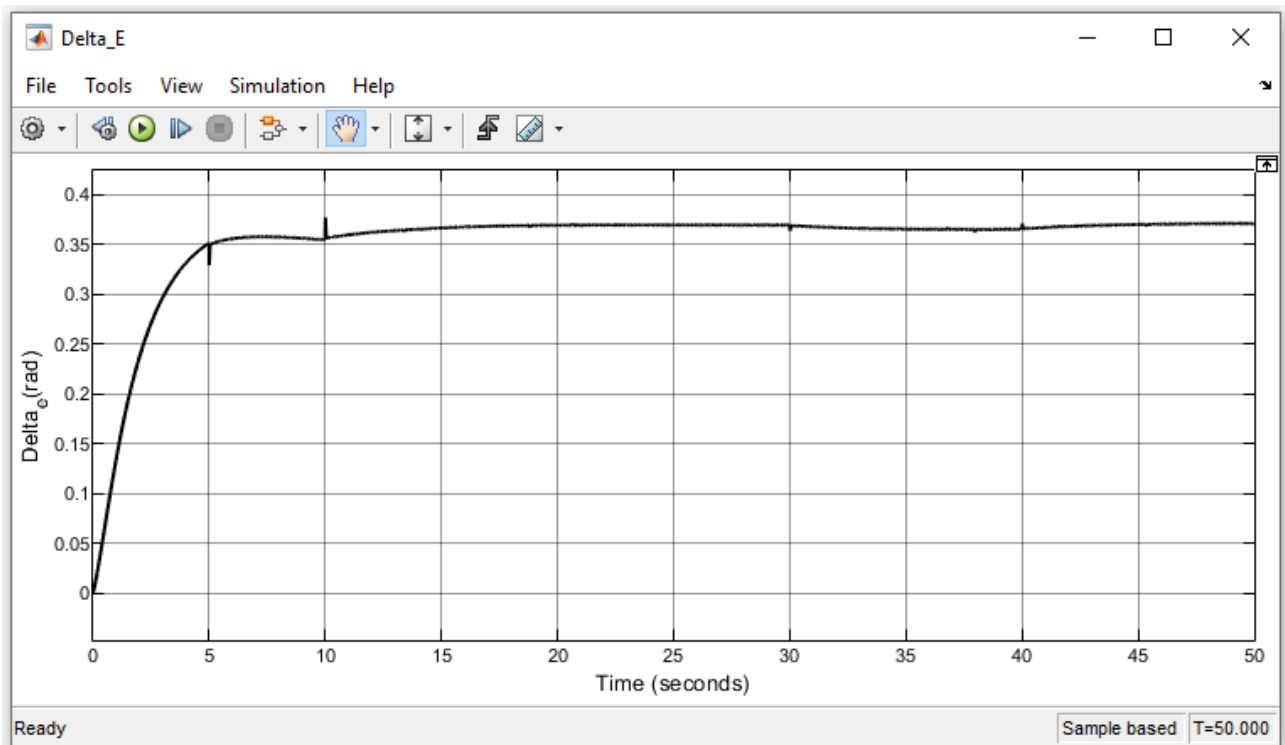


Figure IV.14 Réponse de l'élévateur.

IV.6.1.2 Simulation du modèle latéral par la commande PID

La Figure IV.15 présente le schéma Simulink de maintien de roulis, composée principalement d'un bloc qui représente la dynamique latérale du drone, les contrôleurs PID, un bloc pour le signal de la commande et les oscilloscopes pour observer l'évolution du système.

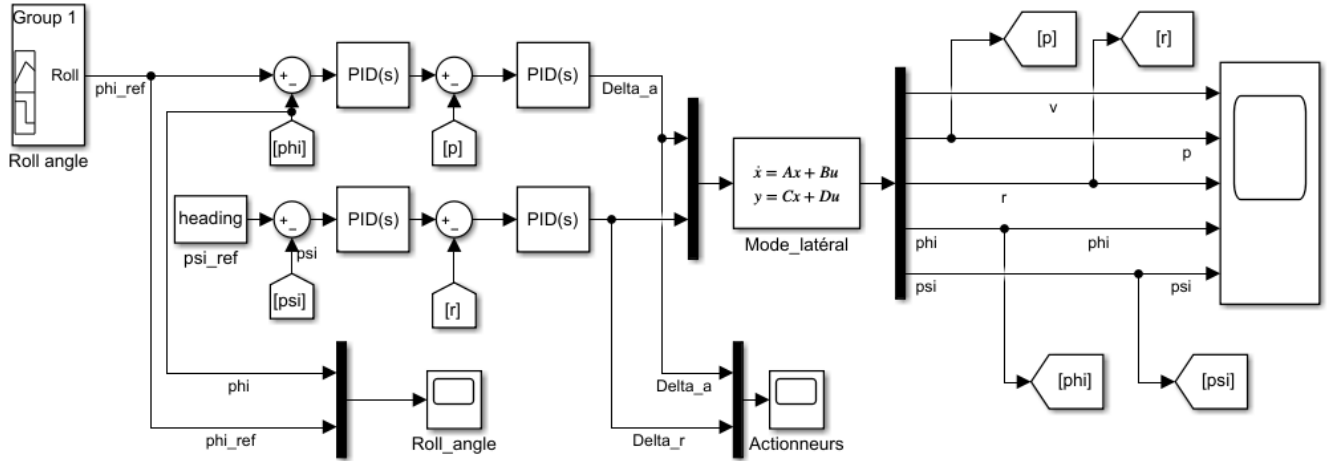


Figure IV.15 Schéma Simulink de maintien de roulis.

La Figure IV.16 présente la réponse du mode latéral, elle présente l'évolution de cinq variables d'état du mode latéral.

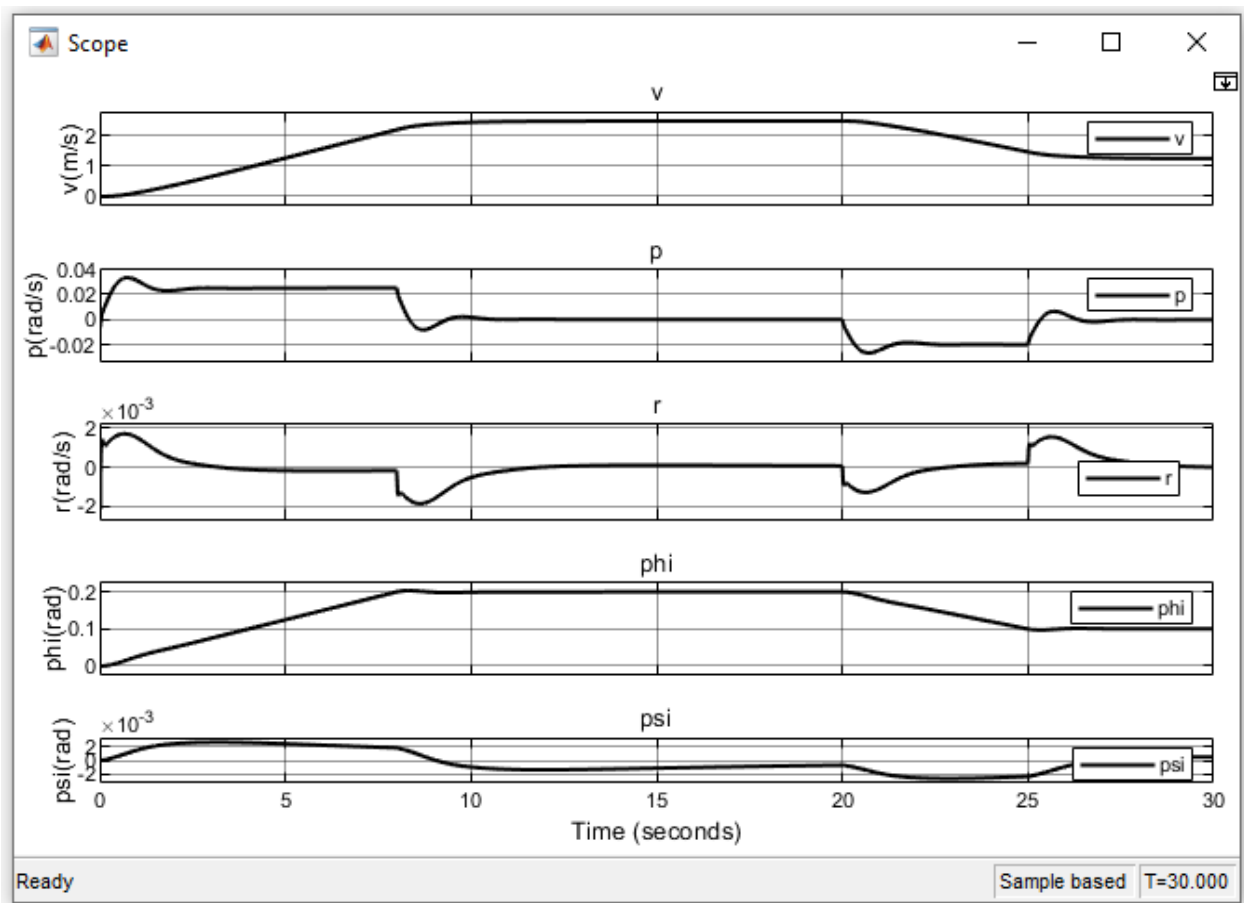


Figure IV.16 Réponse du mode latéral.

D'après la Figure IV.17 la réponse de l'angle de roulis « Φ » la valeur désirée. Le temps de réponse rapide, un dépassement faible et une erreur statique nulle. Un zoom dans la zone de dépassement est présenté dans la même figure.

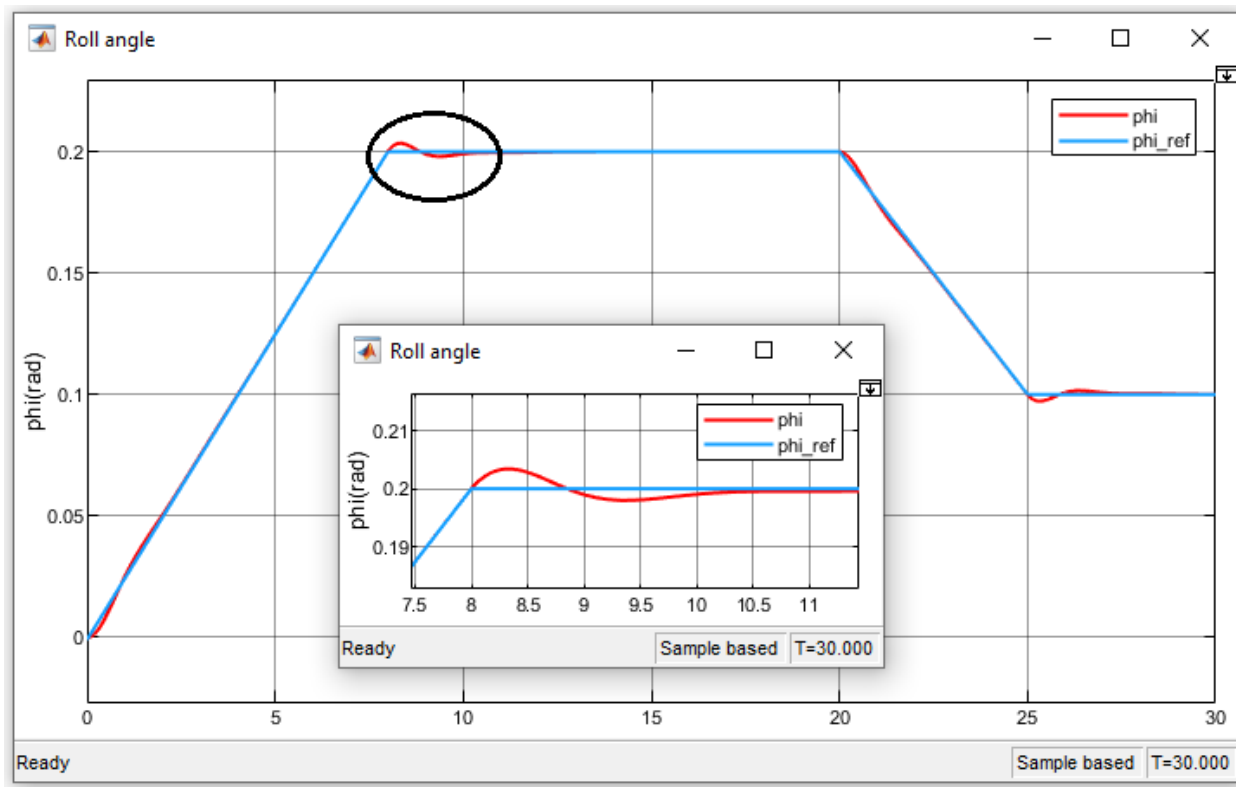


Figure IV.17 Réponse de l'angle de roulis « Φ ».

La figure IV.18 présente la déflexion des gouvernes de profondeur et de gauchissement, on peut dire que c'est une commande réalisable. La déflexion de la gouverne de direction ne dépasse pas les limites de $\pm 0.4\text{rad}$ et le même pour les gouvernes de gauchissement.

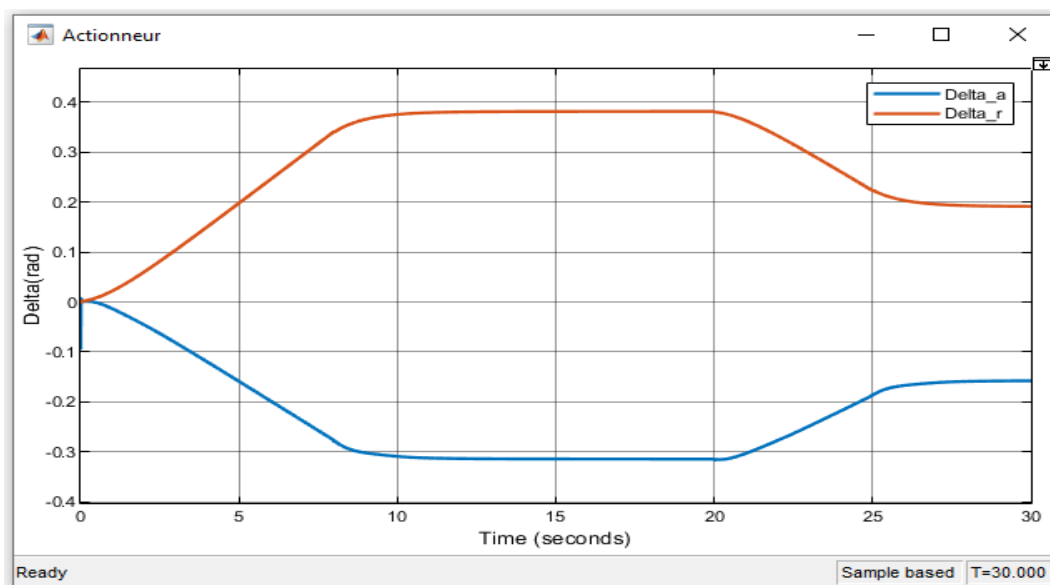


Figure IV.18 Réponse des gouvernes de direction et de gauchissement.

IV.6.2 La boucle externe de guidage :

L'objectif de cette partie est de traiter la partie guidage du modèle linéaire en boucle fermée avec la commande PID pour le maintien d'altitude et le maintien du cap.

IV.6.2.1 Simulation de maintien d'altitude avec le régulateur PID :

La figure IV.19 représente le modèle du Simulink pour le maintien d'attitude longitudinal avec le régulateur PID et une boucle externe de guidage qui représente l'altitude H.

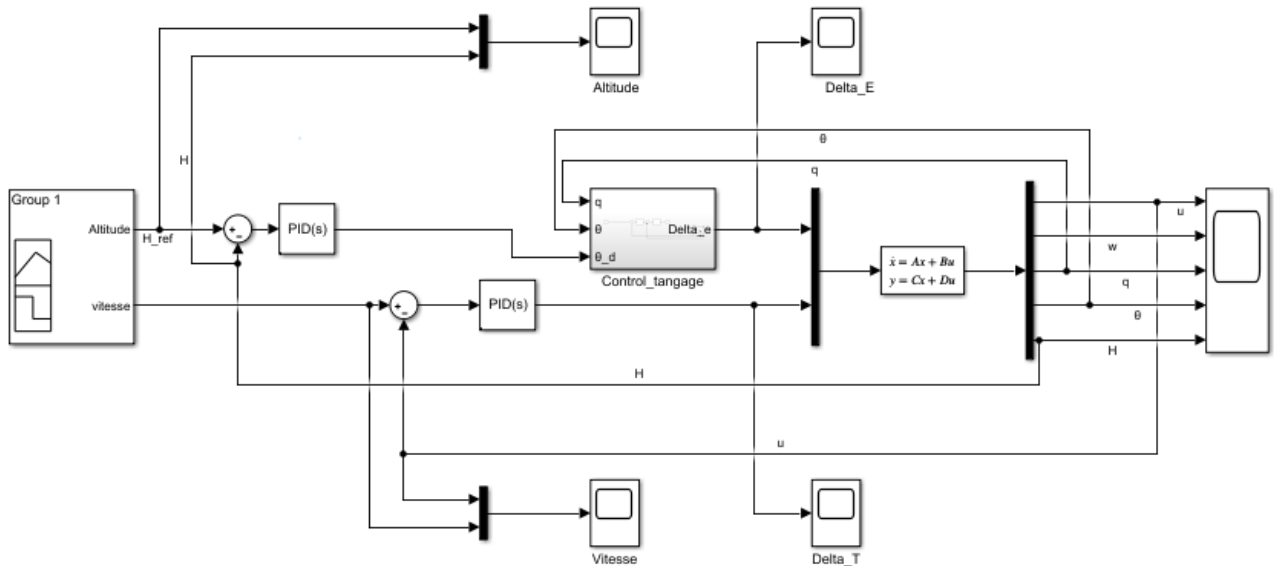


Figure IV.19 Le modèle du Simulink du maintien d'altitude avec un régulateur PID.

D'après la Figure IV.20 qui représente le résultat de simulation d'une trajectoire longitudinale, on remarque une bonne poursuite de la trajectoire désirée mais avec des dépassements faibles et un temps de réponse rapide pour atteindre la valeur de consigne.

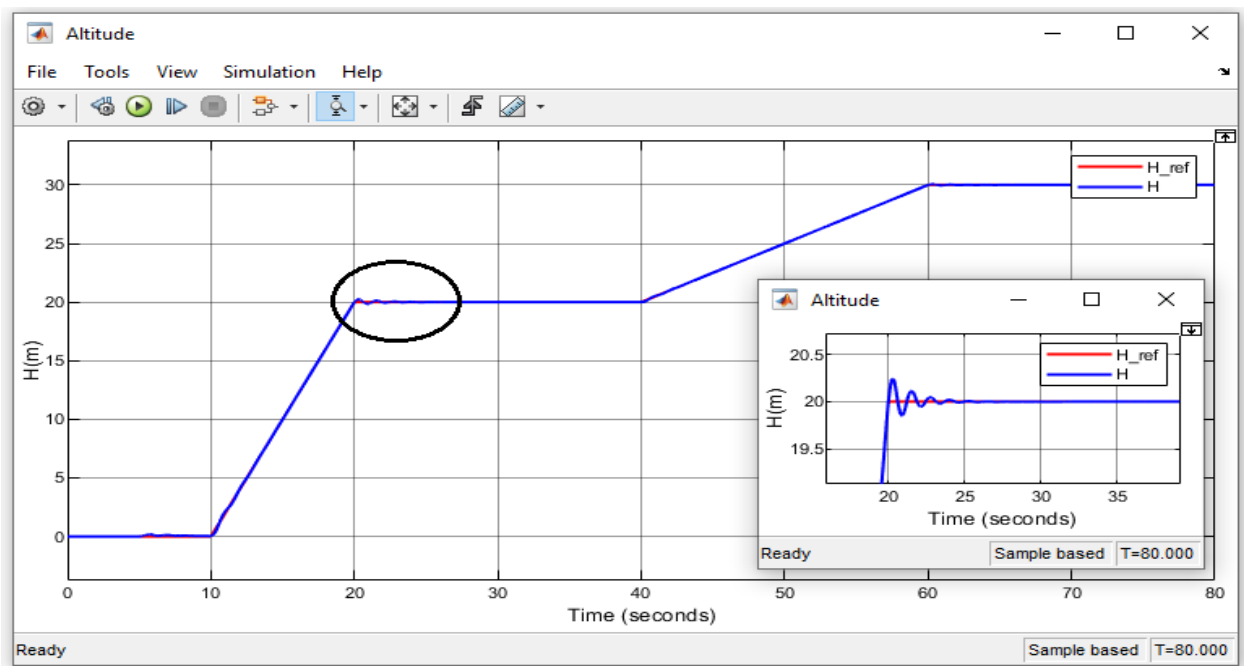


Figure IV.20 Résultat de simulation d'une trajectoire longitudinale.

La Figure IV.21 présente la déflexion de l'élevateur, on peut alors dire que c'est une commande réalisable. La déflexion de l'élevateur ne dépasse pas 0.5 rad.

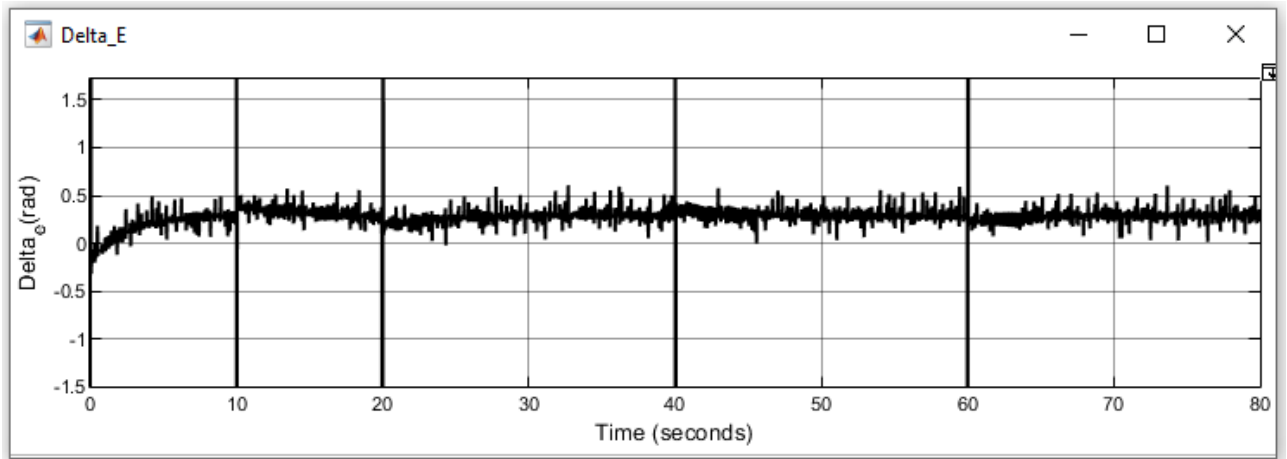


Figure IV.21 Réponse de l'élevateur par le contrôle PID.

IV.6.2.2 Simulation de maintien du cap avec le régulateur PID :

La figure IV.22 représente le modèle du Simulink pour maintenir le cap avec le régulateur PID et une boucle interne de pilotage pour l'angle de roulis.

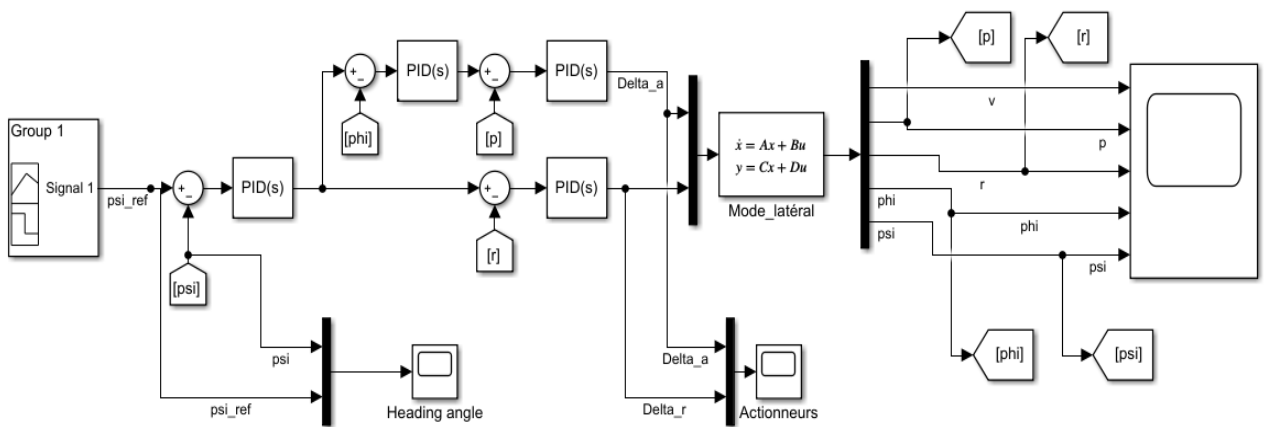


Figure IV.22 Le modèle du Simulink du maintien de cap avec un régulateur PID.

La Figure IV.23 représente le résultat de simulation d'une trajectoire latérale.

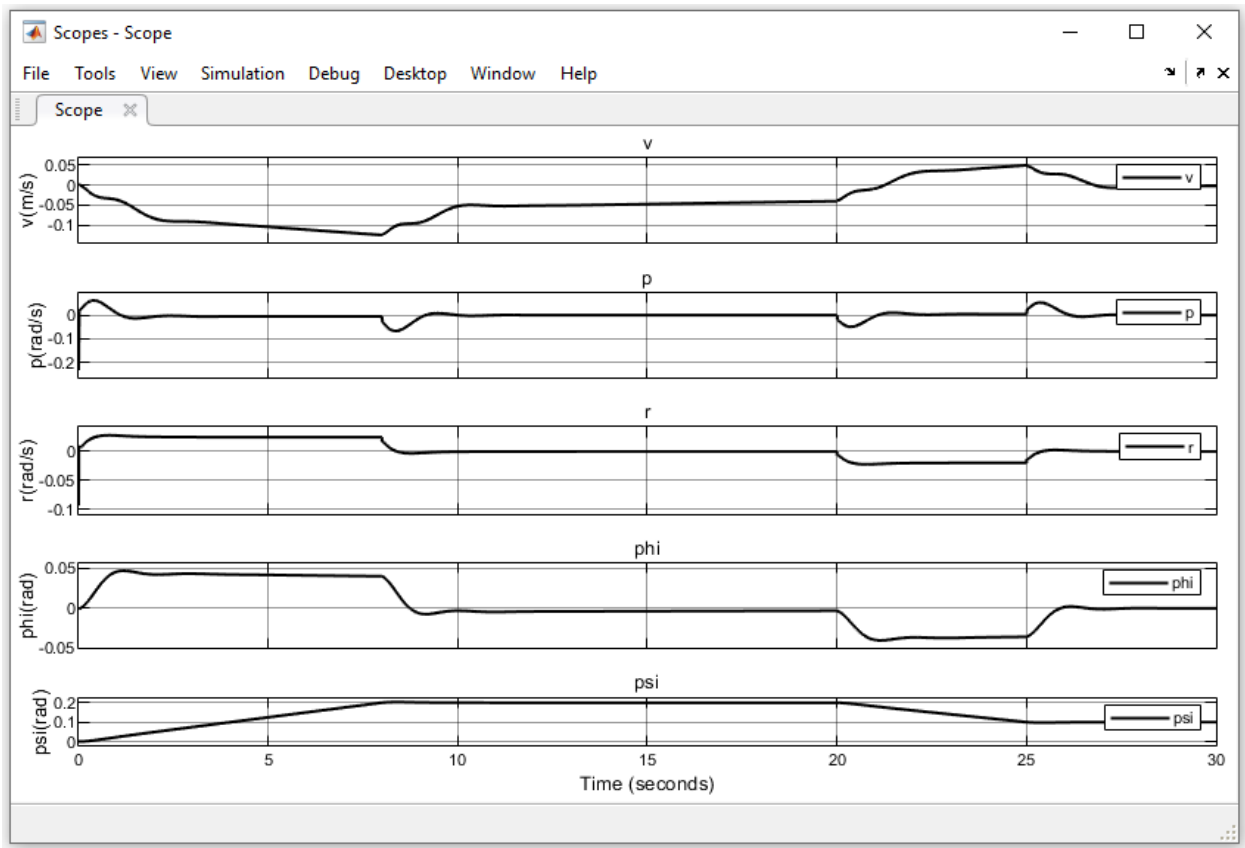


Figure IV.23 Résultat de simulation du mode latéral.

D'après la Figure IV.24, on constate que la réponse du système suit les consignes désirées avec un léger dépassement et un temps de réponse rapide.

D'une manière générale, les résultats obtenus sont acceptables et les performances de la commande PID sont satisfaisantes.

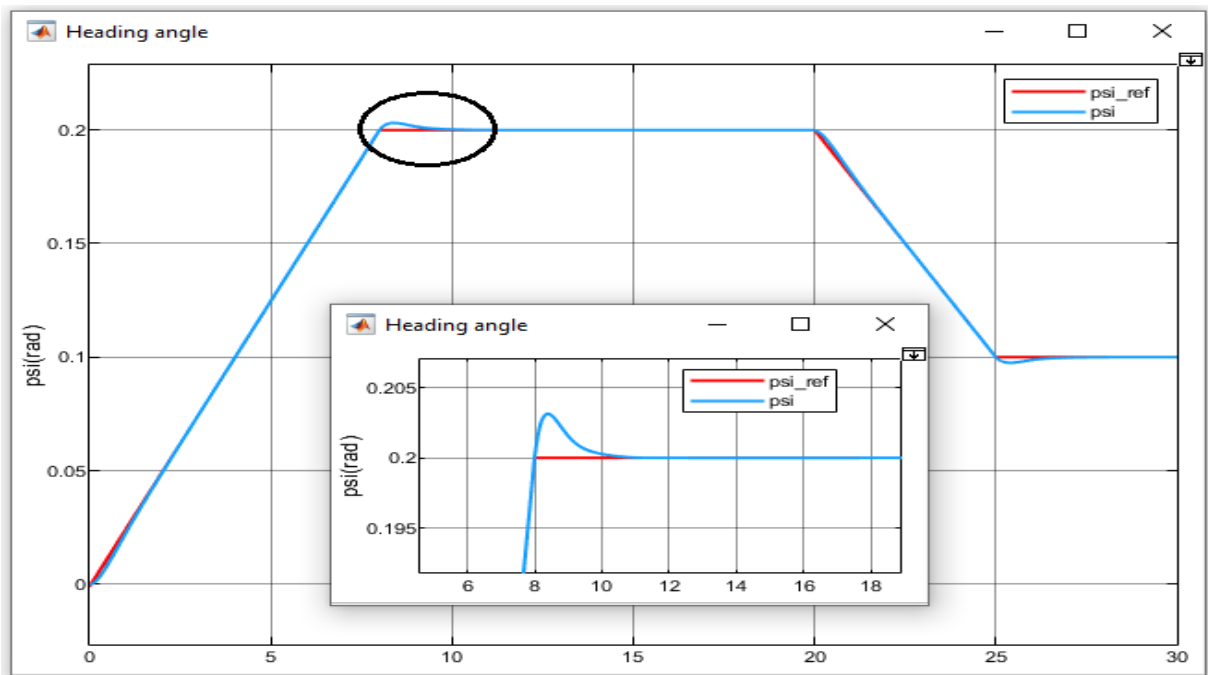


Figure IV.24 Résultat de simulation d'une trajectoire latérale.

La figure IV.25 présente la déflexion de gouverne de gauchissement et de direction. La commande est réalisable. La déflexion de gouverne de gauchissement ne dépasse les limites de ± 0.1 rad et de même pour la gouverne de direction.

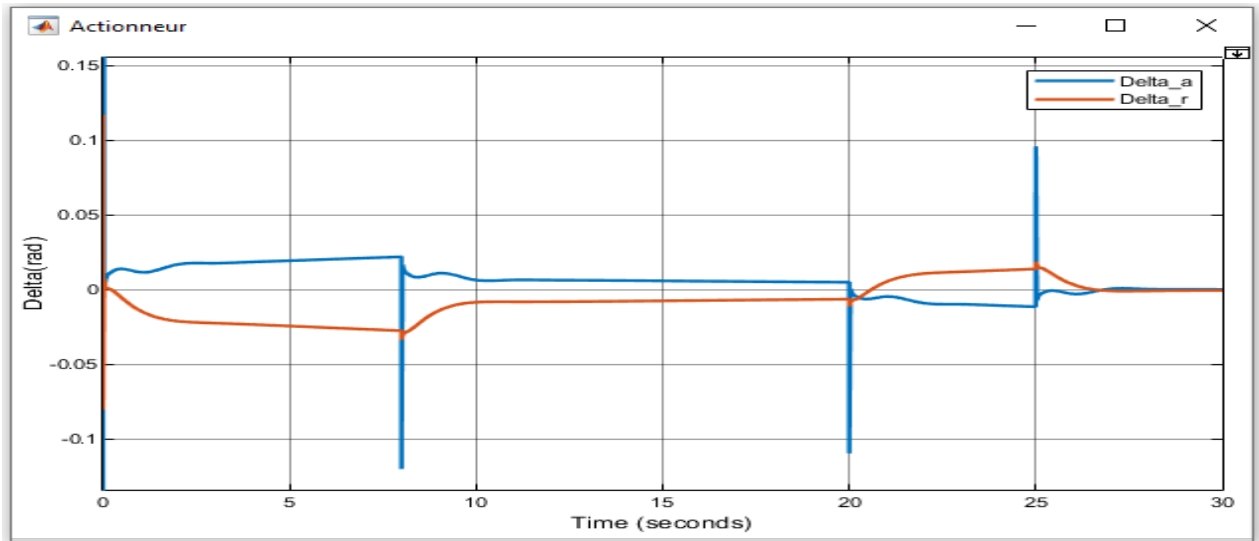


Figure IV.25 Réponse de gouverne de gauchissement et de direction par le contrôle PID.

IV.7 La commande par logique floue

Afin d'améliorer les performances obtenues par l'application de la commande par le régulateur PID on a appliqué la technique de commande par la logique floue.

On a choisi le mode longitudinal pour une étude comparative entre les techniques de contrôle PID, Logique Floue et la technique FUZZY-PID.

IV.7.1 La conception du contrôleur logique floue

La commande fuzzy permet d'ouvrir l'interface graphique Fuzzy Logic Designer dans laquelle on peut définir complètement le système flou.

Le FLC conçu pour la technique de contrôle Logique Floue est présenté dans la Figure IV.26.

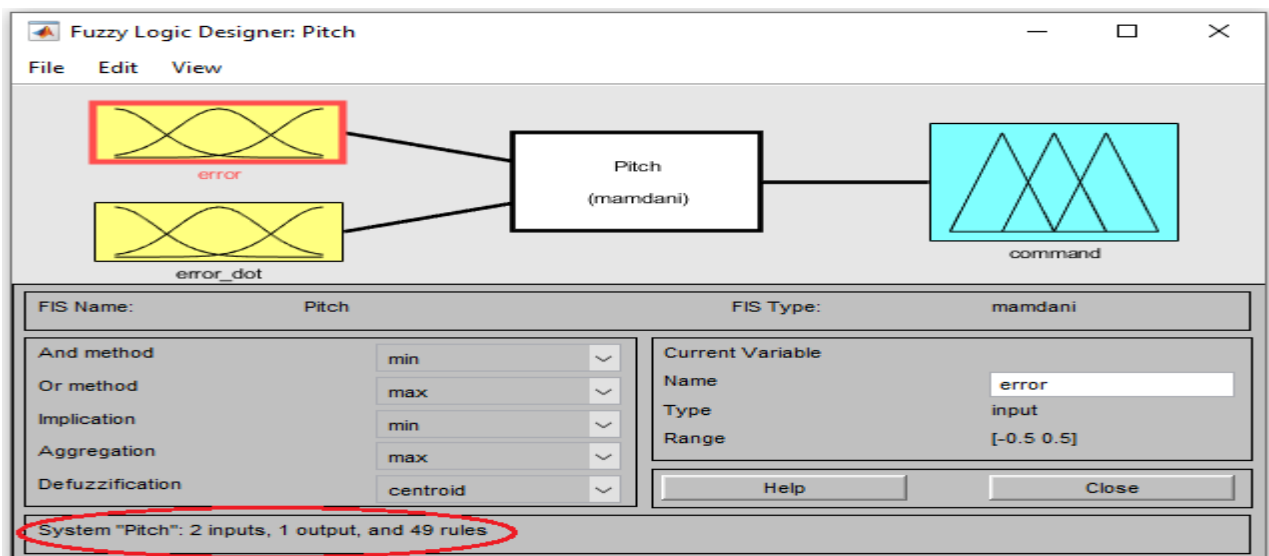


Figure IV.26 FLC conçu pour la technique de contrôle Logique Floue.

Les règles de fuzzification pour la technique de contrôle Logique Floue sont présentées dans le Tableau IV.4.

Tableau IV.4 Règles de fuzzification pour la technique de contrôle Logique Floue [30].

δ_e		E						
		NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
Ed	NB	Z	PS	PM	PB	PB	PB	PB
	NM	NS	Z	PS	PM	PB	PB	PB
	NS	NM	NS	Z	PS	NM	NM	NM
	Z	NB	NM	NS	Z	PM	PM	PM
	PS	NB	NB	NM	NS	Z	PS	PM
	PM	NB	NB	NB	NM	NS	Z	PS
	PB	NB	NB	NB	NB	NM	NS	Z

Le FLC conçu pour la technique de contrôle FUZZY-PID est présenté dans la Figure IV.27.

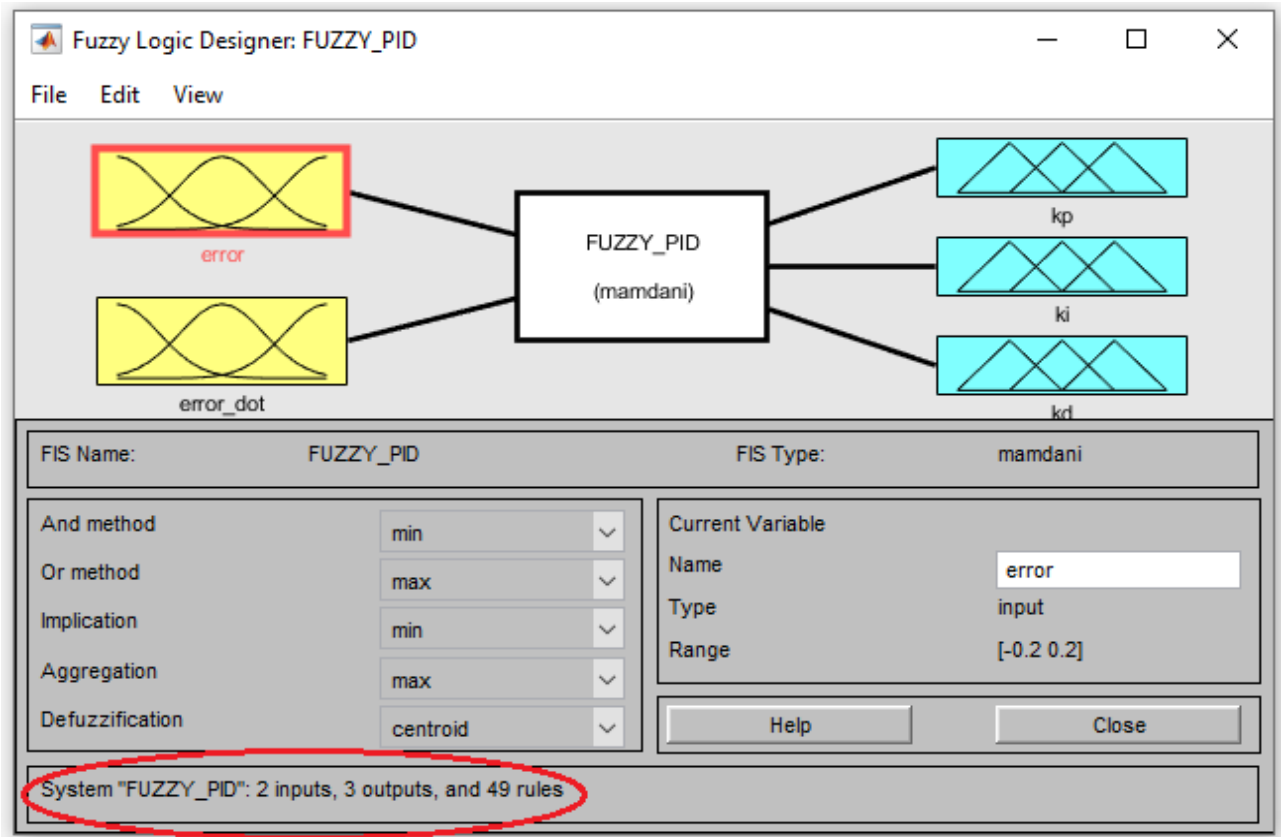


Figure IV.27 FLC conçu pour la technique de contrôle FUZZY-PID.

Les règles de fuzzification pour la technique de contrôle FUZZY-PID sont présentées dans le Tableau IV.5.

Tableau IV.5 Règles de fuzzification pour la technique de contrôle FUZZY-PID [30].

Kp Ki Kd		E						
		NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
Ed	NB	PB	PB NB	PB	PM	PS NM	Z Z	Z Z
		NB PB	PB	NB PB	NM PM	PS	Z	Z
	NM	PB	PB NB	PM	PM	PS NS	Z Z	Z Z
		NB PB	PB	NM PM	NM PM	PS	Z	Z
	NS	PB	PM	PM	PS NS	Z Z	NS	NM
		NB PM	NM PM	NM PM	PS	Z	PS NS	PM NS
	Z	PM	PM	PS	Z Z	NS PS	NM	NM
NM PM		NM PM	NS PS	Z	Z	PM Z	PM Z	
PS	PM	PS NS	Z Z	NS PS	NM	NS	NS	
	NM PM	PS	Z	NS	PM	PS NS	PS NM	
PM	Z Z	Z Z	NS	NM	NM	NB	NB	
	Z	Z	PS NS	PM NS	PM NM	PB NB	PB NB	
PB	Z Z	Z Z	NM	NM	NB PB	NB	NB	
	Z	Z	PM NS	PM NS	NM	PB NB	PB NB	

IV.7.2 Résultat de la simulation

La figure IV.28 représente le modèle du Simulink pour le maintien de l'assiette longitudinal par les techniques de contrôle PID, Logique Floue et la technique FUZZY-PID.

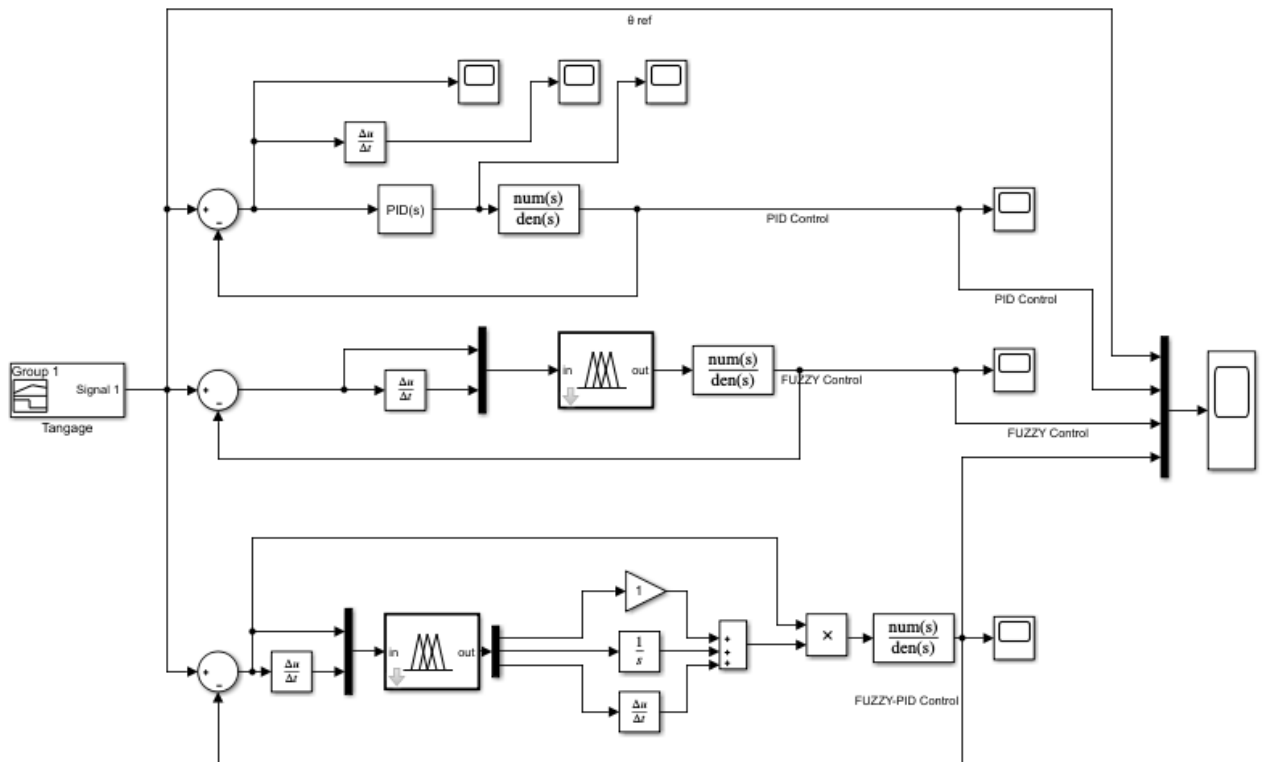


Figure IV.28 Le modèle du Simulink pour le maintien de l'assiette longitudinale.

La figure IV.29 représente la réponse pour le maintien de l'assiette longitudinal par les techniques de contrôle PID, Logique Floue et la technique FUZZY-PID.

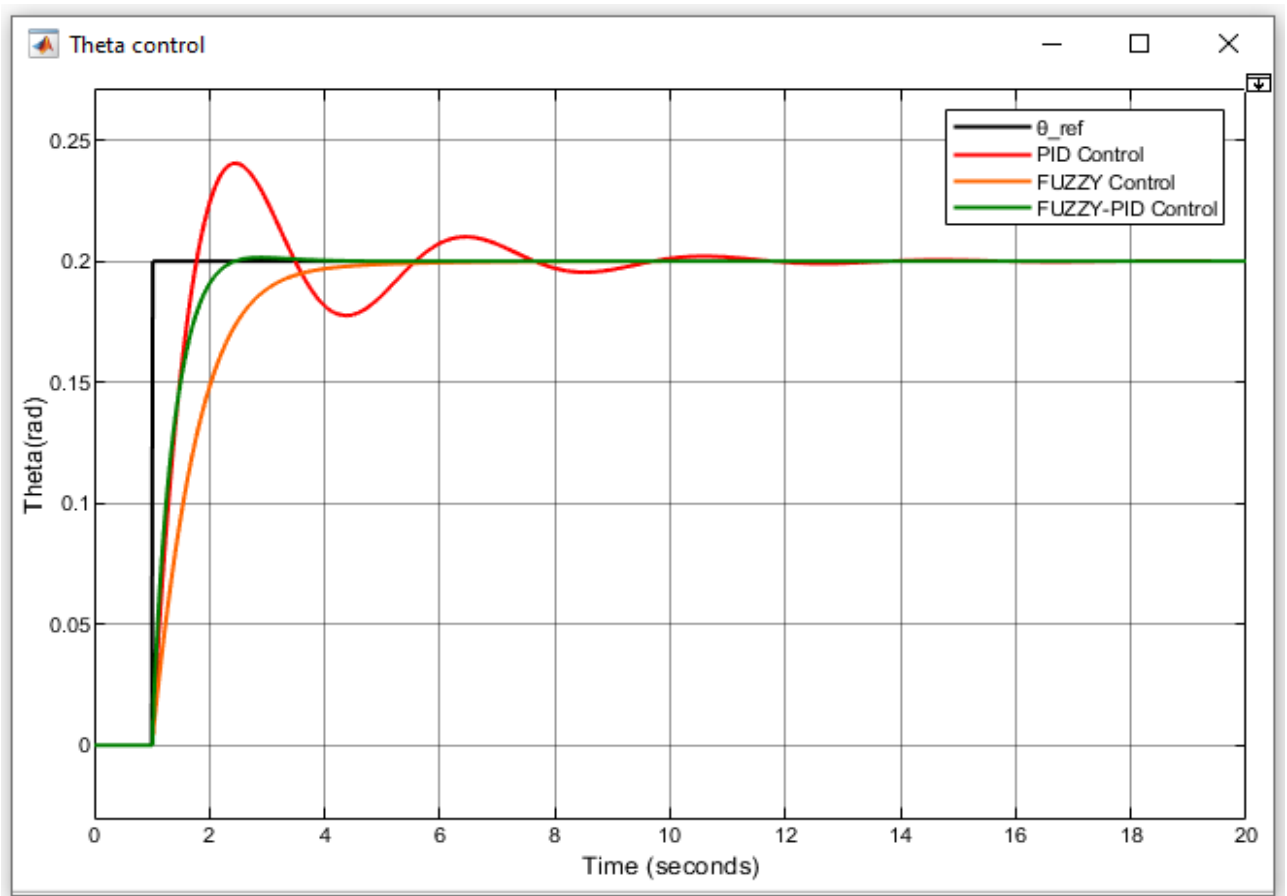


Figure IV.29 La réponse pour le maintien de l'assiette longitudinale.

La figure IV.30 représente la réponse pour le maintien de l'assiette longitudinal par les techniques de contrôle PID, Logique Floue et la technique FUZZY-PID pour une trajectoire longitudinale.

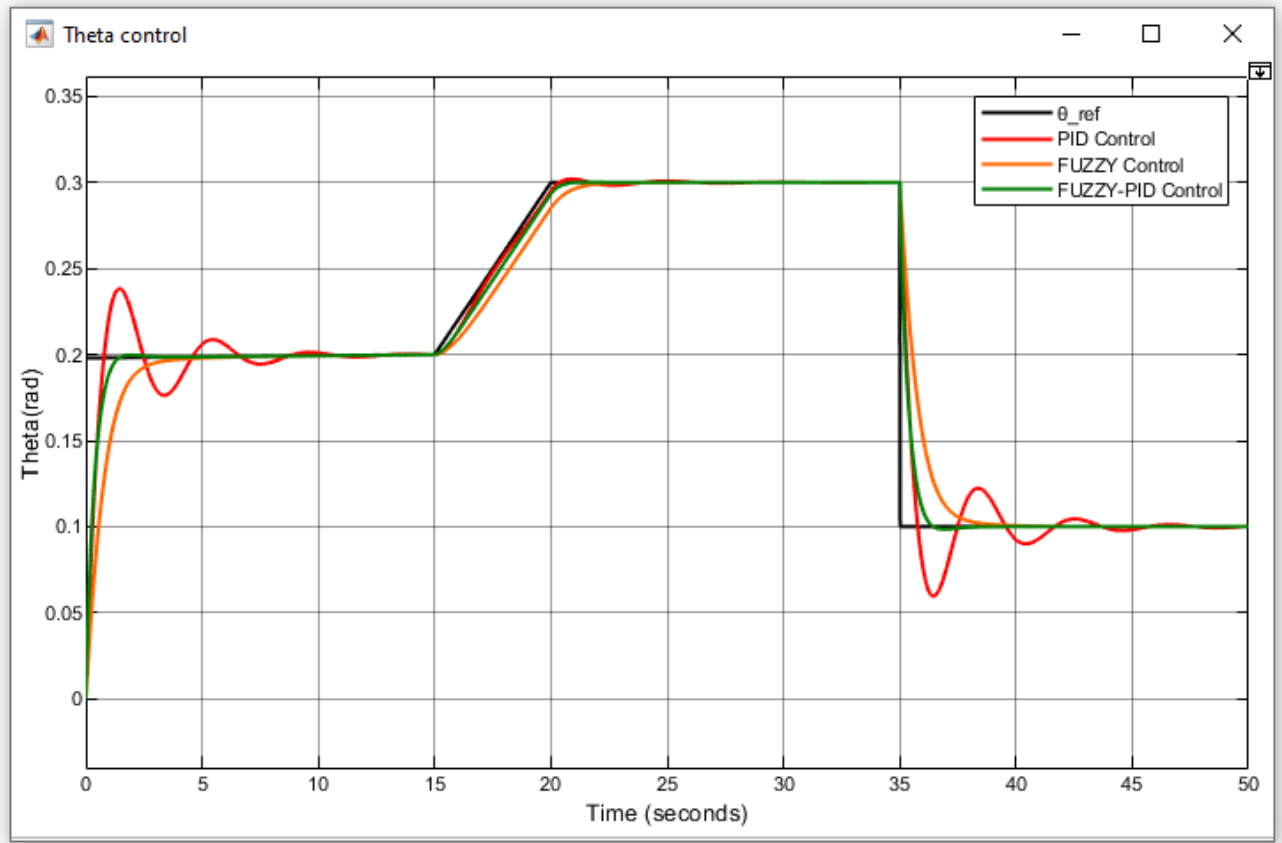


Figure IV.30 La réponse pour le maintien de l'assiette longitudinal pour une trajectoire.

IV.7.3 Comparaison entre les différentes techniques de contrôle

La comparaison entre les différentes techniques de contrôle en termes de temps de réponse, dépassement et l'erreur statique est représenté dans le Tableau IV.6.

Tableau IV.6 Comparaison entre les différentes techniques de contrôle.

Critère de comparaison	Régulateur PID	Régulateur logique flou	Régulateur FUZZY-PID
Temps de réponse	4.5 s	2.75 s	1.3 s
Dépassement	16.5 %	0.0 %	< 1.0 %
Erreur statique	0	0	0

En observant les résultats précédents, on constate que les performances obtenues par la commande logique floue sont nettement améliorées par rapport à la commande PID. On observe que le temps de réponse est nettement inférieur et le dépassement est annulé complètement. En plus les résultats obtenus par l'application de la technique de contrôle hybride FUZZY-PID ont montrées une amélioration remarquable en terme du temps de réponse avec l'apparition d'un dépassement très faible voir négligeable.

IV.8 Simulateur d'un drone

Dans ce chapitre, on a étudié et simulé le comportement dynamique d'un drone a voilure fixe. On a constaté la difficulté d'interpréter les résultats à travers les outils défrichage offertes par le logiciel MATLAB/SIMULINK, c'est pour ça on a pensé de réaliser un banc de simulation composé dans son cœur du modèle du drone interfacé à travers une manette de pilotage et on a choisi l'interface graphique du logiciel FLIGHT GEAR comme un outil d'affichage et de visualisation des différents paramètres de vol.

Le schéma Simulink du banc de simulation est représenté dans Figure IV.31.

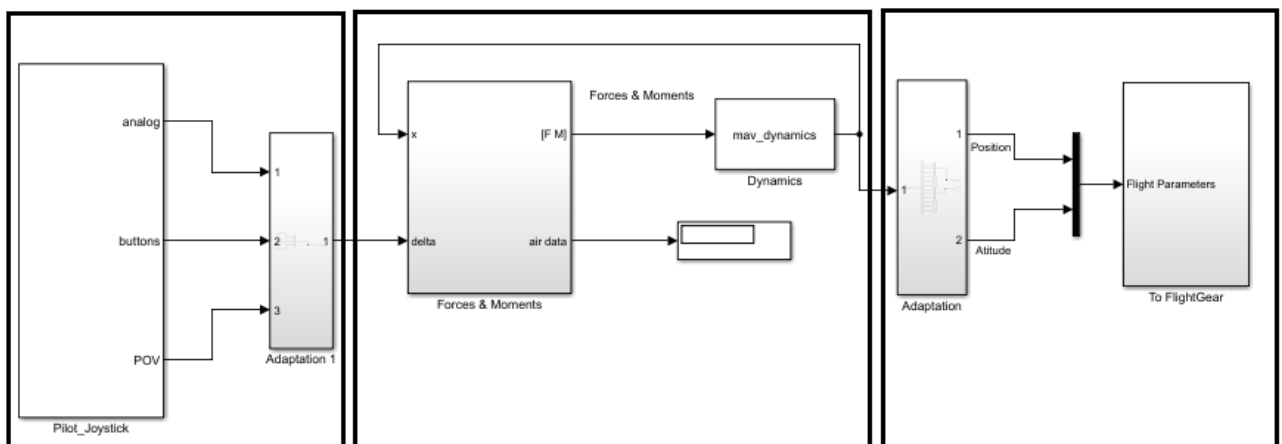


Figure IV.31 Le schéma Simulink du banc de simulation.

Le schéma Simulink du bloc d'adaptation des données pour le logiciel FLIGHT GEAR est représenté dans Figure IV.32.

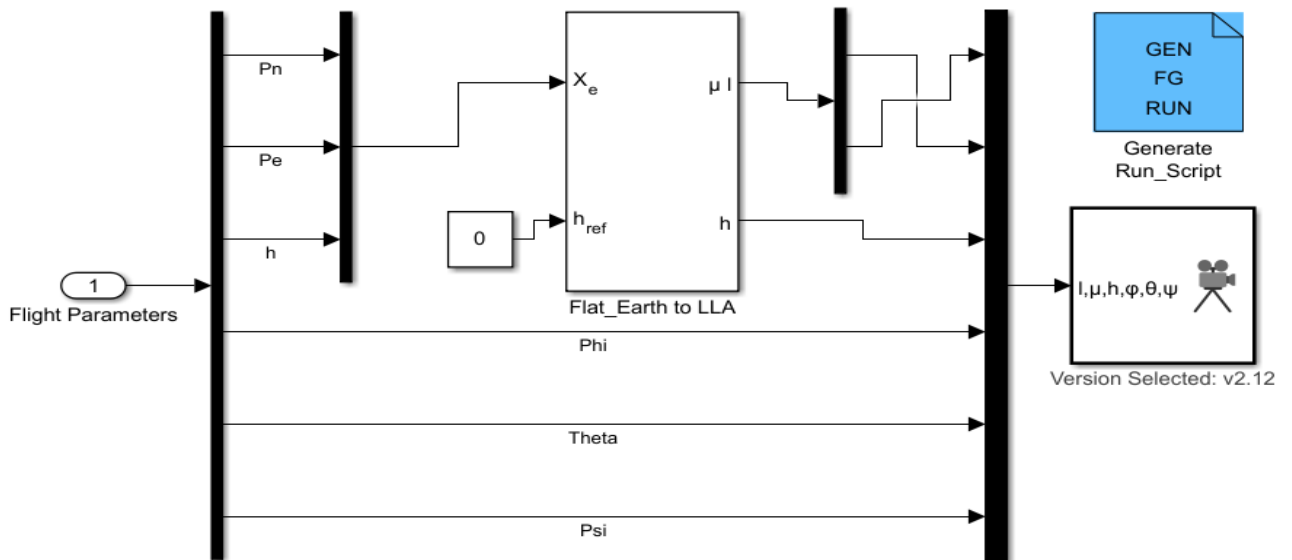


Figure IV.32 Le schéma Simulink du bloc d'adaptation des données.

Le schéma Simulink du banc de simulation en présence du système de contrôle est représenté dans Figure IV.33.

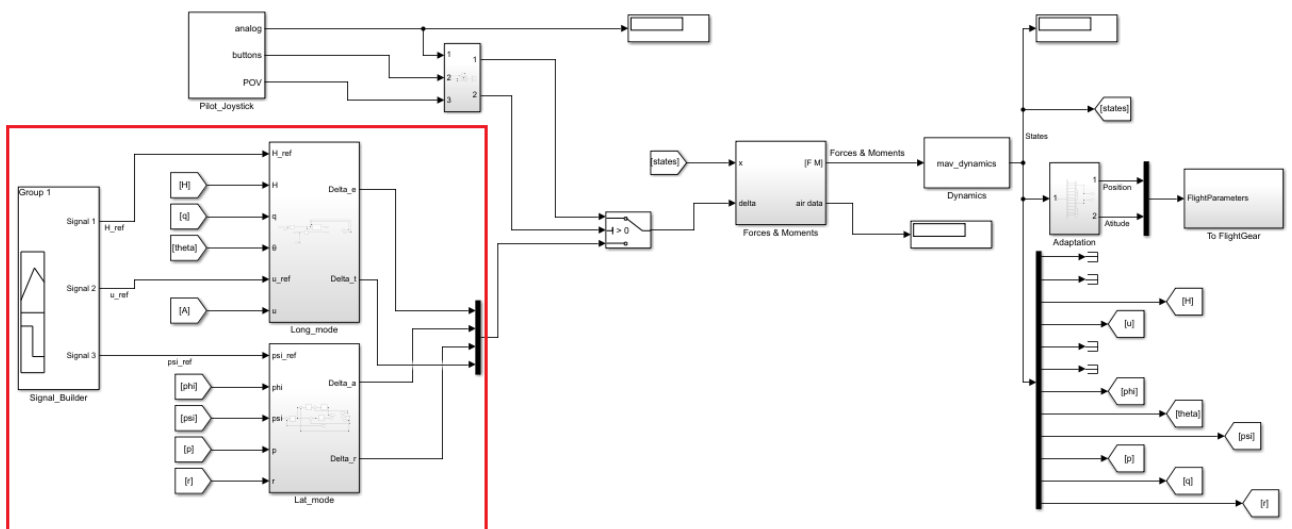


Figure IV.33 Le schéma Simulink du banc de simulation en présence du système de contrôle.

Le banc de simulation est représenté dans Figure IV.34.



Figure IV.34 Banc de simulation.

IV.9 Conclusion

Dans ce chapitre, on a étudié et simulé le comportement dynamique d'un drone a voilure fixe en utilisant le logiciel MATLAB/SIMULINK. La simulation en boucle ouverte montre l'instabilité du système, ce qui implique la nécessité de l'application d'un régulateur en boucle fermée. La simulation en boucle fermée avec les deux commandes PID ainsi que la commande logique floue montre des résultats assez acceptables, les réponses du système suivent les consignes désirées, néanmoins quelques dépassements persistent dans le régime transitoire et qu'ils se diffèrent d'une commande à une autre avec un temps de réponse relativement court. L'application d'une technique de contrôle hybride FUZZY-PID permet d'annuler les dépassements et l'erreur statique ainsi que l'amélioration remarquable du temps de réponse.

Ces résultats peuvent être améliorés en jouant sur le réglage des paramètres pour chaque commande.

A decorative border composed of dark brown, stylized scrollwork and flourishes, forming a rectangular frame around the central text.

Conclusion Générale

Conclusion Générale

Ce mémoire traite l'application des commandes PID et logique floue pour assurer la stabilité et le guidage d'un drone de type voilure fixe. Une modélisation mathématique de la dynamique de translation et de rotation de cet aéronef a été effectuée dans un premier temps. Puis, une synthèse sur la commande classique PID a été présentée. Par la suite, la commande moderne par logique floue a été développée. A la fin, nous avons effectué une étude en simulation sous Matlab/Simulink pour décrire le comportement de l'avion en boucle ouverte et en boucle fermée. Les résultats de simulation montrent une bonne performance de la commande par logique floue et une amélioration dans les performances par rapport à la commande classique PID.

Dans ce mémoire nous avons présenté une étude complète sur l'élaboration de la loi de commande pour un drone de type voilure fixe, de la modélisation de l'avion jusqu'à la synthèse des contrôleurs.

Dans une première partie nous avons obtenu le modèle non linéaire du vol de l'avion, dont les modèles longitudinal, latéral et couplé ont été linéarisés pour arriver au modèle linéaire. Ce travail théorique, basé sur les principes de la mécanique de vol et de l'aérodynamique, a ensuite été appliqué à un drone de type voilure fixe.

Dans une seconde partie, nous avons étudié et simulé les deux commandes linéaires classiques : la commande PID et la commande moderne par logique floue. Les résultats obtenus ont révélé que la commande par logique floue est plus efficace que la commande PID. Les résultats obtenus par l'application de cette commande moderne, enregistrent une bonne performance en termes de rapidité et taux de dépassement par rapport à ceux obtenus par la commande linéaire PID.

L'étude réalisée dans ce travail permet d'enrichir nos connaissances sur le domaine des commandes de vol, ainsi que leurs influences sur la qualité de vol d'un aéronef. Nous recommandons une extension de ce travail concernant la modélisation, ou on pourra prendre le modèle non-linéaire dynamique complet de l'avion en présence de perturbation atmosphérique, ainsi d'autres lois de commande non linéaires telles que : commande par mode glissant, les réseaux de Neurones.



Bibliographie

Références Bibliographiques

- [1] Paul Gerin Fahlstrom, Thomas James Gleason, “INTRODUCTION TO UAV SYSTEMS FOURTH EDITION”.
- [2] Thomas J. Gleason, Paul G. Fahlstrom, “Classes and Missions of UAVs”.
- [3] Article de Maria De Fatima Bento, “Unmanned aerial vehicles: An overview”, Janvier 2008.
- [4] I. Colomina and P. Molina, “Unmanned aerial systems for photogrammetry and remote sensing: A review,” ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2014.
- [5] BENGHEZAL Amar, “Contribution Au Développement d’un Simulateur de système Multi UAVs”, École Militaire Polytechnique, 2015.
- [6] FINOKI, Edouard, “Commande de vol non linéaire d’un drone à voilure fixe par la méthode du backstepping”, Thèse de doctorat. Ecole de technologie supérieure, 2015.
- [7] RIDA, Mokhtari Mohammed, “Observation et commande d’un drone miniature à birotor coaxial”. Thèse de doctorat 2012, Université Henri Poincaré-Nancy I.
- [8] Thierry Miquel, “Contribution à la synthèse de lois de commande pour la navigation relative entre aéronefs”. Automatique / Robotique. Université Paul Sabatier - Toulouse III, 2004.
- [9] Stevens B. L., Lewis F. L., “Aircraft control and simulation”, Wiley, 1992.
- [10] MONTARNAL PHILIPPE, “Nonlinear Aircraft dynamics”, Hamburg university of applied sciences, 2009.
- [11] J. ROSKAM, “Airplane Design, Parts 1-8, Design, Analysis and Research Corporation (DAR corporation)”, 1990.
- [12] T. DU PUY DE GOYNE, P. LEPOURRY et J. BESSE, “Initiation à l’aéronautique”, Décembre 2009.
- [13] ASHISH TEWARI, “Automatic Control of Atmospheric and Space Flight Vehicles Design and Analysis with MATLAB and Simulink”, Department of Aerospace Engineering Indian; Institute of Technology Kanpur 208016, U.P. India
- [14] M. ORSAG, S. BOGDAN, T. HAUS, M. BUNIC ET A. KRNJAK, “Modeling, Simulation and control of a Spincopter”, Proceedings of the international Conference on robotics and automation, Shanghai, China, 2011.

- [15] J. LI AND Y. LI, “Dynamic Analysis and PID Control for a Quadrotor”, Proc. of the IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, Beijing, China, aug 2011.
- [16] A.A. WAHAB, M. Rosbi, “The effectiveness of pole placement Method in control system design for Autonomous Helicopter Model in Hovering Flight”, International Journal of integrated Engineering, I(3),December 2011,pp.33-46.
- [17] F.SANTOSO, M.LIU, and G.K. Egan, “Linear quadratic optimal control synthesis for UAV”, Proc. of 12th Australian Int. Aerospace Congress, AIAC12, Melbourne, Australia, Conf 2007
- [18] E. Joelianto, E.M. Sumarjono, A. Budiyo, and D.R. Penggalih, “Model predictive control for autonomous unmanned helicopters”, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2011.
- [19] J. SHAMMA, M. ATHANS, “Analysis of nonlinear gain scheduled control systems”, IEEE Trans. Automat. Control, AC-35 (1990), pp. 898–907.
- [20] D. MCFARLANE ET K. GLOVER, “A Loop-Shaping Design Procedure using H1 Synthesis”, IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 37, p. 759__769, 1992.
- [21] G. PAPAGEORGIOU ET K. GLOVER, “H1 Loop-Shaping: Why is it a Sensible Procedure for Designing Robust Flight Controllers”, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Portland, Oregon, USA, 1999.
- [22] L. A. ZADEH, “Fuzzy Sets, Information and Control”, vol. 8, p. 338_353, 1965.
- [23] H. K. KHALIL, “NONLINEAR SYSTEMS, third edition”, Macmillan Co,2001.
- [24] N. GUENARD, T. HAMEL ET V. MOREAU, “Dynamic Modeling and Intuitive Control Strategy for an "X4-Flyer"”, International Conference on Control and Automation, Budapest, 2005.
- [25] D.J. MCGEOCH, E.W. MCGOOKIN ET S.S HOUSTON, “MIMO sliding mode attitude command flight control system for a helicopter”, proceeding of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and exhibit, San Francisco, California, USA,2005.
- [26] SINZTNKAYO Antoine, “Application de la Logique Floue au choix d’une Méthode d’assemblage ”, ÉCOLE POLYTECHMOUE DE MONTRÉAL.
- [27] Jose F. Gomez and Mo Jamshidi, “Fuzzy logic control of a fixed-wing unmanned aerial vehicle”. Autonomous Control Engineering Center, University of Technology, San Antonio, TX, USA.
- [28] Yajing Wang, “A Double-layer Fuzzy Controller for the Altitude of Fixed-wing Unmanned Aerial Vehicles”. National University of Defense Technology, Changsha, P. R. China.
- [29] Guanrong Chen, Trung Tat, “Introduction to Fuzzy Sets, Fuzzy Logic, and Fuzzy Control Systems”. University of Houston, Clear Lake Houston, Texas.

- [30] Mohamad Reza Rahimi, “Designing and Simulation for Vertical Moving Control of UAV System using PID, LQR and Fuzzy logic”.
- [31] Matthew Rhudy, “Analytical Determination of Trim Values for Nonlinear Fixed Wing Aircraft Models”
- [32] BRIAN L. STEVENS, FRANK L. LEWIS, ERIC N. JOHNSON, “AIRCRAFT CONTROL AND SIMULATION Third Edition” Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems.
- [33] Randy Beard, Tim McLain, “Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice”, Princeton University Press, 2012.
- [34] DAVID K. SMIDTH, “Modern Flight Dynamics”.
- [35] Nelson R. C., “Flight Stability and Automatic Control”, McGraw-Hill, 2nd edition, 1997.
- [36] Gérard Degrez, “Performances et stabilité des avions ”, 2001.
- [37] Marc Rauw , “A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis”, 2nd edition, May 10, 2001.
- [38] Muhammet Sert. “A Rule based missile evasion method for fighter aircrafts” , The Graduate School of Natural and Applied Sciences of Middle East Technical University. May 2008.
- [39] Ali Erdem Özcan. “Autopilot and guidance for anti-tank imaging infrared guided missiles ” , The Graduate School of Natural and Applied Sciences of Middle East Technical University. October 2008.
- [40] K. SABER, “Modélisation et commande d’un mini-hélicoptère drone”, Master’s thesis, Université de SKIKDA, 2013.
- [41] D. ROSS, E. DEGUINE and M. CAMUS, “Asservissement par PID”, Université de Lille 1, 2010.
- [42] T. BRESCIANI, “Modelling Identification and Control of a Quadrotor Helicopter. Lund University”, October 2008.
- [43] N. MARTAJ, M. MOKHTARI, “MATLAB R2009, SIMULINK et STATE FLOW pour Ingénieurs, Chercheurs et Etudiants”, Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2010.
- [44] Hung T. Nguyen • Nadipuram R. Prasad Carol L. Walker • Elbert A. Walker, “A First Course in FUZZY and NEURAL CONTROL”.
- [45] S. N. Sivanandam, S. Sumathi et S. N. Deepa, “Introduction to Fuzzy Logic using MATLAB”.
- [46] F.CHEVRIE, F. GUÉLY , “Cahier technique n° 191 , La logique floue”.