

République Algérienne Démocratique et Populaire.

Ministère de L'enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique.

Université BLIDA 1

Institut d'Aéronautique et des études spatiales.



Projet de fin d'études pour l'obtention du diplôme de Master en
Aéronautique Option : Avionique

Thème :

Stabilisation et Contrôle d'un UAV hybride par la
commande Backstepping et Réseau de Neurones

Présenté par :

BOUFADES Rédha.

Encadré par :

Mr. DILMI Smain.

2017/2018

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

الملخص:

إن الهدف الأساسي من هذا البحث هو الإستقرار والتحكم في طائرة هجينة بدون طيار التي تعتبر كجهاز غير خطي، وهذا من خلال استعمال مقاربتين او طريقتين غير خطيتين وهما طريقة التحكم النوروني و الباكتيين و المقارنة بينهما

أولا : نقوم بعمل بحث حول مختلف أنواع الطائرات الصغيرة بدون طيار وصولا إلى الطائرات الهجينة بدون طيار، بالإضافة إلى إعطاء نبذة تاريخية عنها وذكر أنواعها و أحجامها و مختلف المهام التي تستطيع القيام بها مع ذكر أهم مكونات الطائرة بدون طيار بصفة عامة.

ثانيا : تمثيل الطائرات الهجينة بدون طيار رياضيا ومحاولة إعطاء مقارنة مبسطة لها.

ثالثا : دراسة منهجية عمل كل من التحكم النوروني و الباكتيين مع ذكر معادلاتهم الرياضية الخاصة بهم وكيفية إدراجهم في الأنظمة الغير خطية. يرمي ذلك الى معالجة مشكلة اللاإستقرار والتحكم الأفضل بالمركبة.

في الأخير نقوم بمقارنة النتائج المتحصل عليها من خلال تطبيق الطريقتين على الطائرة الهجينة بدون طيار في نفس الظروف.

الكلمات المفتاحية:

الطائرة الهجينة بدون طيار، التحكم النوروني، التحكم الباكتيين، التحكم التكاملية الإشتقائي المضاعف، النمذجة.

Résumé :

L'objectif principal de cette recherche est de stabiliser et de contrôler un véhicule aérien hybride sans pilote, considéré comme un dispositif non linéaire, en utilisant deux méthodes ou deux commandes la commande backstepping et la commande réseau de neurones.

Premièrement, nous effectuons des recherches sur les divers types de petits aéronefs sans pilote jusqu'aux drones hybrides, et donner un aperçu sur l'historique, les types, les tailles et des diverses tâches qui peuvent être effectuées avec les composants les plus importants des celui-ci.

Deuxièmement, nous représentons mathématiquement la dynamique du drone hybride de manière simplifiée.

Troisièmement, étudier la méthodologie du contrôle de Réseau de neurones et du backstepping en présentant leurs équations mathématiques et comment les inclure dans des systèmes non linéaires. Cela vise à résoudre le problème de l'instabilité du véhicule avec un bon contrôle.

Finalement, nous comparons les résultats obtenus en appliquant les deux méthodes de commande sur le drone hybride dans les mêmes circonstances.

Mots clés :

Avion hybride sans pilote, réseaux de neurone, backstepping, commande PID (proportionnelle, dérivé, intégrale), modélisation.

Abstract :

The main objective of this research is to stabilize and control a non-linear hybrid unmanned aerial vehicle. This is done by using two non-linear methods which are the backstepping command and the neural network command.

First of all, we conduct research on the various types of small unmanned aircraft to hybrids UAV, in addition we give a historical overview about the types, sizes and various tasks that can be performed with the most important components of this hybrid UAV.

In one hand, we give a representation of the mathematic of the dynamics of unmanned hybrid vehicle in a simplified manner.

In the other hand, we study the methodology of the work of both the neural network and the Backstepping control with the mention of their mathematical equations and how to include them in non-linear systems. This aims to address the problem of instability with better control of the vehicle.

Finally, we compare the results obtained by applying the two methods on the hybrid UAV in the same circumstances.

Key words:

Hybrid unmanned Ariel vehicle, neural network, Backstepping, PID control (proportional, integral, derivative), modeling.

Remerciements

Je tiens à remercier tout premièrement Dieu le tout puissant pour la volonté, la santé et la patience, qu'il m'a donnés durant toutes ces longues années.

Ainsi, je tiens à remercier tout particulièrement mon promoteur: Dr: DILMI SMAIN, enseignant à IAES à l'université de Blida 1, pour avoir d'abord proposé ce thème, et pour son suivi continuuel tout le long de la réalisation de ce projet de fin d'étude accompagné de ses orientations éclairées et ses nombreux conseils, si précieux, qu'il n'a cessé de me prodiguer tout au long de ce travail, ainsi que sa contribution scientifique, et ses qualités humaines.

Mes remerciements vont aussi à tous les enseignants de l'Institut d'Aéronautique et des Etudes spatiales qui ont contribué à ma formation. Par ailleurs, je remercie à tous les membres du jury de m'avoir accordé l'honneur d'examiner et de valoriser mon travail.

Rédha

Dédicace

Je dédie ce travail à :

*Tous les membres de ma famille, et spécialement à mes parents. C'est grâce
à leur encouragement, leur soutien aux moments critiques, et leur
compréhension vis-à-vis de mon indisponibilité pour eux, que ce travail a
pu voir la lumière.*

Rédha

Liste des abréviations

ACS : Airborne control station (system).

AFCS : Automatic Flight Control System.

CS : Control Station.

FLOT : Forward line of own troops.

GCS : Ground control station (or system).

HALE : High Altitude and Long Endurance.

HTOL : Horizontal take-off and Landing

MALE : Medium Altitude Long Endurance.

NAV : Navigation Aviation Vehicle

OTAN : Organization of Transport and Aircraft Navigation

RBR : Réseau de base radial.

RNA : Réseau de neurons artificiel.

RPH : Remote Piloted Hilecopter.

SCS : Shipboard control station (or system).

TCP : Très Courte Portée.

TSD : Terne, Sale et Dangereux.

UAS : Unmanned aircraft system.

UAV : Unmanned Ariel Vehicle.

UCAR : Unmanned (or uninhabited) combat armed rotorcraft.

UCAV : Unmanned (or uninhabited) combat air vehicle.

VTOL : Vertical Take-off and Landing.

VTUAV : Vertical Take-off UAV.

Liste des figures :

Figure 1.1 : Exemple d'UAV.

Figure 1.2 : Drone militaire.

Figure 1.3 : Prototype d'avion.

Figure 1.4 : UAV équipé d'une caméra.

Figure 1.5 : UAV de Lawrence et Sperry.

Figure 1.6 : Drone miniature.

Figure 1.7 : Mini et Micro-UAV.

Figure 1.8 : Hale et Male UAV.

Figure 1.9 : Drone à court rayon d'action.

Figure 1.10 : Drone maritime tactique.

Figure 1.11 : UCAV (Unmanned (or uninhabited) combat air vehicle).

Figure 1.12 : RPH, Hélicoptère piloté à distance ou VTUAV.

Figure 1.13 : Classement des différents types d'UAVs.

Figure 1.14 : Différents types d'UAVs hybrides.

Figure 1.15 : Drones à rotors convertibles (Tilt Rotors).

Figure 1.16 : Les ailes convertibles (Tilt-Wings).

Figure 1.17 : Hélice d'hélicoptère (Tilt-Rotor).

Figure 1.18 : drone à fuselage rotationnelle (Tilt-Body).

Figure 1.19 : les sous-systèmes d'un drone.

Figure 1.20 : système de lancement de drone.

Figure 1.21 : sous-systèmes et interfaces d'UAV.

Figure 2.1 : Translation de vol vertical au vol en avant et vis vers ca.

Figure 2.2 : La configuration de l'UAV hybride.

Figure 2.3 : Orientation de l'UAV hybride par rapport au quadrotor et aile fixe.

Figure 2.4 : Force agit sur le corps de l'avion.

Figure 2.5 : Les angles d'Euler.

Figure 2.6 : les angles d'Euler et les transformations des repères.

Figure 2.7 : Représentation 3D des angles d'Euler.

Figure 2.8 : l'angle d'attaque effective et coefficients de trainée et coefficient de portance par rapport à l'angle d'attaque.

Figure 2.9 : Schéma diagramme d'un moteur courant continue.

Figure 3.1 : Schéma simplifié d'un neurone biologique.

Figure 3.2 : Modèle de base d'un neurone formel.

Figure 3.3 : Différents types de fonctions d'activation pour le neurone formel.

Figure 3.4 : Modèle mathématique d'un réseau de neurone formel.

Figure 3.5 : Modèle d'un réseau de neurone non bouclés.

Figure 3.6 : Modèle d'un réseau de neurone non bouclé Mono-couche.

Figure 3.7 : Modèle d'un réseau de neurones non bouclés Multi-couches.

Figure 3.8 : Réseau de neurone multicouche (perceptron).

Figure 3.9 : Modèle d'un réseau de neurones bouclés.

Figure 3.10 : Schéma diagramme d'un réseau à base radiale RBR.

Figure 3.11 : Apprentissage non supervisé.

Figure 3.12 : Apprentissage supervisé.

Figure 3.13 : Phase on-line.

Figure 3.14 : phase offline.

Figure 3.15 : stabilité d'un système non linéaire.

Figure 3.16 : Schéma de principe de la commande non-adaptative.

Figure 3.17 : Schéma de principe de la commande adaptative.

Figure 3.18 : Procédure de la technique Backstepping.

Figure 4.1 : diagramme d'un régulateur PID.

Figure 4.2 : Réponse du système à la commande d'altitude par le PID.

Figure 4.3 : Réponse du système à la commande de lacet par le PID.

Figure 4.4 : Réponse du système à la commande de roulis par le PID.

Figure 4.5 : Réponse du système à la commande de tangage par le PID.

Figure 4.6 : Réponse du système à la commande de l'altitude par Backstepping.

Figure 4.7 : Réponse du système à la commande de lacet par Backstepping.

Figure 4.8 : Réponse du système à la commande de tangage par Backstepping.

Figure 4.9 : Réponse du système à la commande de roulis par le Backstepping.

Figure 4.10 : Entrée U1 de contrôleur backstepping.

Figure 4.11 : Entrée U2 de contrôleur backstepping.

Figure 4.12 : Entrée U3 de contrôleur backstepping.

Figure 4.13 : Entrée U4 de contrôleur backstepping.

Figure 4.14 : Echantillonnage des entrées et des sorties d'apprentissage.

Figure 4.15 : Résultats d'apprentissage.

Figure 4. 16 : Réponse du système à la commande d'altitude par le réseau de neurones.

Figure 4. 17 : Réponse du système à la commande de lacet par le réseau de neurones.

Figure 4. 18 : Réponse du système à la commande de tangage par le réseau de neurones.

Figure 4. 19 : Réponse du système à la commande de roulis par le réseau de neurones.

Liste des tableaux :

Table 2.1 : Paramètres de modélisation

Table 3.1 : Comparaison entre neurone biologique et formel

Tableau 4.1 : Les résultats de contrôleurs PID.

Tableau 4.2 : Les constantes et résultats de la commande Backstepping.

Tableau 4.3 : Les résultats de contrôleurs réseau de neurones.

Liste des symboles :

φ	L'angle de roulis
θ	L'angle de tangage
ψ	L'angle de lacet
Ω	La vitesse angulaire
v	La vitesse linéaire
p	Le poids
m	La masse
g	La gravité
u	La commande
ω_i	La vitesse angulaire du rotor
R_{mot}	L'inductance du moteur
L_{mot}	La résistance du moteur
i_a	Le courant d'induit
V	La tension d'entrée
$K_{mot}\Omega$	La force électromotrice générée
K_{mot}	La constante du couple moteur
I_b	La matrice d'inertie exprimée dans le repère d'avion
F_t	La force totale agissant sur le centre de gravité du véhicule

F_{th}	La somme des forces créées par les rotors,
F_w	Des forces de portance et de traînée générées par les ailes,
F_g	En raison de la gravité,
F_d	En raison de perturbations externes (par exemple, vent, rafales),
ρ	La densité de l'air.
A	La surface de l'aile.
v_α	La vitesse de surface de stream.
α_i	L'angle effectif d'attaque.
$R(\theta_i)$	La matrice de rotation autour de l'axe y de transfert de la force de poussée et de traînée dans le repère mobile.
$C_L(\alpha_i)$	Le coefficient de poussée.
$C_D(\alpha_i)$	La force de traînée.
K_p	Gain Proportionnelle.
K_d	Gain Dérivatif.
K_i	Gain Intégral.

INTRODUCTION GÉNÉRALE

L'utilisation de véhicules sans pilote pour diverses missions militaires et civiles dans l'air, dans la mer, dans l'espace, et sur le terrain, a reçu une attention croissante au cours de la dernière décennie.

Dernièrement, l'intérêt pour les véhicules aériens sans pilote (UAVs) a considérablement augmenté. Ne pas avoir de pilote rend l'avion plus léger, moins cher et plus efficace pour des missions telles que la surveillance, la recherche et /ou la reconnaissance...etc.

Ailes fixe avec de longues distances de vol et des quadrotors avec des capacités de vol stationnaire constituent les principales plates-formes mobiles utilisées dans la recherche d'UAV. Outre ces plates-formes bien connues, de nombreux chercheurs se sont récemment concentrés sur les UAVs hybrides combinant les avantages des vols horizontaux et verticaux. Parce que ces nouveaux véhicules n'ont aucune base de conception conventionnelle, de nombreux groupes de recherche construisent leurs propres UAV hybride en fonction de spécifications techniques et objectives. Les variations entre les différentes conceptions de ces véhicules dépendent également de plusieurs critères.

L'un des principaux problèmes liés au développement de ces véhicules aériens sans pilote hybrides est le contrôle. Afin de développer les systèmes de contrôle pour les véhicules aériens autonomes hybrides, des modèles dynamiques précis pour leur enveloppe de vol sont nécessaires. Les principales difficultés rencontrées lors de la conception de contrôleurs de retour stables proviennent des non-linéarités et des couplages systèmes, or la conception, la modélisation et le contrôle de véhicules aériens autonomes hybrides sont devenus une zone de recherche très difficile.

Les performances des contrôleurs conçus sont directement affectées par l'aérodynamique des véhicules. Un modèle mathématique et des algorithmes de contrôle de vol vertical sont présentés. Le véhicule se compose de quatre rotors montés à l'arrière d'une aile fixe. Le modèle non-linéaire du véhicule aérien autonome hybride est dérivé en utilisant la formulation de Newton-Euler et linéarisée autour des conditions de vol stationnaire.

Donc l'absence de pilote implique que le système de commande de vol automatique joue un rôle important dans le processus de conception de cet UAV hybride.

Il existe différentes techniques de contrôle et les tendances qui sont utilisées pour atteindre l'objectif de contrôle souhaité, on a mis en lumière le déploiement des techniques

basées sur l'énergie tel que la commande Backstepping et d'autres basés sur l'intelligence artificielle comme le flux logique, les réseaux de neurones artificiels et algorithmes génétiques.

Bien que des approches classiques de feedback comme le PID et des contrôles modernes soient toujours rencontrées dans la conception et la mise en œuvre de systèmes de contrôle, mais chacune de ces approches a ses inconvénients et ses avantages. Donc, pour la bonne application des systèmes de contrôle de vol, l'approche à adopter dépend du but et du type des paramètres contrôlés désignés et la fiabilité des systèmes de contrôle qui sont étroitement liés à la stabilité et aux performances de ce contrôleur.

Traditionnellement, les contrôleurs de vol ont été conçus sur la base d'un modèle linéarisé pour un point de fonctionnement sélectionné. Plusieurs techniques de contrôle ont été ensuite appliquées, généralement ont donné des résultats positifs.

Cependant, lorsque la condition de vol est modifiée, le modèle n'est plus valide et les performances du contrôleur peuvent être réduites. Des techniques de contrôle non linéaires ont été considérées pour surmonter ces difficultés.

Les techniques de contrôle classiques ne tiennent pas compte de la nature multi variable de la dynamique des drones et le couplage fort qui existe entre les états de drone et les contributions du contrôle. Dans les conceptions de contrôleurs de ce type, chaque entrée de commande est responsable de la régulation d'une sortie de drone particulière.

Actuellement, au niveau du domaine de la recherche, les commandes dominantes des contrôleurs de drones sont les Réseau de neurones et Backstepping qui sont des approches de contrôle non linéaires.

L'objectif de ce travail de fin d'étude est d'étudier le problème de contrôle d'attitude et d'altitude d'un UAV hybride. Pour atteindre ce but, on va appliquer et comparer deux commandes, la commande Backstepping et celle du Réseau de neurones pour le contrôle et la stabilisation de cette UAV hybride.

Ce travail est organisé comme suit :

Dans le premier chapitre intitulée 'Généralité sur les UAVs', on va commencer par présenter les UAVs et les différents domaines de leur utilisation en arrivant aux UAVs hybrides.

Le titre du deuxième chapitre est 'Modélisation d'UAV hybride'. Dans celui-ci, on va essayer de présenter un aperçu général sur la modélisation d'un UAV hybride.

Dans le troisième chapitre, comme indique son titre ‘Commande réseau de neurones et backstepping’, on va présenter les avantages et les différentes catégories de chaque à savoir la commande Backstepping et la commande Réseau de neurones.

Dans le quatrième chapitre, la phase ‘Simulation’, on va introduire les commandes (étudiées dans le chapitre précédent) dans le système aérodynamique d’UAV hybride. Les résultats obtenus pourraient donner une idée sur l’impact de chacun de ces commandes.

Table des matières

INTRODUCTION GÉNÉRALE.....	5
I. CHAPITRE 1 : GENERALITE SUR LES UAVS.....	5
I.1. Introduction	6
I.2. Définition des UAVs	6
I.2.1. Pourquoi un avion sans pilote ?	7
I.2.1.1. Rôles ternes	7
I.2.1.2. Rôles Sales	8
I.2.1.3. Rôles dangereux.....	8
I.2.1.4. Rôles cachés.....	9
I.2.1.5. Rôles de recherche.....	9
I.2.1.6. Rôles écologiquement critiques	10
I.2.1.7. Des raisons économiques.....	10
I.3. Histoire des UAVs	12
I.4. LES CATÉGORIES DES UAVs.....	13
I.4.1. Les drones miniatures (Nano-drones)	14
I.4.2. Micro-UAV.....	15
I.4.3. Mini-UAV	15
I.4.4. MALE (Medium Altitude Long Endurance)	16
I.4.5. Les drones HALE (High Altitude Long Endurance)	16
I.4.6. Les drones de court rayon d'action.....	16
I.4.7. Les drones maritimes tactiques.....	17
I.4.8. UCAV (Unmanned (or uninhabited) combat air vehicle).....	18
I.4.9. RPH, hélicoptère piloté à distance ou VTUAV	18
I.4.10. UCAV et UCAR.....	19
I.5. Les UAVs Hybrides	19
I.5.1. Drone à rotors convertibles (Tilt-Rotors).....	21
I.5.2. Des ailes convertibles (Tilt-Wings).....	21
I.5.3. Hélice d'hélicoptère (Tilt-Rotor).....	22
I.5.4. Drone hybride à fuselage rotationnel (Tilt-Body)	23
I.6. Classe des systèmes UAVs.....	24
I.6.1. Short range.....	24
I.6.2. Milieu de gamme.....	24
I.6.3. Endurance	24

I.7.	Conception de base du système d'un UAV	25
I.7.1.	Composition du système	26
I.7.1.1.	Station de contrôle	26
I.7.1.2.	La charge utile	26
I.7.1.3.	La structure de drone	26
I.7.1.4.	Systèmes de Navigation	27
I.7.1.5.	Lancement et recuperation d'équipement	27
I.7.1.6.	Communications	28
I.7.1.7.	Interface	28
I.7.1.8.	Interfaçage avec d'autres systèmes	28
I.8.	Conclusion	29
II.	CHAPITRE 2 : MODELISATION DE L'UAV HYBRIDE	30
II.1.	Introduction	31
II.1.1.	Les trois vues du modèle modélisé	32
II.2.	Définition des repères	33
II.2.1.	Repère d'inertie	33
II.2.2.	Repère d'avion	33
II.2.3.	Repère de l'air	34
II.3.	Cinématique de modèle	35
II.3.1.	Les vitesses angulaires	35
II.3.2.	Les vitesses de translation	35
II.3.3.	Les angles d'Euler	35
II.3.4.	La matrice de rotation	36
II.3.5.	Les moments aérodynamiques	37
II.4.	Modèle dynamique	37
II.4.1.	Les forces	39
II.4.2.	Les moments	40
II.4.3.	Dynamique du rotor	41
II.4.4.	Conception de contrôleurs	Erreur ! Signet non défini.
II.5.	Conclusion	46
III	CHAPITRE 3 : COMMANDE RESEAU DE NEURONE ET BACKSTEPPING	47
III.1.	Réseau de neurones	48
III.1.1.	Introduction	48
III.1.1.1.	Le neurone biologique	48
III.1.1.2.	Le neurone formel (artificiel)	48
III.1.1.3.	Comparaison entre neurone biologique et formel	49

III.1.2.	Modèle de réseau de neurones	50
III.1.2.1.	Les entrées	50
III.1.2.2.	Les poids	50
III.1.2.3.	Les bias	51
III.1.2.4.	Les fonctions d'activations	51
III.1.2.5.	La sortie	52
III.1.3.	Les architectes neuronaux	52
III.1.3.1.	Le réseau de neurones non bouclé	53
III.1.3.2.	Le réseau de neurones non bouclé Mono-Couche	53
III.1.3.3.	Le réseau de neurones non bouclé Multi-Couches	54
III.1.3.3.1.	Le Perceptron Multicouches	55
III.1.3.4.	Le réseau de neurones bouclé	56
III.1.3.4.1.	Les réseaux à fonction de base radiale (RBF)	57
III.1.3.5.	Le réseau de neurones à connexion complexe	58
III.1.4.	La procédure d'entraînement	59
III.1.5.	Types d'apprentissage	60
III.1.5.1.	Apprentissage non supervisé	60
III.1.5.2.	Apprentissage semi supervisé	60
III.1.5.3.	Apprentissage supervisé	61
III.1.5.4.	Phase on line	62
III.1.5.5.	Phase offline	63
III.1.6.	Les avantages de l'application dans la commande des systèmes	64
III.2.	Backstepping	64
III.2.1.	Introduction	64
III.2.2.	Système non-linéaire	64
III.2.2.1.	Propriétés des systèmes non linéaires	65
III.2.2.2.	Stabilité d'un système	65
III.2.2.3.	La synthèse de la commande par la méthode directe de Lyapunov :	66
III.2.3.	Les modèles de la commande Backstepping	67
III.2.3.1.	Commande backstepping non-adaptative	67
III.2.3.2.	Commande backstepping adaptative	68
III.2.3.3.	Technique de la commande par backstepping	69
III.2.3.4.	Système d'une pendule	71
III.2.3.5.	Avantage de la commande Backstepping	72
III.3.	Conclusion	72
IV	CHAPITRE 4 : SIMULATION	74

IV.1.	Introduction	75
IV.2.	Commande PID	75
IV.2.1.	Résultats	76
IV.3.	Backstepping	78
IV.3.1.	Introduction	78
IV.3.2.	Contrôleur d'attitude et d'altitude	78
IV.3.2.1.	Contrôleur de roulis	78
IV.3.2.2.	Contrôle de tangage	80
IV.3.2.3.	Contrôle de lacet	81
IV.3.2.4.	Contrôle d'altitude	82
IV.3.3.	Simulation de la commande backstepping	82
IV.4.	Réseaux de neurone	86
IV.4.1.	Echantillonnage des entrées et les sorties du système	86
IV.4.2.	L'Apprentissage	86
IV.4.3.	Les résultats	87
IV.5.	Conclusion	90
CONCLUSION GENERALE		91

INTRODUCTION GÉNÉRALE

L'utilisation de véhicules sans pilote pour diverses missions militaires et civiles dans l'air, dans la mer, dans l'espace, et sur le terrain, a reçu une attention croissante au cours de la dernière décennie.

Dernièrement, l'intérêt pour les véhicules aériens sans pilote (UAVs) a considérablement augmenté. Ne pas avoir de pilote rend l'avion plus léger, moins cher et plus efficace pour des missions telles que la surveillance, la recherche et /ou la reconnaissance...etc.

Ailes fixe avec de longues distances de vol et des quadrotors avec des capacités de vol stationnaire constituent les principales plates-formes mobiles utilisées dans la recherche d'UAV. Outre ces plates-formes bien connues, de nombreux chercheurs se sont récemment concentrés sur les UAVs hybrides combinant les avantages des vols horizontaux et verticaux. Parce que ces nouveaux véhicules n'ont aucune base de conception conventionnelle, de nombreux groupes de recherche construisent leurs propres UAV hybride en fonction de spécifications techniques et objectives. Les variations entre les différentes conceptions de ces véhicules dépendent également de plusieurs critères.

L'un des principaux problèmes liés au développement de ces véhicules aériens sans pilote hybrides est le contrôle. Afin de développer les systèmes de contrôle pour les véhicules aériens autonomes hybrides, des modèles dynamiques précis pour leur enveloppe de vol sont nécessaires. Les principales difficultés rencontrées lors de la conception de contrôleurs de retour stables proviennent des non-linéarités et des couplages systèmes, or la conception, la modélisation et le contrôle de véhicules aériens autonomes hybrides sont devenus une zone de recherche très difficile.

Les performances des contrôleurs conçus sont directement affectées par l'aérodynamique des véhicules. Un modèle mathématique et des algorithmes de contrôle de vol sont présentés. Le véhicule se compose de quatre rotors montés à l'arrière d'une aile fixe. Le modèle non-linéaire du véhicule aérien autonome hybride est dérivé en utilisant la formulation de Newton-Euler et linéarisée autour des conditions de vol stationnaire.

Donc l'absence de pilote implique que le système de commande de vol automatique joue un rôle important dans le processus de conception de cet UAV hybride.

Il existe différentes techniques de contrôle et les tendances qui sont utilisées pour atteindre l'objectif de contrôle souhaité, on a mis en lumière le déploiement des techniques

basées sur l'énergie tel que la commande backstepping et d'autres basés sur l'intelligence artificielle comme le flux logique, les réseaux de neurones artificiels et algorithmes génétiques.

Bien que des approches classiques de feedback comme le PID et des contrôles modernes soient toujours rencontrés dans la conception et la mise en œuvre de systèmes de contrôle, mais chacune de ces approches a ses inconvénients et ses avantages. Donc, pour la bonne application des systèmes de contrôle de vol, l'approche à adopter dépend du but et du type des paramètres contrôlés désignés et la fiabilité des systèmes de contrôle qui sont étroitement liés à la stabilité et aux performances de ce contrôleur.

Traditionnellement, les contrôleurs de vol ont été conçus sur la base d'un modèle linéarisé pour un point de fonctionnement sélectionné. Plusieurs techniques de contrôle ont été ensuite appliquées, généralement ont donné des résultats positifs.

Cependant, lorsque la condition de vol est modifiée, le modèle n'est plus valide et les performances du contrôleur peuvent être réduites. Des techniques de contrôle non linéaires ont été considérées pour surmonter ces difficultés.

Les techniques de contrôle classiques ne tiennent pas compte de la nature multi variable de la dynamique des drones et le couplage fort qui existe entre les états de drone et les contributions du contrôle. Dans les conceptions de contrôleurs de ce type, chaque entrée de commande est responsable de la régulation d'une sortie de drone particulière.

Actuellement, au niveau du domaine de la recherche, les commandes dominantes des contrôleurs de drones sont les Réseau de neurones et backstepping qui sont des approches de contrôle non linéaires.

L'objectif de ce travail de fin d'étude est d'étudier le problème de contrôle d'attitude et d'altitude d'un UAV hybride. Pour atteindre ce but, on va appliquer et comparer deux commandes, la commande backstepping et celle du Réseau de neurones pour le contrôle et la stabilisation de cette UAV hybride.

Ce travail est organisé comme suit :

Dans le premier chapitre intitulée 'Généralité sur les UAVs', on va commencer par présenter les UAVs et les différents domaines de leur utilisation en arrivant aux UAVs hybrides.

Le titre du deuxième chapitre est 'Modélisation de l'UAV hybride'. Dans celui-ci, on va essayer de présenter un aperçu général sur la modélisation d'un UAV hybride.

Dans le troisième chapitre, comme indique son titre ‘Commande réseau de neurones et backstepping’, on va présenter les avantages et les différentes catégories de chaque à savoir la commande backstepping et la commande réseau de neurones.

Dans le quatrième chapitre, la phase ‘Simulation’, on va introduire les commandes (étudiées dans le chapitre précédent) dans le système aérodynamique d’UAV hybride. Les résultats obtenus pourraient donner une idée sur l’impact de chacun de ces commandes.

CHAPITRE

I

GÉNÉRALITÉ SUR LES UAVs

I. CHAPITRE 1 : GENERALITE SUR LES UAVS

I.1. Introduction

Les véhicules aériens sans pilote (UAVs) sont de plus en plus impliqués dans des objectifs de mission difficiles, notamment en matière de recherche et de sauvetage, de reconnaissance et d'autres fonctions de collecte de renseignements.

L'avantage de ces véhicules est non seulement l'absence humaine dans un scénario volatile, mais également leur valeur de production par rapport aux véhicules habités. En général, deux types de drones sont produits, pilotés à distance et autonome [42].

Les UAVs pilotés à distance permettent à un opérateur de contrôler le véhicule pour réaliser un objectif de mission, tandis qu'un UAV autopiloté effectue une mission de manière autonome sur la base d'un ensemble de règles préprogrammées avant le vol.

Les UAVs autonomes sont un système beaucoup plus complexe, cependant, les technologies émergentes leur permettraient de traiter des missions beaucoup plus complexes.

Nous essayons ici de fournir une vaste enquête sur les nombreux types de drones depuis leur apparition jusqu'aux drones dites hybrides. L'objectif de cette enquête est de présenter la grande variété de systèmes qui ont apparu au cours des quelques dernières décennies [1,2].

I.2. Définition des UAVs

La définition des UAVs (Unmanned Aerial Vehicle) varie d'une littérature à une autre. Pour notre propos, les UAVs sont des petits aéronefs qui volent sans pilote. Ils peuvent être télécommandés par un humain ou être autonomes ; Les véhicules autonomes sont contrôlés par un ordinateur de bord qui peut être préprogrammé pour exécuter une tâche spécifique ou un large ensemble de tâches. Alors que dans d'autres littératures, les UAVs peuvent se référer à des véhicules aériens motorisés ou non motorisés, attachés ou non attachés [3].

Un UAV est conçu pour ne pas transporter de pilote humain et qui est actionné par une entrée électronique déclenchée par le contrôleur de vol ou par un système de contrôle de gestion de vol autonome qui ne nécessite pas d'intervention du contrôleur.



Figure 1.1 : Exemple d'UAV.

Les UAVs étaient principalement utilisés dans des applications militaires, mais ils sont récemment déployés dans des applications civiles [1].

I.2.1. Pourquoi un avion sans pilote ?

Les aéronefs sans pilote n'existeront que s'ils offrent un avantage par rapport aux aéronefs pilotés. Un système d'aéronef est conçu dès le départ pour jouer un rôle ou des rôles particuliers. Le concepteur doit décider du type d'aéronef le plus apte à jouer le (s) rôle (s) et, spécifiquement, si le ou les rôles peuvent être mieux réalisés avec une solution avec ou sans équipage. En d'autres termes, il est impossible de conclure que les UAVs ont toujours un avantage ou un inconvénient par rapport aux systèmes d'aéronefs habités [5].

Ça dépend vitalemment sur ce qu'est la tâche. Un emploi militaire qui s'applique aussi à l'usage civil lie l'utilisation des UAVs aux rôles qui sont ternes, sales ou dangereux (TSD). Il y a beaucoup de vérité dans cela mais ça ne va pas assez loin. Pour TSD, ajoutez des rôles secrets, diplomatiques, de recherche et environnementaux. En outre, les aspects économiques de l'exploitation sont souvent à l'avantage de l'UAV [4].

I.2.1.1. Rôles ternes

Les applications militaires et civiles comme la surveillance prolongée peuvent être une expérience terne pour les équipages aériens. Avec de nombreuses heures de veille sans secours, et peut conduire à une perte de concentration et donc perte de l'efficacité de la mission. L'UAV,

la vidéo haute résolution, la télévision à faible niveau de lumière, les caméras à imagerie thermique ou le balayage radar, peuvent être plus efficaces et moins coûteux à exploiter dans de tels rôles [6].

I.2.1.2. Rôles Sales

Encore une fois, applicable aux applications civiles et militaires, la surveillance de l'environnement nucléaire ou la contamination chimique met inutilement les équipages aériens en danger. Désintoxication ultérieure de l'avion est plus facile dans le cas de l'UAV [42].

La pulvérisation de produits chimiques toxiques est un autre rôle sale qui est maintenant mené avec beaucoup de succès par les UAVs .

I.2.1.3. Rôles dangereux

Pour les rôles militaires, où la reconnaissance de zones fortement défendues est nécessaire, le taux d'attrition d'un aéronef habité est susceptible de dépasser celui d'un UAV. En raison de sa plus petite taille et une plus grande furtivité, l'UAV est plus difficile pour un système de défense aérienne ennemi à détecter et plus difficile à frapper avec anti-aérien feu ou missiles [4,6].

De plus, dans de telles opérations, la concentration du personnel navigant sur la tâche peut être compromise par la menace d'attaque. La perte de l'actif est dommageable, mais la perte de personnel navigant qualifié et de ramifications politiques de la capture et de la propagande subséquente. Les opérateurs d'UAV ne sont pas menacés et peuvent se concentrer spécifiquement, et donc plus efficacement, sur la tâche en cours.



Figure 1.2 : Drone militaire.

L'UAV offre donc une plus grande probabilité de réussite de la mission sans le risque de perte des ressources de l'équipage. L'inspection des lignes électriques et le contrôle des incendies de forêt sont des exemples d'applications dans le domaine civil pour lesquelles l'expérience a malheureusement montré que l'équipage d'un avion habité peut être en danger important.

L'UAV peut effectuer ces tâches plus facilement et sans risque pour le personnel. Opérer dans des conditions météorologiques extrêmes est souvent nécessaire dans les domaines militaires et civils. Les opérateurs seront réticents à risquer du personnel et l'opération, bien que nécessaire, ne pourra pas être effectuée. Une telle réticence est moins susceptible de s'appliquer avec un UAV [4].

I.2.1.4. Rôles cachés

Dans les opérations de police militaires et civiles, il y a des rôles où il est impératif de ne pas alerter "Ennemi" (autres forces armées ou criminels) au fait qu'ils ont été détectés.

Toujours dans cette catégorie, la surveillance secrète qui porte atteinte à l'espace aérien des pays dans un temps de paix difficile.

Encore une fois, le bas les signatures détectables de l'UAV rend ce type de rôle plus facile à réaliser [6].

I.2.1.5. Rôles de recherche

Les UAVs sont utilisés dans les travaux de recherche et développement dans le domaine aéronautique. À des fins de test, l'utilisation des UAVs en tant que répliques à petite échelle de modèles civils ou militaires projetés d'aéronefs pilotés des essais aériens doivent être effectués, dans des conditions réalistes, à moindre coût et avec moins de risques. Les modifications ultérieures peuvent également être effectuées à moindre coût et plus rapidement que pour un plus grand aéronef piloté et sans qu'il soit nécessaire de modifier l'hébergement ou l'exploitation de l'équipage.

De nouvelles configurations peuvent être utilisées avantageusement pour l'UAV. Ces configurations peuvent ne pas convenir pour contenir un équipage [5,4].



Figure 1.3 : Prototype d'avion.

I.2.1.6. Rôles écologiquement critiques

Cet aspect concerne principalement les rôles civils. Un UAV causera généralement moins de perturbations environnementales ou la pollution qu'un avion habité poursuivant la même tâche. Il sera généralement plus petit, plus bas masse et consomment moins d'énergie, produisant ainsi des niveaux d'émission et de bruit plus faibles.

Typique de ceux-ci sont les inspections régulières des lignes à haute tension où les habitants peuvent s'opposer au bruit produit et où les animaux de ferme peuvent subir des perturbations à la fois du bruit et de la vue de l'avion volant à basse altitude [5,6].

I.2.1.7. Des raisons économiques

En règle générale, l'UAV est plus petit qu'un avion habité utilisé dans le même rôle, et est généralement considérablement moins cher en premier prix.

Les coûts d'exploitation sont moindres puisque les coûts d'entretien, de carburant et de hangar sont tous moins. Les coûts de main-d'œuvre des opérateurs sont généralement plus bas et l'assurance peut être moins chère, bien que ce soit dépend de circonstances individuelles.

Un cas économique incontestable pour l'UAV est dans un rôle de surveillance locale où les tâches seraient autrement effectuées par un aéronef léger avec un ou deux membres d'équipage. Ici la suppression du l'équipage a un grand effet simplificateur sur la conception et la réduction du coût de l'avion.

Typiquement, pour deux pilotes, disent un pilote et un observateur, l'espace nécessaire pour les accueillir, leurs sièges, leurs commandes et instruments, est de l'ordre de 1,2 m³ la zone

frontale d'environ $1,5 \text{ m}^2$. Un UAV pour effectuer la même tâche serait exiger seulement $0,015 \text{ m}^3$, comme une estimation généreuse, pour abriter un système de contrôle de vol automatique (AFCS) avec des capteurs et un ordinateur, une caméra TV couleur haute résolution stabilisée et des liaisons de communication radio [42].



Figure 1.4 : UAV équipé d'une caméra.

La surface frontale serait seulement de $0,04 \text{ m}^2$. Les masses devant être portées par l'aéronef habité, ainsi que la structure, le pare-brise, portes, cadres et vitrages totaliseraient au moins 230 kg.

L'équivalent pour l'UAV serait d'environ 10 kg. Si le système de contrôle et le capteur de surveillance (pilote et observateur) et leurs systèmes de soutien (sièges, les affichages, les commandes et la climatisation) sont considérés comme la «charge utile» de l'avion léger, une pénalité d'environ 220 kg de masse «charge utile» par rapport à la petite UAV et ont environ 35 fois la zone frontale avec une traînée corporelle proportionnellement plus grande.

En supposant que la fraction de charge jetable d'un avion léger est typiquement de 40% et de ce 10% est du carburant, alors sa masse brute sera typiquement de l'ordre de 750 kg. Pour l'UAV, sur la même base, son montant brut la masse sera de l'ordre de 35 kg. Ceci est confirmé dans la pratique.

Pour les missions nécessitant le transport de charges utiles plus lourdes telles que le fret ou l'armement, l'économie de la masse réalisée en retirant l'équipage devient évidemment de moins en moins importante [6].

I.3. Histoire des UAVs

Les premiers UAVs ont été d'abord fabriqués par Lawrence et Sperry (USA) en 1916. Ils ont appelé 'Torpedo aviation' représentée sur la figure 1.1 et ils étaient capables de parcourir une distance de 30 miles. Il a été rapporté que Lawrence et Sperry ont utilisé un gyroscope pour équilibrer le corps [7].

Les efforts initiaux sur les UAVs dans les années 1980 se sont concentrés sur les UAVs qui avaient des dimensions typiques de 2 m ou 3 m, en partie motivée par la nécessité de porter des capteurs ainsi que l'électronique qui, à cette époque, n'avait pas atteint l'état avancé de miniaturisation.

Au cours des dernières années, il y a eu un intérêt croissant pour la gamme de taille des UAVs jusqu'à des appareils de la taille des insectes à un extrême et jusqu'à l'air moyen taille de transport à l'autre extrémité.

Donc, le recours à des machines volantes non pilotées n'est pas une nouveauté historique.

Depuis les cerfs-volants et les ballons, en passant par les " bombes " volantes, utilisés dans plusieurs conflits dans l'Histoire pour l'observation ou l'attaque, jusqu'aux aéronefs automatisés, ce sont des siècles d'innovations et d'efforts technologiques qui se sont écoulés.

Avec les véhicules Aériens Autonomes (UAV), un nouveau chapitre s'est ouvert pour l'aéronautique, la robotique et la commande, car il ne s'agit pas uniquement de machines contrôlées à distance, mais de véritables systèmes autonomes, capables de s'adapter à l'environnement dans lequel ils évoluent. L'évolution des UAVs aussi appelés " Drones " (faux bourdon) est une évolution logique, résultant du progrès technologique, notamment dans le domaine de l'informatique et de la miniaturisation [41].



Figure 1.5 : UAV de Lawrence et Sperry [7].

Si les UAVs sont à la portée de presque tous pour la conception, la technologie et la production, les algorithmes de commande et d'observation relèvent des recherches évoluées.

Ceci explique la majorité des projets déclarés, à l'étude ou déjà en phase de développement émanant des Etats-Unis, de la France, de la Suède, de l'Allemagne, de l'Italie et du Royaume-Uni...etc, en solo ou en coopération croisée, ces pays ont amorcé le virage vers le développement technologique et accordent une place croissante au concept de véhicule sans pilote et autonome.

Le panel de l'OTAN sur les drones les définit comme : un véhicule aérien motorisé, qui ne transporte pas d'opérateur humain, utilise la force aérodynamique pour assurer sa portance, peut voler de façon autonome ou être piloté à distance, être non réutilisable ou récupérable et qui emporte une charge utile.

Il faut remarquer que les engins balistiques ou semi-balistiques, les missiles de croisière et les projectiles d'artillerie ne sont pas considérés comme des drones [6].

I.4. LES CATÉGORIES DES UAVs

Bien que tous les systèmes d'UAV comportent de nombreux éléments autres que le véhicule aérien, ils sont habituellement classés en fonction de la capacité ou de la taille du véhicule aérien requis pour effectuer la mission.

Les termes actuellement utilisés couvrent une gamme de systèmes, du HALE avec un avion de 35 m ou plus d'envergure, jusqu'à la Nano-drone qui peut être de seulement 40 mm [6].

Les drones peuvent être classés en fonction de leur taille, de leur application ou des deux. C'est la taille qui constitue le critère dominant. Le fonctionnement aérodynamique fournit une autre possibilité de classification. Ainsi, les drones peuvent être structurés principalement en quatre familles :

- ceux à voilures fixes ;
- ceux à voilures tournantes ;
- les aéronefs à ailes battantes (ornithoptères) ;
- Les UAVs hybrides.

Ces catégories sont résumées ci-après :

I.4.1. Les drones miniatures (Nano-drones)

Cette catégorie recouvre globalement tous les drones dont l'envergure est inférieure à 50 millimètres, cette dernière pouvant descendre jusqu'à quelques cm seulement (on parle dans ce cas de nano-drones).



Figure 1.6 : Drone miniature [11].

Les missions envisagées dans le domaine militaire sont la reconnaissance d'un itinéraire, l'évaluation de dommages ou l'observation d'une cible fixe [8].

I.4.2. Micro-UAV

Cette classe d'UAV est caractérisée par le fait qu'une seule personne suffit aux opérations. Ce type de drones est en général propulsé électriquement. Ainsi, ils permettent de faire des vols à l'intérieur. Le coût peu élevé des matériaux et des composants rend cette catégorie attractive pour réaliser des applications civiles peu coûteuses.

Les micro-drones, dont les dimensions sont inférieures à 15 cm, pèsent environ 50 grammes, pour une vitesse de croisière de l'ordre de 50 Km/h, une autonomie d'une vingtaine de minutes et un rayon d'action d'une dizaine de kilomètres.

Ces micromachines sont dédiées à la transmission d'images, de jour comme de nuit [4,6].

I.4.3. Mini-UAV

Les opérations de cette classe de drones exigent une équipe plus fournie que celle de Micro-UAV. Ces drones volent en général à une vitesse de 70 km/h à une altitude d'environ 3,5 km. Leur durée d'intervention est d'environ 4h avec une charge de 4 kg [9].

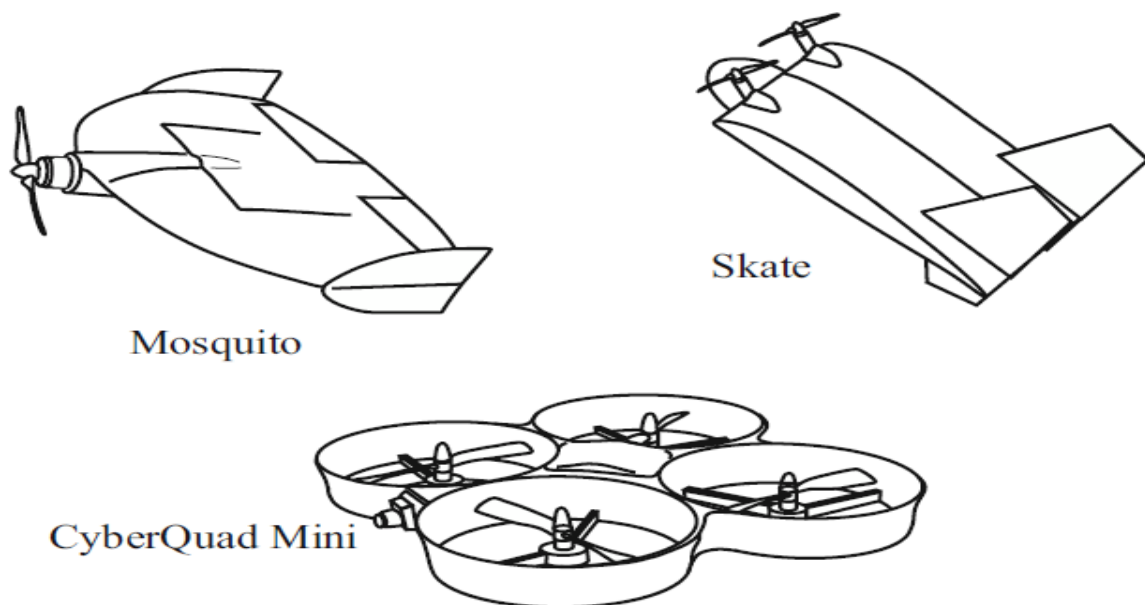


Figure 1.7 : Mini et Micro-UAV [9].

I.4.4. MALE (Medium Altitude Long Endurance)

Les drones MALE (Medium Altitude Long Endurance) sont utilisés pour des vols de plus longue durée à une altitude opérationnelle de 10 à 15 Km [10].

I.4.5. Les drones HALE (High Altitude Long Endurance)

Volent à une altitude d'environ 20 km. Ce type de drones fait partie de la classe de grande taille pouvant accomplir des missions atteignant 2 jours. Les représentants les plus connus de HALE et MALE sont respectivement le Bayraktar et le Raven B des forces armées [6,9].

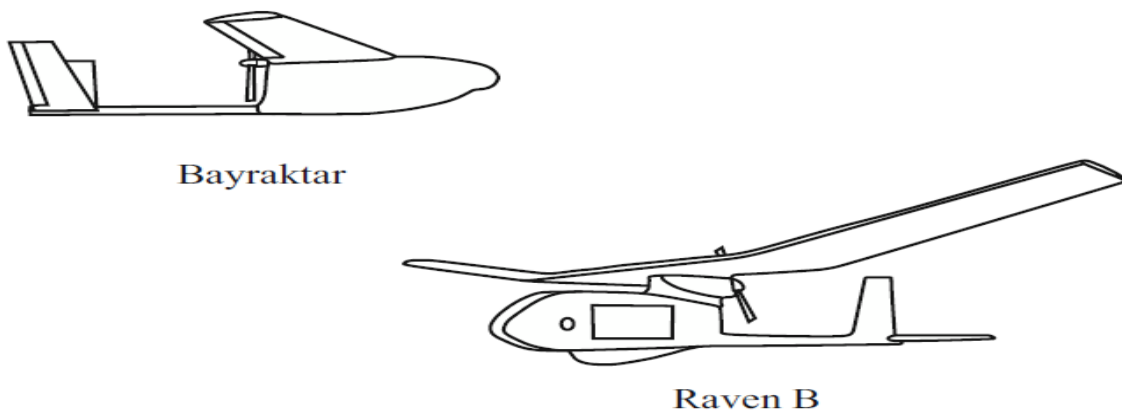


Figure 1.8 : Hale et Male UAV [9].

I.4.6. Les drones de court rayon d'action

Dits encore drones TCP (Très Courte Portée), ou, dans le jargon militaire «drones du capitaine», ces drones sont destinés à «voir de l'autre côté de la colline», soit à quelques kilomètres.

D'envergure de 0,5 à 2 mètres, et généralement à voilure fixe, ils ont une faible vitesse (quelques dizaines de km/h) et évitent difficilement les obstacles. Les développements technologiques requis pour cette catégorie concernent principalement les capteurs (éviter d'obstacles et caméra jour/nuit miniaturisée) [4,6,9].



Figure 1.9 : Drone à court rayon d'action [11].

I.4.7. Les drones maritimes tactiques

La spécificité des drones maritimes embarqués vient d'une double contrainte d'utilisation, qui exige une adaptation technique complexe : disposer d'une autonomie assez importante (au moins 5 heures), et être capable d'apponter par fort vent sur une plate-forme étroite, partiellement entourée d'obstacles et soumise à des déplacements de grande amplitude, en roulis et tangage par mer agitée [12].



Figure 1.10 : Drone maritime tactique [11].

I.4.8. UCAV (Unmanned (or uninhabited) combat air vehicle)

Ce type de drones est celui qui se trouve entre les mains des forces armées jouant un rôle offensif. A l'heure actuelle, ces drones se trouvent au stade des études ou à la réalisation, par exemple le Predator A, Harfang, Global Hawk [6,9].

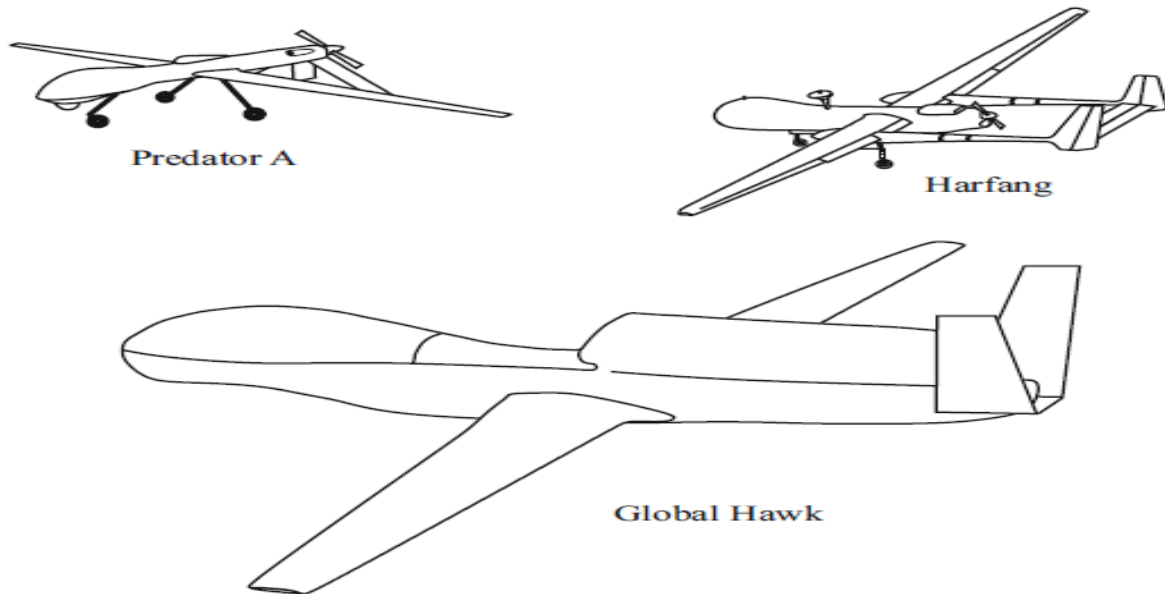


Figure 1.11 : UCAV(Unmanned (or uninhabited) combat air vehicle) [9].

I.4.9. RPH, hélicoptère piloté à distance ou VTUAV

Drone à décollage vertical. Si un véhicule aérien est capable de décollage vertical, il sera généralement capable également d'un atterrissage vertical, et ce peut être parfois d'une importance opérationnelle encore plus grande, vol stationnaire au cours d'une mission. Les aéronefs à voilure tournante sont également moins sensibles à la turbulence de l'air que les aéronefs à voilure fixe. Avion de faible charge alaire [6].



Figure 1.12 : RPH, Hélicoptère piloté à distance ou VTUAV [11].

I.4.10. UCAV et UCAR

Le développement se poursuit également vers des spécialistes de l'armement fixe UAV qui peut lancer des armes ou même prendre part à des combats air-air. Ceux-ci sont donnés les initiales UCAV pour véhicule aérien de combat sans pilote. Les giravions armés sont également en développement et ceux-ci sont connus comme UCAR pour le giravion de combat sans pilote [6,5].

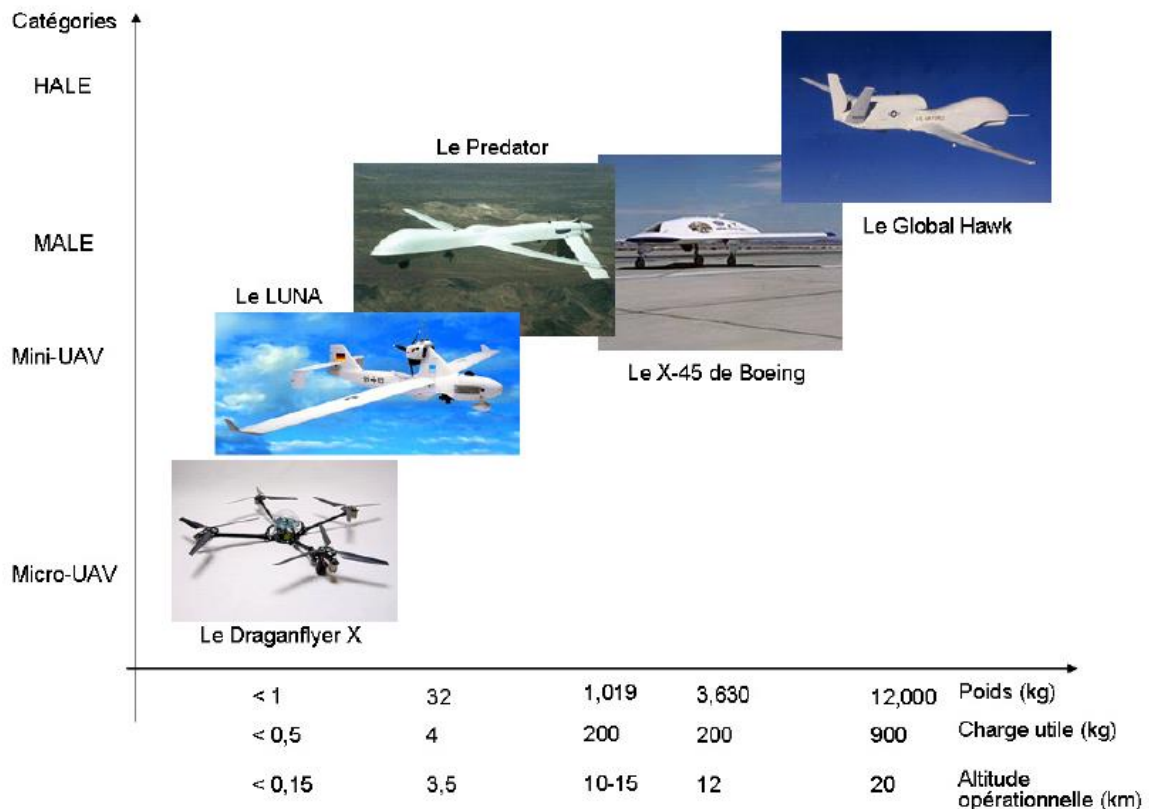


Figure 1.13 : Classement des différents types d’UAVs [11].

I.5. Les UAVs Hybrides

Les véhicules sans pilote (UAVs) ont connu un développement considérable. Pour l'instant, les plates-formes miniatures d'UAVs sont dominées par deux types principaux, à savoir les drones conventionnels à voilure fixe et Les drones à décollage et atterrissage verticaux (VTOL) et chacun a ses propres limitations inhérentes sur la flexibilité, charge utile, endurance, etc.

En vol stationnaire, il a été démontré que le quadrotor est le plus efficace que les drones à ailes fixes.

Pour les missions à plus longue portée, il est nécessaire de faire rouler les drones à ailes fixes à plus grande vitesse afin d'obtenir un temps de réponse acceptable à la cible ou à la zone de patrouille.

D'où vient le souhait d'avoir un drone qui combine les capacités des modes VTOL et HTOL. Des tentatives ont été faites depuis de nombreuses années jusqu'à l'avènement des drones hybrides.

Une nouvelle tendance prometteuse est développée un drone VTOL à voilure fixe ou l'UAV hybride, qui peut hériter des avantages des deux (VTOL et à voilure fixe) et a donc la capacité du décollage et de l'atterrissage verticaux, vitesse de croisière, endurance améliorée, contrôle, guidage, navigation et robustesse...etc [14,15].

Cela donne la possibilité d'effectuer un plus large éventail de missions ou même missions avec de meilleures performances. En effet, combiner les avantages de l'aile fixe et du drone VTOL est un sujet de préoccupation pour de nombreuses sociétés aérospatiales et les industries de l'aviation.

Plusieurs tentatives avaient pour but de construire des avions hybrides habités tels que Bell Boeing V-22 Osprey, Vertol VZ-2, Sikorsky X-wing, Convair XFY Pogo et Harrier GR7 comme indiqué sur figure 1.14.



Figure 1.14 : Différents types d'UAVs hybrides [16].

Les drones hybrides peuvent généralement être classés en catégories principales en fonction du mécanisme de transition et configuration de fuselage.

- Drone à rotors convertibles (Tilt-Rotors).
- Des ailes convertibles (Tilt-Wings).
- Hélice d'hélicoptère (Tilt-Rotor).
- Drone à fuselage rotationnelle (Tilt-Body).

I.5.1. Drone à rotors convertibles (Tilt-Rotors)

C'est l'une des méthodes qui consiste à monter deux rotors sur chaque extrémité de l'aile principale d'un drone HTOL. Les rotors sont horizontaux en vol vertical, mais inclinent vers l'avant (90°) à travers des vérins, devenant des hélices pour le vol de croisière [6,13,15].



Figure 1.15 : Drones à rotors convertibles (Tilt Rotors) [11].

I.5.2. Des ailes convertibles (Tilt-Wings)

Des ailes convertibles (Tilt-Wings) ont un concept similaire à Tilt- Rotors sauf que, seulement, l'assemblage de l'aile s'incline au lieu des rotors.

Au décollage, à l'atterrissage et en vol stationnaire, les ailes seront dirigées vers le haut ce qui rend l'avion plus vulnérables aux vents de travers.

Par conséquent, les Tilt- Wings nécessitent des mécanismes de contrôle compliqués et une utilisation supérieure de la puissance disponible pour maintenir la stabilité pendant le vol vertical.

De plus, l'atterrissage sur des ponts mobiles est relativement plus difficile en comparaison avec les Tilt-Rotors.

Par ailleurs, les rotors étant fixés aux ailes, exigent une bonne conception pour la géométrie de l'aile et donc améliorer les performances aérodynamiques du drone [13,15,16].

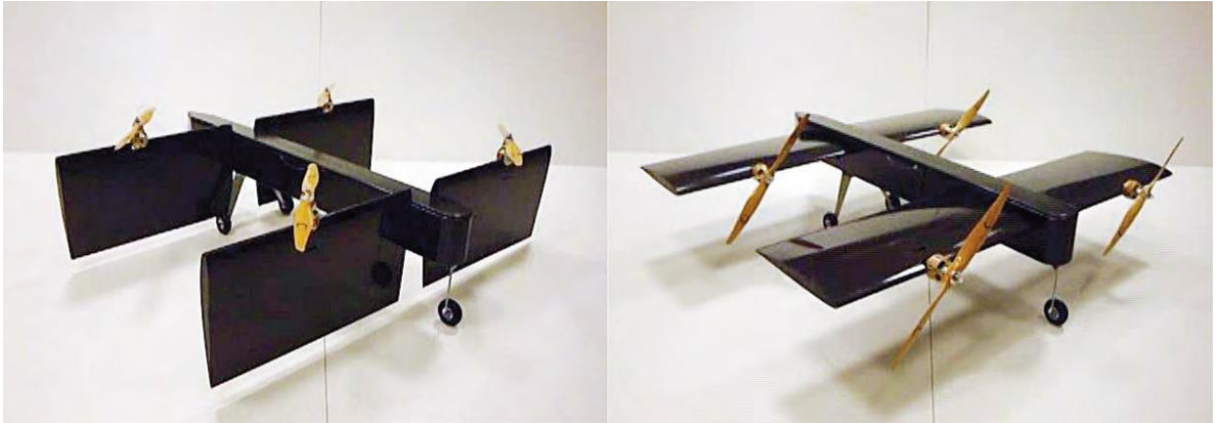


Figure 1.16 : Les ailes convertibles (Tilt-Wings) [11].

I.5.3. Hélice d'hélicoptère (Tilt-Rotor)

Avec tous les drones à rotor convertible, la partie critique du vol et qui détermine principalement la conception aérodynamique de drone est la transition entre le vol stationnaire complet et le vol de croisière complet.

Les problèmes résident dans le maintien d'un flux d'air attaché au-dessus de l'aile et le contrôle adéquat des attitudes de l'UAV, notamment dans l'angle de pas longitudinal. Ce dernier est le plus facilement atteint par l'utilisation d'un rotor d'hélicoptère plutôt que d'une hélice pour la propulsion. L'utilisation du pas cyclique peut donner de bons résultats au contrôle de tangage et de lacet [13].



Figure 1.17 : Hélice d'hélicoptère (Tilt-Rotor) [11].

I.5.4. Drone hybride à fuselage rotationnel (Tilt-Body)

Il s'agit d'un drone hybride qui repose uniquement sur la poussée différentielle créée par les quatre hélices pour effectuer une transition et pour contrôler le drone en vol stationnaire et en vol avant. Ce concept peut être considéré comme fuselage rotationnel [18].



Figure 1.18 : drone à fuselage rotationnelle (Tilt-Body) [11].

Il était constaté que la plupart des travaux mettant en œuvre les drones hybrides ont tous les rotors inclinés pour transition vers le vol en avant. Une telle configuration pourrait ne pas être optimale, car deux mécanismes d'inclinaison devront être équipés, l'un pour l'aileron avant et l'autre pour l'aile arrière, ce qui augmente le poids ainsi que la complexité de la conception.

De plus, les rotors arrière ne contribuent pas beaucoup à l'augmentation de la poussée en avant dans le vol de niveau, alors que la traînée accrue pourrait aussi bien compenser l'avance supplémentaire de la poussée fournie.

Par conséquent, l'UAV hybride à fuselage rotationnel est considéré comme le plus simple et le plus pratique.

Ce type de drones hybride prend deux configurations, en vol vertical est assimilé à un quadrotor parce qu'il est propulsé, contrôlé et stabilisé par les quatre rotors.

D'une part, en vol avant, la stabilité est garantie par la géométrie du fuselage et l'aile.

D'autre part, les manœuvres sont assurés principalement par les quatre rotors en arrière, ainsi ils donnent une flexibilité à ce drone [16,18].

I.6. Classe des systèmes UAVs

Il est pratique d'avoir un schéma généralement accepté pour classer les UAVs plutôt que la classification des aéronefs en général en classes telles que le transport, l'observation, etc.

Classement par gamme et endurance. Les classes de drones comme une étape vers la fourniture de certaines mesures de normalisation à la terminologie UAV. [4,6]

I.6.1. Short range

L'UAV à courte portée était également requis par tous les services et, comme le Drone à courte portée, a eu la mission de jour / nuit, de reconnaissance et de surveillance en haut priorité. Il avait une portée de 150 km. Le temps d'endurance de 8-12 h [5,6].

I.6.2. Milieu de gamme

Le drone de moyenne portée était requis par tous les services. Il exige la capacité d'être lancé au sol ou par air et n'était pas nécessaire pour flâner. Cette dernière exigence laissait entendre que le véhicule aérien était un pénétrateur à grande vitesse.

En fait, l'exigence de vitesse était élevée subsonique. Le rayon d'action était de 650 km et devait être utilisé pour la reconnaissance et la surveillance jour / nuit. Une mission secondaire pour le milieu de gamme était la collecte de données météorologiques [6].

I.6.3. Endurance

L'UAV Endurance était requis par tous les services et, comme son nom l'indique, devait avoir une capacité d'au moins 36 h. Le véhicule aérien devait pouvoir opérer depuis terre ou mer et ont un rayon d'action d'environ 300 km.

La mission était la reconnaissance jour / nuit en premier, et le relais de communication en second lieu. La vitesse n'a pas été spécifiée, mais il devait être en mesure de maintenir la station dans les vents violents qui seront vécus à haute altitudes.

Cependant, HALE, MALE et VTUAV sont de plus en plus adaptés pour transporter air-sol armes afin de réduire le temps de réaction d'une frappe sur une cible découverte par leur reconnaissance.

Par conséquent, ils peuvent également être considérés comme des drones de combat lorsqu'ils en sont équipés. D'autres termes qui peuvent parfois être vu, mais sont moins

couramment utilisés aujourd'hui, étaient liés au rayon d'action en fonctionnement des différentes classes [4].

I.7. Conception de base du système d'un UAV

Un système d'UAV comprend un certain nombre d'éléments, ou sous-systèmes, dont l'aéronef est unique. La structure fonctionnelle technique d'un système typique est illustrée à la figure 1.19.

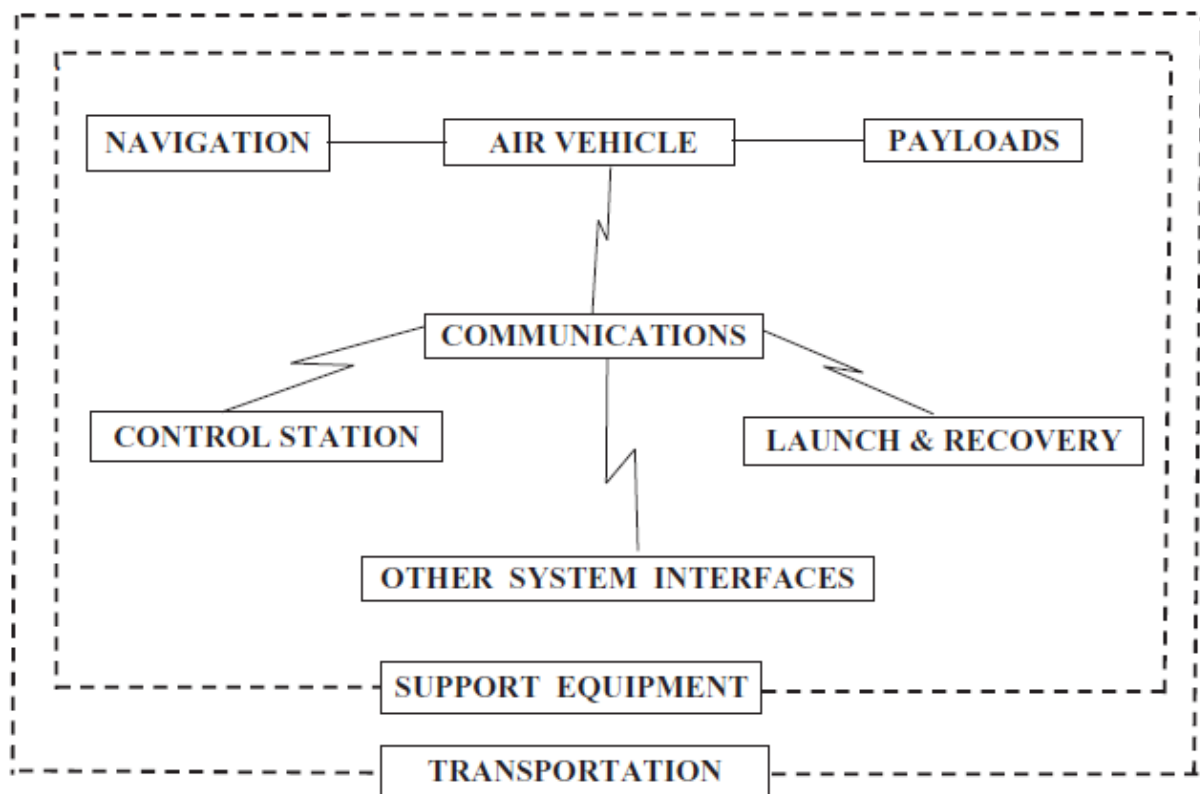


Figure 1.19 : les sous-systèmes d'un drone [6].

Il y a, bien sûr, d'autres facettes d'intégration dans le système plus global, telles que le dédouanement requis pour opérer dans l'espace aérien contrôlé, qui ne sont pas représentés sur cette figure.

Il est toujours plus important de considérer chaque sous-système du système UAV comme faisant partie intégrante de ce système. Aucun sous-système n'est plus important qu'un autre, même si certains, ont un plus grand impact sur la conception des autres sous-systèmes que d'autres.

Dans les premiers temps Par exemple, certains aéronefs sans pilote ont été conçus et fabriqués avec indifférence de la façon dont les charges utiles seraient montées, l'avion lancé ou récupéré, les communications effectuées, ou le système maintenu et transporté dans des conditions dans lesquelles le système devait fonctionner.

Des tentatives ultérieures pour construire un système opérationnel autour de lui étaient soit vouées à l'échec, soit dans des compromis inacceptables ou des coûts inacceptables.

I.7.1. Composition du système

On décrit la fonction de chacun des principaux sous-systèmes, en se souvenant toujours qu'ils n'existent pas d'isolement, mais font partie d'un système global [4,5,6,15].

I.7.1.1. Station de contrôle

Habituellement basé sur le sol (GCS), ou à bord du navire (SCS), bien que possiblement aéroporté dans un avion «parent» (ACS), la station de contrôle est le centre de contrôle de l'opération et l'interface homme-machine.

I.7.1.2. La charge utile

Le type et la performance des charges utiles dépendent des besoins de la tâche opérationnelle. Ceux-ci peuvent varier de :

(a) des sous-systèmes relativement simples consistant en une caméra vidéo non stabilisée avec un objectif fixe masse de 200 g.

(b) un système vidéo avec une plus grande capacité de portée, employant un objectif à focale plus longue avec zoom installation, gyro-stabilisée et d'inclinaison avec une masse de probablement 3 à 4 kg,

I.7.1.3. La structure de drone

Le type et la performance du véhicule aérien / de l'avion sont principalement déterminés par les besoins de la mission opérationnelle.

La tâche de l'avion est principalement de transporter la charge utile de la mission à son point d'application, mais il doit également transporter les sous-systèmes nécessaires à son fonctionnement.

Ces sous-systèmes comprennent la liaison de communication, l'équipement de stabilisation et de contrôle, la centrale électrique et le carburant, alimentations électriques ;

structure de base du fuselage et des mécanismes nécessaires pour que l'avion soit lancé, pour mener à bien sa mission, et être récupéré.

I.7.1.4. Systèmes de Navigation

Il est nécessaire que les opérateurs sachent, sur demande, où se trouve l'aéronef à tout moment. Il peut également être nécessaire que l'aéronef «sache» où il se trouve si un vol autonome est requis à tout moment pendant le vol. Cela peut être une partie ou la totalité d'une mission préprogrammée ou comme une capacité de «retour à la base» d'urgence après la dégradation du système.

Pour un fonctionnement entièrement autonome, c'est-à-dire sans communication entre le CS et le véhicule aérien, un équipement de navigation suffisant doit être transporté dans l'aéronef.

I.7.1.5. Lancement et recuperation d'équipement

- (a) **Lancer l'équipement** : Cela sera nécessaire pour les véhicules aériens qui n'ont pas de capacité de vol vertical, ni avoir accès à une piste de surface et de longueur appropriées. Cela prend généralement la forme d'une rampe le long de laquelle l'avion est accéléré sur un chariot, propulsé par un système spécifique (par air comprimé ou par fusée) jusqu'à ce que l'avion ait atteint une vitesse à laquelle il peut voler.



Figure 1.20 : système de lancement de drone.

- (b) **Récupération d'équipement** : Cela sera également, en général, nécessaire pour les aéronefs sans capacité de vol vertical, à moins qu'ils ne puissent être ramenés sur un terrain qui

permettra un passage à roues ou à un atterrissage dérapé. Il prend généralement la forme d'un parachute, installé dans l'avion, et qui est déployé à une altitude convenable au-dessus de la zone d'atterrissage.

De plus, un moyen d'absorption de l'énergie d'impact est nécessaire, comprenant généralement des airbags ou un matériau frangible remplaçable. Une forme alternative de récupération de l'équipement, parfois utilisé, est un grand filet ou, alternativement, un appareil à carrousel dans lequel l'aéronef est volé et attrapé.

I.7.1.6. Communications

L'exigence principale, et probablement la plus exigeante, pour le système de communication est de fournir les liaisons de données (haut et bas) entre le CS et l'avion. Le moyen de transmission est le plus généralement à la fréquence radio, mais les alternatives possibles peuvent être par la lumière sous la forme d'un faisceau laser ou via fibres optiques.

I.7.1.7. Interface

Tous ces éléments, ou sous-systèmes, travaillent ensemble pour atteindre la performance du système global. Bien que certains d'entre eux puissent fonctionner comme des systèmes "autonomes" dans d'autres systèmes décrits, en tant que sous-systèmes, ils doivent pouvoir fonctionner ensemble, et donc une grande attention doit être payée au bon fonctionnement de leurs interfaces.

I.7.1.8. Interfaçage avec d'autres systèmes

Un système d'UAV existe pour effectuer une tâche. Il est peu probable que la tâche puisse être «autonome».

C'est ça peut nécessiter une attribution de tâches à partir d'une source externe au système et rendre compte à cette source ou à une autre source externe.

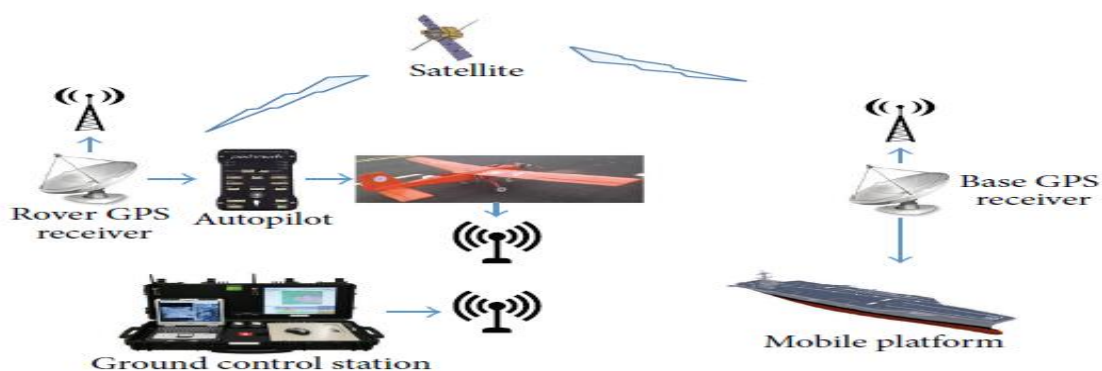


Figure 1.21 : sous-systèmes et interfaces d'UAV [17].

I.8. Conclusion

Dans ce chapitre on a donné un bref historique des UAVs et on a défini chaque catégorie selon la taille, caractéristique de chaque type et le domaine d'utilisation.

L'utilisation de véhicules aériens sans pilote (UAV) devrait augmenter de façon exponentielle dans un proche avenir. Au fur et à mesure que leurs capacités opérationnelles se diversifient, il semble nécessaire d'augmenter considérablement leur niveau de performance, de fiabilité, d'efficacité et d'efficience.

Des problèmes critiques tels que la sécurité des opérations, l'intégration dans l'espace aérien national, la fonctionnalité dans des conditions normales et anormales / perturbées, la flexibilité opérationnelle, l'optimalité et l'adaptation sont tous des attributs déterminants de l'autonomie.

Le processus de conception de systèmes ayant des objectifs aussi ambitieux nécessite le soutien d'outils de simulation adéquats à tous les niveaux et toutes les phases.

Le besoin de missions de complexité accrue et de niveaux d'autonomie élevés exige que les conceptions des UAVs actuels et futurs deviennent de plus en plus sophistiquées et complexes, avec des renseignements embarqués à différents niveaux, avec la possibilité d'effectuer la détermination du statut en temps opportun, la prise de décision, ainsi que la navigation et le contrôle adaptatifs.

Aussi, on a vu que les caractéristiques des différents types de drones peuvent être englobés dans un UAV dit hybride, constitué d'une aile fixe et des rotors, qui peut bénéficier de leurs avantages manifestés dans la robustesse, la rigidité, la flexibilité, vol stationnaire, vol vertical, effectuer des missions à longue portée...etc.

Dans le chapitre suivant, on va essayer de modéliser un UAV hybride constitué de quatre rotors et une aile fixe, en utilisant la méthode Newton-Euler.

CHAPITRE

II

MODELISATION DE L'UAV HYBRIDE

II. CHAPITRE 2 : MODELISATION DE L'UAV HYBRIDE

II.1. Introduction

Récemment, un drone à fuselage rotationnel a été développé. Sa structure d'inclinaison est basée sur un quadrotor. Lorsque l'appareil survole, décolle ou atterrit, la méthode de contrôle du quadrotor peut être utilisée directement.

Pendant la transition de mode du vol stationnaire au vol avant et vice versa, les moments d'inclinaison sont générés par le différentiel de force des quatre rotors. Ces derniers assurent la poussée en vol avant.

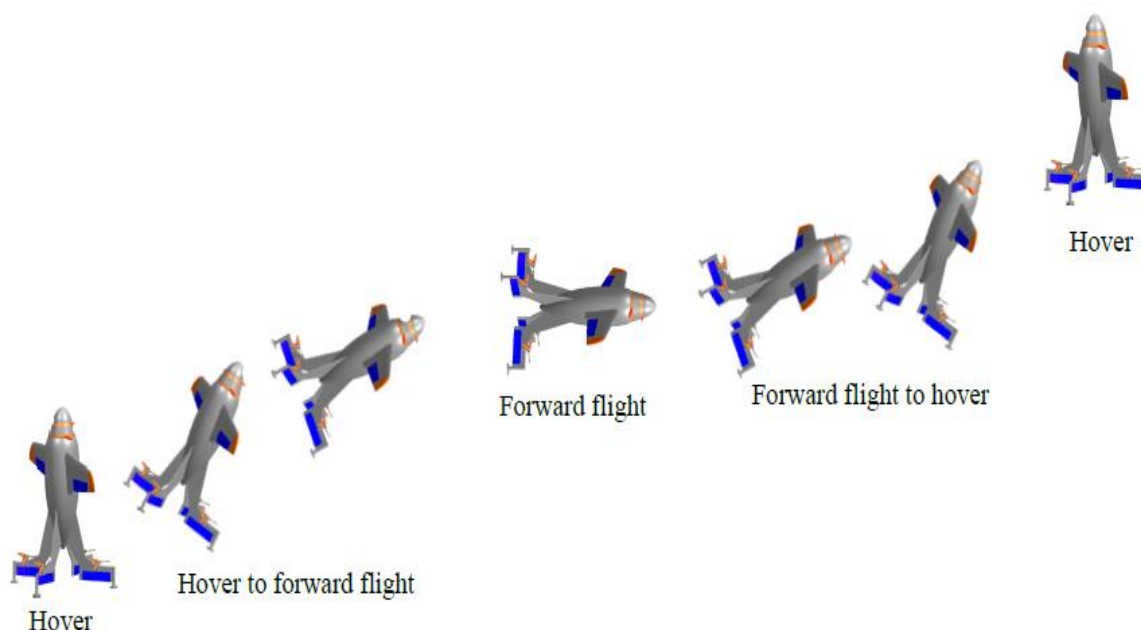


Figure 2.1 : Translation de vol vertical au vol en avant et vis-versa.

Afin de contrôler efficacement un système, une bonne compréhension de la dynamique, ce système doit être modélisé. Plus on en sait sur le système, plus le contrôleur peut être affectif.

Les contrôleurs développés à propos des modèles linéarisés sont souvent utilisés mais ils limitent la capacité des véhicules au voisinage englobant cette région linéaire.

Une des parties les plus difficiles dans la conception d'un système de contrôle pour la plupart des véhicules est la complexité et la dynamique inter-reliée présente. Ainsi, beaucoup de temps et d'efforts sont consacrés au processus de modélisation.

Le modèle mécanique d'un objet décrit la cinématique et la dynamique de translation et de rotation de cet objet dans un référentiel donné.

Contrairement à la cinématique, la dynamique étudie les mouvements d'un corps sous l'influence des actions mécaniques qui lui sont appliquées.

Le modèle présenté dans ce chapitre est un modèle d'UAV hybride (VTOL et HTOL), capable de voler en vol stationnaire et de voler en avant. Contrairement aux UAVs en transition existants, ce drone Hybride n'est pas contrôlé par des surfaces de contrôle, mais exclusivement par quatre hélices utilisant la poussée différentielle pendant le vol stationnaire, la transition et le vol en avant [18,36].

La construction de ce modèle mécanique peut être réalisée suivant deux approches : soit par les équations d'Euler-Lagrange, soit par les équations de Newton-Euler.

La première approche faisant intervenir des équations aux dérivées partielles, il lui sera préféré la seconde, qui est également la plus couramment utilisée. Avant de donner les équations du modèle, tous les référentiels, les systèmes d'axes et les paramètres sont d'abord introduits.

II.1.1. Les trois vues du modèle modélisé

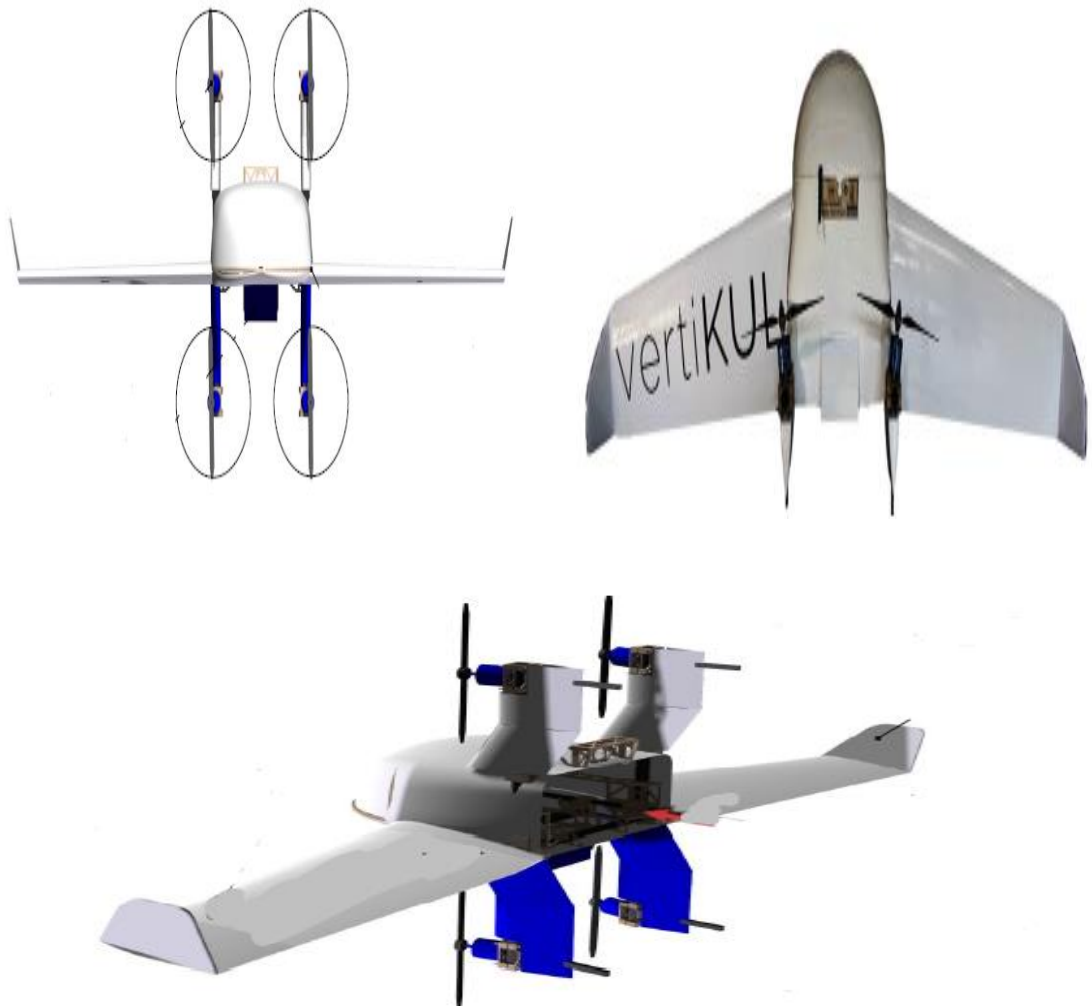


Figure 2.2 : La configuration de l'UAV hybride [18].

II.2. Définition des repères

Pour procéder à la modélisation dynamique des drones en générale, il est nécessaire de définir de manière appropriée le nombre de référentiels (également appelés systèmes d'axes). Il existe généralement trois cadres de référence utilisés pour la modélisation des UAVs :

Le repère d'avion, qui est attaché au corps de l'avion (d'où le nom repère mobile),

Le repère terrestre fixé à la surface et le cadre de stabilité utilisé.

Le repère de l'air pour les forces aérodynamiques.

Les référentiels introduits dans ce chapitre sont les plus fréquemment utilisés en mécanique du vol, ils sont définis de la façon suivante :

II.2.1. Repère d'inertie

\mathcal{T} est un référentiel inertiel supposé galiléen. Il s'agit d'un repère orthonormé direct lié à un point O à la surface de la Terre. Au repère \mathcal{T} est associée à la base $\{x_{\mathcal{T}}, y_{\mathcal{T}}, z_{\mathcal{T}}\}$ où, par convention, $x_{\mathcal{T}}$ pointe vers le Nord, $y_{\mathcal{T}}$ pointe vers l'Est et $z_{\mathcal{T}}$ pointe vers le centre de la Terre.

II.2.2. Repère d'avion

L'axe positif X du repère d'avion se dirige vers l'axe longitudinal de l'avion. L'axe positive Y se dirige vers l'aile droit, l'axe Z est perpendiculaire aux axes X et Y ce dirige en bas. L'origine est fixée au centre de masse de l'avion. Ce repère est fixé à l'avion (x_b, y_b, z_b) [37].

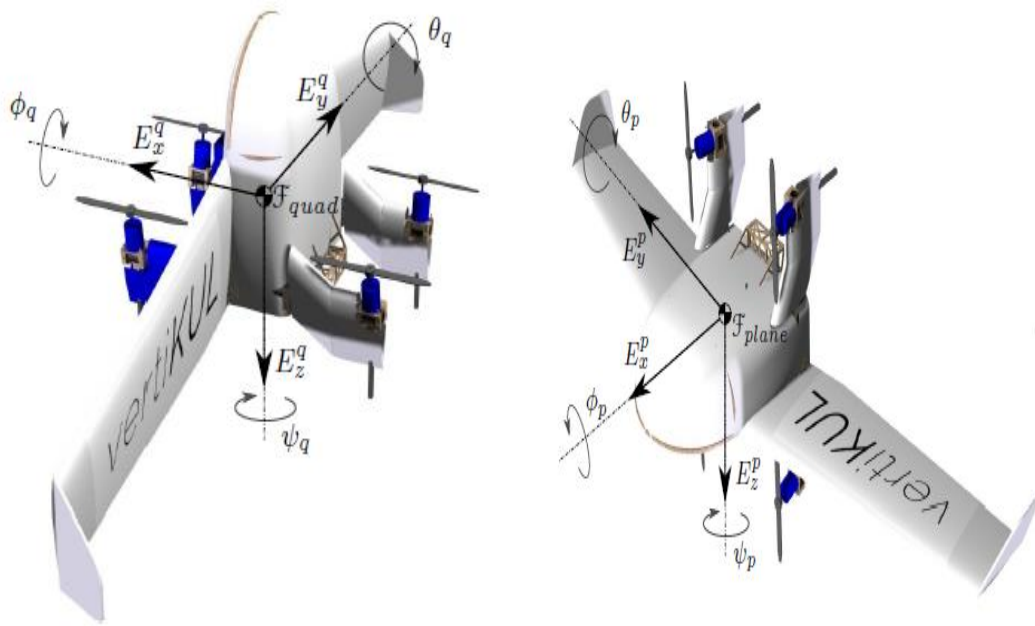


Figure 2.3 : Orientation de l'UAV hybride par rapport au quadrotor et aile fixe.

II.2.3. Repère de l'air

L'air circule sur le fuselage de l'avion est responsable de la force aérodynamique. L'air qui circule est exprimé par le vecteur de la vitesse de l'air V_T , il est défini par deux angles l'angle d'attaque α et l'angle de glissement β [37].

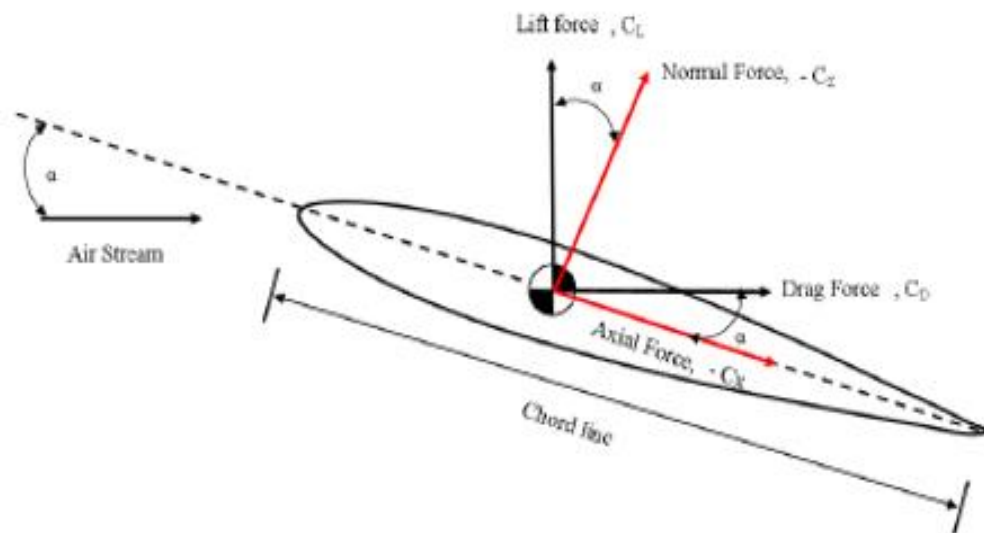


Figure 2.4 : Force agit sur le corps de l'UAV hybride.

II.3. Cinématique du modèle

Voici l'équation du mouvement. La rotation ou les vitesses angulaires du système sont définis par (p, q, r) , et les vitesses de translation et sa position sont définies par (u, v, w) et (x, y, z) . Les angles d'Euler et moments extérieurs d'un corps fixe d'avion sont définis par (φ, θ, ψ) et (L, M, N)

II.3.1. Les vitesses angulaires

Les formules des vitesses angulaires (p, q, r) de l'aile fixe sont exprimées de la façon suivante [43] :

$$\begin{aligned} p &= \dot{\varphi} + \dot{\psi} \sin \theta \\ q &= \dot{\psi} \sin \varphi \cos \theta + \dot{\theta} \sin \varphi \\ r &= \dot{\psi} \cos \varphi \cos \theta - \dot{\theta} \sin \varphi \end{aligned} \quad (\text{II.1})$$

II.3.2. Les vitesses de translation

Les vitesses de translation (u, v, w) de l'aile fixe sont représentées par les équations suivantes [43] :

$$\begin{aligned} u &= \frac{(m\dot{w} + mpv - z - mg \cos \theta \cos \varphi)}{mq} \\ v &= \frac{(m\dot{u} + mq\omega - x - mg \sin \theta)}{rm} \\ \omega &= \frac{(m\dot{v} + mru - y - mg \cos \theta \sin \varphi)}{pm} \end{aligned} \quad (\text{II.2})$$

II.3.3. Les angles d'Euler

Les angles d'attitude (φ, θ, ψ) ou appelés aussi les angles d'Euler sont présentés de la manière suivante [44] :

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \theta \\ 0 & \sin \varphi \sec \theta & \cos \varphi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (\text{II.3})$$

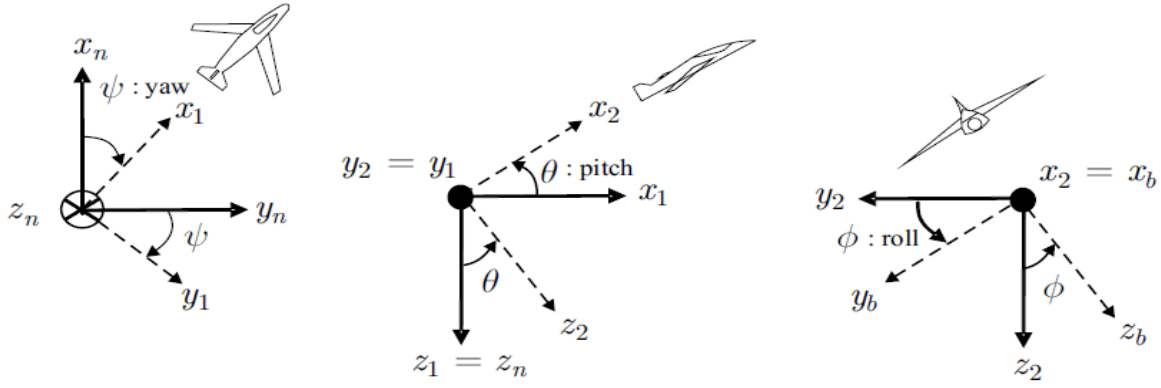


Figure 2.6 : Les angles d'Euler et les transformations des repères.

II.3.4. La matrice de rotation

La rotation \mathbf{R} du châssis au cadre inertiel décrit l'orientation de l'UAV Hybride. L'orientation de l'UAV Hybride est décrite en utilisant des angles de roulis, de tangage et de lacet (φ , θ , ψ) représentant respectivement les rotations autour des axes X, Y et Z.

En supposant que l'ordre de rotation soit roulis (φ), tangage (θ) puis lacet (ψ), la matrice de rotation \mathbf{R} qui est dérivée en fonction de la séquence des rotations de principe est [45] :

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\varphi\sin\theta\cos\psi & \cos\varphi\sin\theta\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\varphi\sin\theta\sin\psi + \cos\theta\cos\psi & \cos\varphi\sin\theta\sin\psi - \sin\theta\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\varphi\cos\theta & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix}$$

La matrice de rotation \mathbf{R} sera utilisée comme outil de passage entre les repères dans le prolongement du modèle dynamique de l'UAV Hybride, son importance est due au fait que certains états sont mesurés dans la repère d'avion (par exemple les forces de poussée produites par les hélices) tandis que d'autres sont mesurés dans le repère d'inertie (par exemple les forces gravitationnelles et la position de l'UAV Hybride).

Ainsi, pour avoir une relation entre les deux types d'états, une transformation d'un repère à l'autre est nécessaire.

Pour acquérir des informations sur la vitesse angulaire du l'UAV Hybride, on utilise généralement une unité qui indique, à son tour, la vitesse dans le repère d'avion. Pour relier les angles d'Euler :

$$\dot{\eta} = [\dot{\phi} \dot{\theta} \dot{\psi}]^T \quad (\text{II.4})$$

L'angle d'attaque est :

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right) \quad (\text{II.5})$$

L'angle de dérapage est :

$$\beta = \arcsin^{-1} \left(\frac{v}{V_{air}} \right) \quad (\text{II.6})$$

Où :

$$V_{air} = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (\text{II.7})$$

La matrice de transformation de la vitesse de translation E :

$$[p, q, r]^T = E(\phi, \theta) \quad (\text{II.7})$$

II.3.5. Les moments aérodynamiques

Les moments aérodynamiques (L, M, N) sont représentés comme suit [45] :

$$\begin{aligned} L &= I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq \\ M &= I_y \dot{q} + rp(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) \end{aligned} \quad (\text{II.8})$$

$$N = -I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr$$

II.4. Modèle dynamique

En utilisant la formulation de Newton-Euler, les équations dynamiques pour le drone hybride dans le référentiel d'avion \mathbf{B} sont données comme suit [43] :

$$m\dot{V}_b + \Omega_b \times (mV_b) = F_t \quad (\text{II.9})$$

$$I_b \dot{\Omega}_b + \Omega_b \times (I_b \Omega_b) = M_t \quad (\text{II.10})$$

Où :

m la masse.

I_b La matrice d'inertie exprimée dans le repère d'avion B .

F_t La force totale agissant sur le centre de gravité du véhicule.

F_{th} La somme des forces créées par les rotors.

F_w Des forces dues au vent exercé sur l'aile.

F_g En raison de la gravité.

F_d En raison de perturbations externes (par exemple, vent, rafales).

À savoir :

$$F_t = F_{th} + F_w + F_g + F_d \quad (\text{II.11})$$

Où la force de poussé généré par les rotors est exprimé sous la forme matriciel suivant :

$$F_{th} = \begin{bmatrix} \cos\theta_1 & \cos\theta_2 & \cos\theta_3 & \cos\theta_4 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin\theta_1 & -\sin\theta_2 & -\sin\theta_3 & -\sin\theta_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k\omega_1^2 \\ k\omega_2^2 \\ k\omega_3^2 \\ k\omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.12})$$

Les forces de portance et de traine de l'aile sont exprimées sous la forme matricielle suivant :

$$F_w = \begin{bmatrix} (F_D^1(\alpha, v_x, v_z) + F_D^2(\alpha, v_x, v_z) + F_D^3(\alpha, v_x, v_z) + F_D^4(\alpha, v_x, v_z)) \\ 0 \\ (F_L^1(\alpha, v_x, v_z) + F_L^2(\alpha, v_x, v_z) + F_L^3(\alpha, v_x, v_z) + F_L^4(\alpha, v_x, v_z)) \end{bmatrix} \quad (\text{II.13})$$

La force de portance F_D et la force de trainé F_L sont exprimé en fonction de α , v_x , et v_z à la manière suivante :

$$F_D = -\frac{1}{2} \rho A C_D(\alpha) (v_x^2 + v_z^2) \quad (\text{II.14})$$

$$F_L = -\frac{1}{2} \rho A C_L(\alpha) (v_x^2 + v_z^2) \quad (\text{II.15})$$

Et la force gravitationnel exercé sur le drone hybride est présenté comme suit :

$$F_g = [-\sin\varphi \quad \sin\varphi\cos\theta \quad \cos\varphi\cos\theta]^T mg \quad (\text{II.16})$$

Notez que les poussées d'hélice $F_{(1,2,3,4)}$ sont modélisées comme $F_i = k\omega_i^2$, où ω_i est la vitesse de rotation de l'hélice.

II.4.1. Les forces

La force de portance $F_L(\alpha, v_x, v_z)$ et les forces de traînée $F_D(\alpha, v_x, v_z)$ sont simplement des fonctions des vitesses linéaires (v_x et v_z) comme sur un avion à voilure fixe, aussi la fonction d'angle d'attaque α pour l'aile, à savoir [37] :

$$[F_D \quad 0 \quad F_L]^T = R(\theta) \left[-\frac{1}{2}C_D(\alpha)\rho Av_\alpha^2 \quad 0 \quad -\frac{1}{2}C_L(\alpha)\rho Av_\alpha^2 \right]^T \quad (\text{II.17})$$

Ou :

$$v_\alpha = \sqrt{v_x^2 + v_z^2} \quad \text{et} \quad \alpha = \theta - (-\text{atan2}(v_z, v_x)). \quad (\text{II.18})$$

Dans ces expressions :

- ρ La densité de l'air.
- A La surface de l'aile.
- v_α La vitesse de surface de stream.
- α L'angle d'attaque.
- $R(\theta)$ La matrice de rotation autour de l'axe y de transfert de la force de poussée et de traîner dans le repère mobile.
- $C_L(\alpha)$ Le coefficient de poussé.
- $C_D(\alpha)$ La force de traîner.

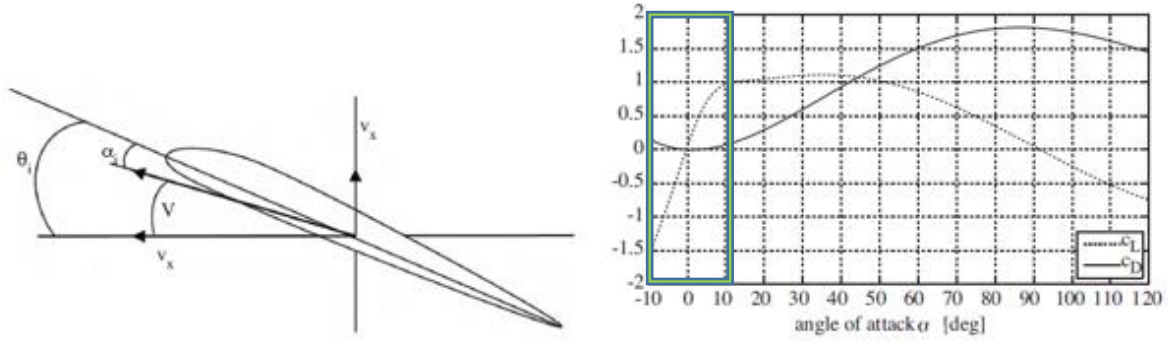


Figure 2.8 : l'angle d'attaque effective et coefficients de trainée et coefficient de portance par rapport à l'angle d'attaque.

Les coefficients $C_D(\alpha)$ et $C_L(\alpha)$ de la figure 2.8 sont modélisés en fonction des points de données obtenus à partir de Javafoil et du profil aérodynamique des modèles de [46].

Note : On prend seulement le domaine linéaire de $C_D(\alpha)$ et $C_L(\alpha)$ comme illustré dans la figure.

$$C_D(\alpha) = 0.5 + \pi/2. \alpha \quad (\text{II.19})$$

$$C_L(\alpha) = \pi/3. \alpha \quad (\text{II.20})$$

II.4.2. Les moments

Le couple total M_t , agissant sur le centre de gravité du véhicule, est la somme des couples M_{th} créés par les rotors, M_W créés par les forces de traînée / portance d'aile, M_{gyro} créés par les effets gyroscopiques des hélices et M_d dus aux perturbations externes, à savoir :

$$M_t = M_{th} + M_W + M_{gyro} + M_d \quad (\text{II.21})$$

Où :

Les moments crée par les hélices sont présenter comme suit :

$$M_{th} = \begin{bmatrix} l \sin \theta_1 - \cos \theta_1 \lambda_1 & -l \sin \theta_2 - \cos \theta_2 \lambda_2 & l \sin \theta_3 - \cos \theta_3 \lambda_3 & -l \sin \theta_4 - \cos \theta_4 \lambda_4 \\ l \sin \theta_1 & l \sin \theta_2 & -l \sin \theta_3 & -l \sin \theta_4 \\ l \cos \theta_1 + \sin \theta_1 \lambda_1 & -l \cos \theta_2 + \sin \theta_2 \lambda_2 & l \cos \theta_3 + \sin \theta_3 \lambda_3 & l \cos \theta_4 + \sin \theta_4 \lambda_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k \omega_1^2 \\ k \omega_2^2 \\ k \omega_3^2 \\ k \omega_4^2 \end{bmatrix}$$

Les moments créés par l'aile est présenté comme suit :

$$M_W = \begin{bmatrix} l((F_L^1(\theta_1, v_x, v_z) + F_L^2(\theta_2, v_x, v_z)) \\ l(F_L^1(\theta_1, v_x, v_z) + F_L^2(\theta_2, v_x, v_z) - F_L^3(\theta_3, v_x, v_z) - F_L^4(\theta_4, v_x, v_z)) \\ l(F_D^1(\theta_1, v_x, v_z) + F_D^2(\theta_2, v_x, v_z)) \end{bmatrix} \quad (\text{II.22})$$

La force créée par l'aile est :

$$F_L = (v_z - v_x)\cos\theta_i + D \sin\theta_i \quad (\text{II.23})$$

Le moment gyroscopique est donné sous la forme suivante :

$$M_{gyro} = \sum_{i=1}^4 J_p \left[\eta_i \Omega_b \times \begin{bmatrix} \cos\theta_i \\ 0 \\ -\sin\theta_i \end{bmatrix} \omega_i \right] \quad (\text{II.24})$$

Dans les équations (II.23), $\eta_{(1,2,3,4)} = 1, -1, -1, 1$, J_p est l'inertie des hélices autour de l'axe de rotation. Les couples d'hélice $T_{(1,2,3,4)}$ sont modélisés comme $T_i = \lambda_i k \omega_i^2$, où $\lambda_{1,2,3,4}$ sont des rapports couple / force.

Pour les hélices rotatives dans le sens des aiguilles d'une montre, λ_2, λ_3 sont négatifs, tandis que λ_1, λ_4 sont positifs pour les hélices tournantes dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. Il s'avère que λ pour ce type de jeux d'hélices est mesuré dans la littérature de 1 à 5% [20].

Notez que la somme des couples créés par les rotors se traduit par un moment de roulis le long de l'axe x en mode de vol horizontal ($\theta_{1,2,3,4} = 0$) et par un moment de lacet le long de l'axe z en mode de vol vertical ($\theta_{1,2,3,4} = \pi/2$).

II.4.3. Dynamique de moteur

Les moteurs généralement utilisés dans les quadrotors sont des moteurs à courant continu sans balai qui fournissent un couple élevé et peu de frottement. Dans la dérivation suivante, on suppose que les rotors ne portent pas de couplage mécanique rigide entre les moteurs et les hélices. La dynamique d'un moteur à courant continu sans balai en régime permanent est identique à celle d'un moteur à courant continu conventionnel. Le schéma d'un moteur à courant continu sans balai en régime établi est illustré à la Figure 2.9.

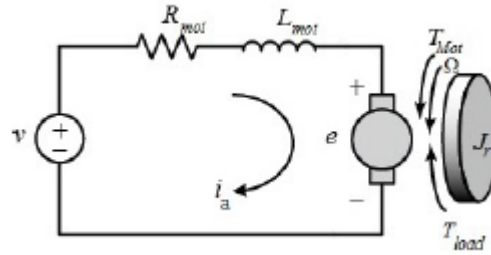


Figure 2.9 : Schéma diagramme d'un moteur à courant continu.

A partir de Schéma de principe du moteur à courant continu en utilisant la loi de tension de Kirchhoff, l'équation suivante peut être dérivée :

$$v = R_{mot}i_a + L_{mot} \frac{di_a}{dt} + K_{mot}\Omega \quad (II.25)$$

Où :

- R_{mot} et L_{mot} Sont respectivement la résistance et l'inductance du moteur.
- i_a Est le courant d'induit.
- v Est la tension d'entrée et le terme.
- $K_{mot}\Omega$ Représente la force électromotrice générée.
- K_{mot} La constante du couple moteur.

$$v = R_{mot}i_a + K_{mot}\Omega \quad (II.26)$$

Où :

$$i_a = \frac{v - K_{mot}\Omega}{R_{mot}} \quad (II.27)$$

Note : Dans la simulation le moteur est considéré parfait (donc égale à 1).

II.4.4. Dynamique des drones hybrides

Pour synthétiser divers contrôleurs, les équations II.9 et II.10 sont réécrites sous forme d'espace d'état [18]:

$$\dot{\chi} = \begin{bmatrix} \dot{P}_\omega \\ \dot{V}_b \\ \dot{\Omega}_b \\ \dot{a}_\omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R^{-1}(\alpha_\omega) \cdot V_b \\ \frac{1}{m} \cdot [F_t - \Omega_b \times (m \cdot V_b)] \\ I_b^{-1} \cdot [M_t - \Omega_b \times (I_b \cdot \Omega_b)] \\ E^{-1}(a_\omega) \cdot \Omega_b \end{bmatrix} = f(\chi, u) \quad (\text{II.28})$$

où le vecteur d'état χ se compose de la position (P_ω), de l'attitude (a_ω), de la vitesse linéaire (V_b) et de la vitesse angulaire (Ω_b), E est la matrice de transformation du vitesse de translation c'est-à-dire :

Le vecteur d'état écrit en d'autre forme :

$$\chi = [P_\omega \quad V_b \quad \Omega_b \quad a_\omega]^T \quad (\text{II.29})$$

La vitesse linéaire est exprimée sous la forme suivant :

$$\dot{V}_b = \begin{bmatrix} -g \sin \theta + r v_y - q v_z \\ g \sin \varphi \cos \theta - r v_x + p v_z \\ \frac{-k}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) + g \sin \varphi \cos \theta - r v_x + p v_z \end{bmatrix} \quad (\text{II.30})$$

La vitesse angulaire est exprimée sous la forme suivant :

$$\dot{\Omega}_b = \begin{bmatrix} \frac{lk(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) + J_p(-\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 - \omega_4)q + (I_{yy} - I_{zz})rq}{I_{xx}} \\ \frac{lk(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) + J_p(\omega_1 - \omega_2 - \omega_3 + \omega_4)p + (I_{zz} - I_{xx})pr}{I_{yy}} \\ \frac{k(\lambda_1 \omega_1^2 + \lambda_2 \omega_2^2 + \lambda_3 \omega_3^2 + \lambda_4 \omega_4^2) + (I_{xx} - I_{yy})pq}{I_{zz}} \end{bmatrix} \quad (\text{II.31})$$

où : I_{xx} , I_{yy} et I_{zz} sont les inerties du véhicule autour des axes x , y , z . Les paramètres utilisés dans le modèle dynamique du véhicule sont donnés dans le tableau. La vitesse totale de l'hélice est définie par $\omega_p \simeq \omega_1 - \omega_2 - \omega_3 - \omega_4$.

Définissons également les quatre suivantes entrées de contrôle virtuelles (u_i) en termes de forces d'actionnement et de couples :

$$u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ -kl(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ -kl(\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ k(\lambda_1\omega_1^2 + \lambda_2\omega_2^2 + \lambda_3\omega_3^2 + \lambda_4\omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (\text{II.32})$$

Les parametre utilisé pour la simulation sont donnée dans le tableau suivant :

Symbole	Description	Amplitude
m	masse	4.400 Kg
l	Distance par rapport au centre de gravité	0.25 m
I_{xx}	Moment d'inertie	0.195 Kg.m ²
I_{yy}	Moment d'inertie	0.135 Kg.m ²
I_{zz}	Moment d'inertie	0.15 Kg.m ²
$\lambda_{1,4}$	Couple moteur	0.01Nm/N
$\lambda_{2,3}$	Couple moteur	-0.01Nm/N

Table 2.1 : paramètres de modélisation.

Avec II.31, les équations II.30 et II.31 peuvent être écrites autrement comme suit :

$$\dot{V}_b = \begin{bmatrix} \dot{v}_x \\ \dot{v}_y \\ \dot{v}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g\sin\theta + rv_y - qv_z \\ g\sin\varphi \cos\theta - rv_x + pv_z \\ \frac{u_1}{m} + g\cos\varphi \cos\theta + qv_x - pv_y \end{bmatrix} \quad (\text{II.33})$$

$$\dot{\Omega}_b = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{u_2}{I_{xx}} + \frac{J_p}{I_{xx}} \omega_p q + \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} qr \\ \frac{u_3}{I_{yy}} + \frac{J_p}{I_{yy}} \omega_p p + \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}} pr \\ \frac{u_4}{I_{zz}} + \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}} pq \end{bmatrix} \quad (\text{II.34})$$

Notez que ces équations sont exprimées dans le repère d'avion. Pour le contrôle d'attitude et d'altitude, les équations seront directement employées dans la formulation de contrôle.

La dynamique de l'altitude et de l'attitude peut être linéarisée autour des conditions de vol stationnaire, c'est-à-dire que $\varphi \approx 0$, $\theta \approx 0$ et $\psi \approx 0$, où l'on peut supposer que les accélérations angulaires dans les trames du corps sont approximativement égales, c'est-à-dire $\dot{p} \approx \ddot{\varphi}$, $\dot{q} \approx \ddot{\theta}$, $\dot{r} \approx \ddot{\psi}$. L'altitude linéarisée résultante et la dynamique d'attitude peuvent être exprimées comme :

$$\ddot{z} = \frac{u_1}{m} + g \cos \varphi \cos \theta + r v_x - p v_y \quad (\text{II.35})$$

$$\ddot{\varphi} = \frac{u_2}{I_{xx}} + \frac{\omega_p J_p}{I_{xx}} q + \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} qr \quad (\text{II.36})$$

$$\ddot{\theta} = \frac{u_3}{I_{yy}} + \frac{J_p}{I_{yy}} \omega_p p + \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}} pr \quad (\text{II.37})$$

$$\ddot{\psi} = \frac{u_4}{I_{zz}} + \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}} pq \quad (\text{II.38})$$

II.5. Conclusion

Ce chapitre contient le modèle cinématique et dynamique d'un UAV hybride qui comporte quatre rotors et une aile fixe.

Dans l'atterrissage et le décollage cet UAV hybride a les mêmes comportements d'un quadri-rotor mais pendant le vol de niveau il a les propriétés d'un drone à aile fixe.

La phase de transition du vol vertical vers le vol horizontal et les manœuvres sont assurés, dans ce modèle, par les quatre rotors.

Le troisième chapitre va encolure l'explication du fonctionnement de deux commandes, la commande Backstepping et réseaux de neurone et comment on peut introduire ces deux commandes pour contrôler un système non-linéaire.

CHAPITRE

III

COMMANDE RÉSEAU DE NEURONES ET BACKSTEPPING

III.1. Réseau de neurones

III.1.1. Introduction

Les réseaux de neurones artificiels sont un outil bien adapté pour les problèmes de perception, de classification, de prédiction et contrôle. Leur utilisation s'inscrit particulièrement dans les méthodologies de contrôle en l'absence de modèle du procédé. Leur utilisation est principalement guidée par leurs propriétés suivantes [2] :

- capacité d'apprentissage,
- parallélisme dans le traitement,
- adaptés aux non-linéarités des systèmes,
- rapidité de traitement.

III.1.1.1. Le neurone biologique

Les réseaux de Neurones (Haykin (1994), Kosko (1992)) sont étroitement modélisés sur des processus biologiques pour le traitement de l'information, en particulier le système nerveux et son unité de base (le neurone). Le neurone reçoit plusieurs signaux d'autres neurones à travers ses dendrites, chaque signal étant multiplié par un coefficient de pondération.

Ces signaux sont ajoutés dans le corps de la cellule ou soma, et lorsque le signal composite atteint une valeur de seuil, un signal appelé potentiel d'action est envoyé à travers l'axone, qui est le canal de sortie du neurone [1].

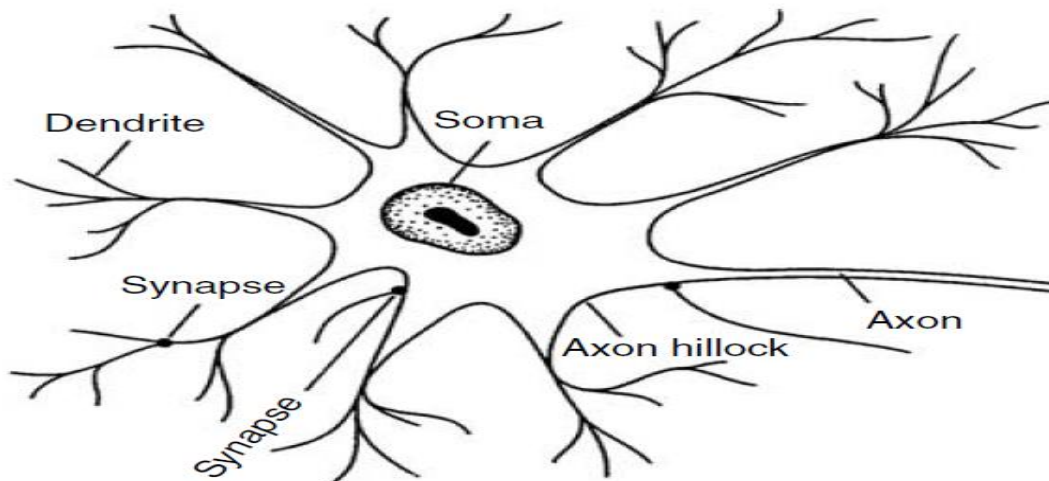


Figure 3.1 : Schéma simplifié d'un neurone biologique [1].

III.1.1.2. Le neurone formel (artificiel)

Warren McCulloch et Walter Pitts ont décrit le premier modèle formel d'un neurone informatique élémentaire (McCulloch et Pitts 1943). Cependant, le modèle utilise plusieurs

simplifications drastiques permettant uniquement l'état binaire 0 et 1, opère sous une hypothèse à temps discret et les opérations synchrones de tous les neurones dans un réseau plus grand [21].

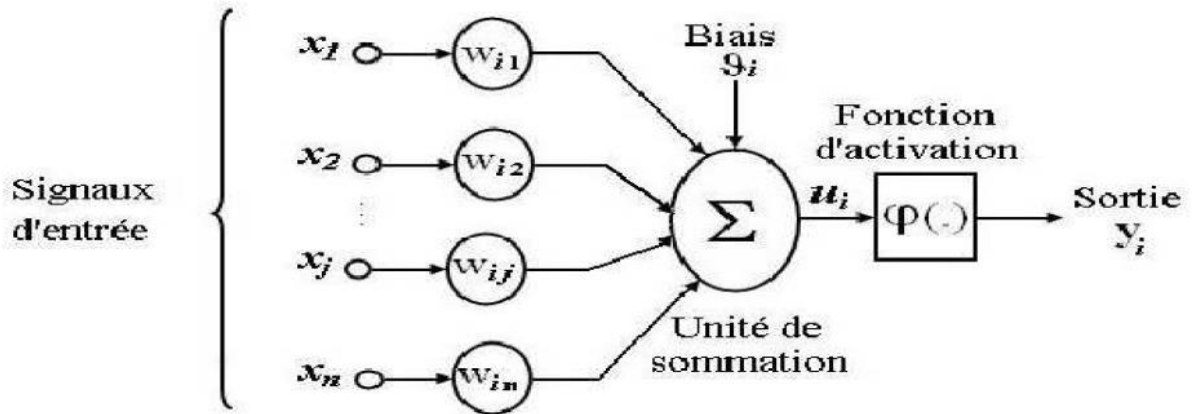


Figure 3.2 : Modèle de base d'un neurone formel [2].

III.1.1.3. Comparaison entre neurone biologique et formel

Neurone biologique	Neurone artificiel
Synapses	Poids de connexions
Axones	Signal de sortie
Dendrite	Signal d'entrée
Somma	Fonction d'activation

Table 3.1 : Comparaison entre neurone biologique et formel.

III.1.2. Modèle de réseau de neurones

Les poids et les seuils sont fixés dans le modèle. Chaque neurone est constitué d'un élément de traitement avec des connexions d'entrée synaptiques et une seule sortie. La première étape est un processus où les entrées x_1, x_2, \dots, x_n multiplié par leurs poids respectifs w_1, w_2, \dots, w_n sont additionnés par le neurone.

Une valeur de seuil \mathbf{b} , appelée bias, joue un rôle important pour certains modèles de neurones et doit être explicitement mentionnée comme paramètre distinct du modèle neuronal.

Afin de permettre des conditions d'entrée variables et leur effet sur la sortie, il est généralement nécessaire d'inclure une fonction d'activation non linéaire $f(\cdot)$ dans l'agencement des neurones. C'est ainsi que des niveaux d'amplification adéquats peuvent être utilisés si nécessaire pour de petits signaux d'entrée, ce qui évite de conduire la sortie à des limites inacceptables. Un certain nombre de fonctions d'activation sont utilisées avec différents réseaux de neurones. Le processus de sommation résultant peut être affiché comme : [22]

$$net = (x_1 \cdot w_1 + x_2 \cdot w_2 + \dots + x_n \cdot w_n) + b \quad (\text{III.1})$$

$$y = f(net) \quad (\text{III.2})$$

III.1.2.1. Les entrées

Les entrées de réseau sont le vecteur \mathbf{X} .

Elles peuvent être :

- Booléennes.
- Binaires (0, 1) ou bipolaires (-1, 1).
- Réelles.

$$X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ x_m \end{bmatrix} \quad (\text{III.3})$$

III.1.2.2. Les poids

Les poids de réseau sont définis par la matrice de poids \mathbf{W} .

$$W = \begin{bmatrix} w_{1,1} & w_{1,2} & \dots & w_{1,m} \\ w_{2,1} & w_{2,2} & \dots & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ w_{n,1} & w_{n,2} & w_{n,m} & \cdot \end{bmatrix} \quad (\text{III.4})$$

III.1.2.3. Les bias

Les biais sont définies par le vecteur de bias \mathbf{b} .

$$\mathbf{b} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ b_n \end{bmatrix} \quad (\text{III.5})$$

III.1.2.4. Les fonctions d'activations

Cette fonction permet de définir l'état interne du neurone en fonction de son entrée totale, citons à titre d'exemple quelques fonctions souvent utilisées :

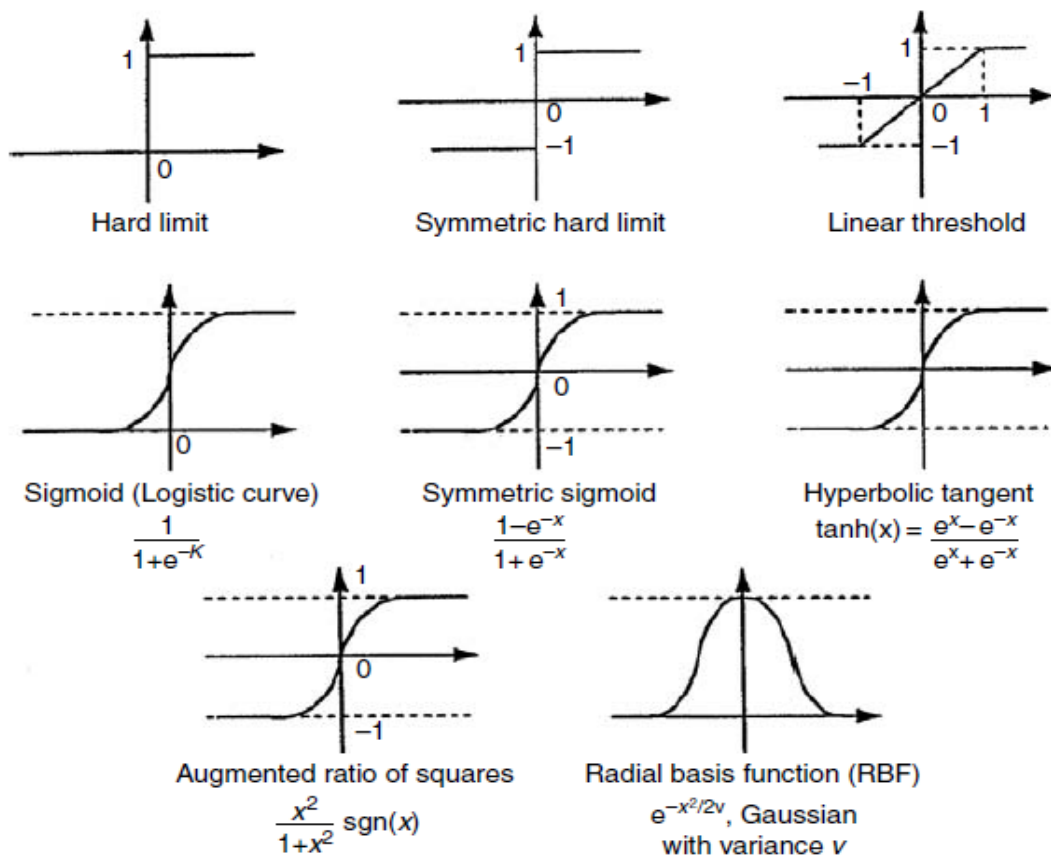


Figure 3.3 : Différents types de fonctions d'activation pour le réseau de neurones formel [21].

Nous constatons que les équations qui décrivent le comportement des neurones formels n'introduisent pas la notion de temps. En effet, et c'est le cas pour la plupart des modèles actuels de réseau de neurones, nous avons à faire à des modèles à temps discret, dont le comportement des composants ne varie pas avec le temps [38].

III.1.2.5. La sortie

La sortie \mathbf{Y} de réseau peut être écrite sous la forme d'un vecteur

$$Y = f(W \cdot X + b) \quad (\text{III.6})$$

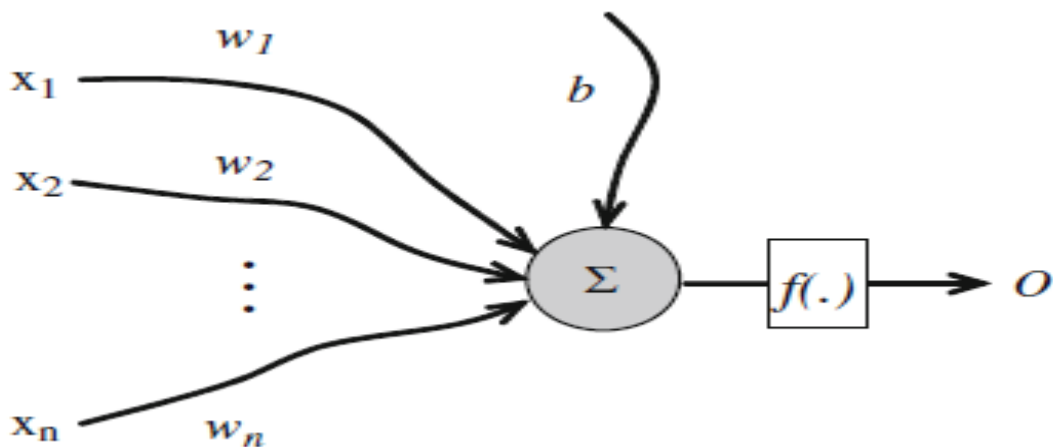


Figure 3.4 : Modèle mathématique d'un réseau de neurone formel [22].

III.1.3. Les architectes neuronaux

L'architecture du réseau de neurones n'est souvent que partiellement imposée par la tâche à réaliser : les entrées et les sorties du réseau, peuvent être fixées en fonction de celle-ci par le concepteur, ainsi que le type et la connectivité des neurones, mais le nombre de neurones ne peut être fixé à priori, et il est en général ajusté selon le succès de l'apprentissage.

Une fois l'architecture du réseau fixée, le but de l'apprentissage est l'estimation des poids synaptiques, pour remplir au mieux la tâche à laquelle le réseau est destiné [38].

On appelle apprentissage, l'opération par laquelle le réseau de neurones acquiert la capacité de faire certaines tâches en modifiant ses paramètres internes, (connections) en utilisant un algorithme d'adaptation paramétrique, appelé algorithme d'apprentissage. On dit que le réseau, a appris la paire entrée sortie (x_i, y_i) , s'il répond avec y_i si x_i est présenté comme entrée ; la paire (x_i, y_i) , représente un échantillon d'une fonction $f \in R^n$ [24].

III.1.3.1. Le réseau de neurones non bouclé

Un réseau de neurone non bouclé ou réseau unidirectionnel (Feedforward network) est représenté par un ensemble de neurones connectés entre eux telle que l'information circulant des couches d'entrées vers des couches de sorties à travers d'éventuelles couches intermédiaires sans retour en arrière. La Figure 3.5 illustre un RNA non bouclé [23].

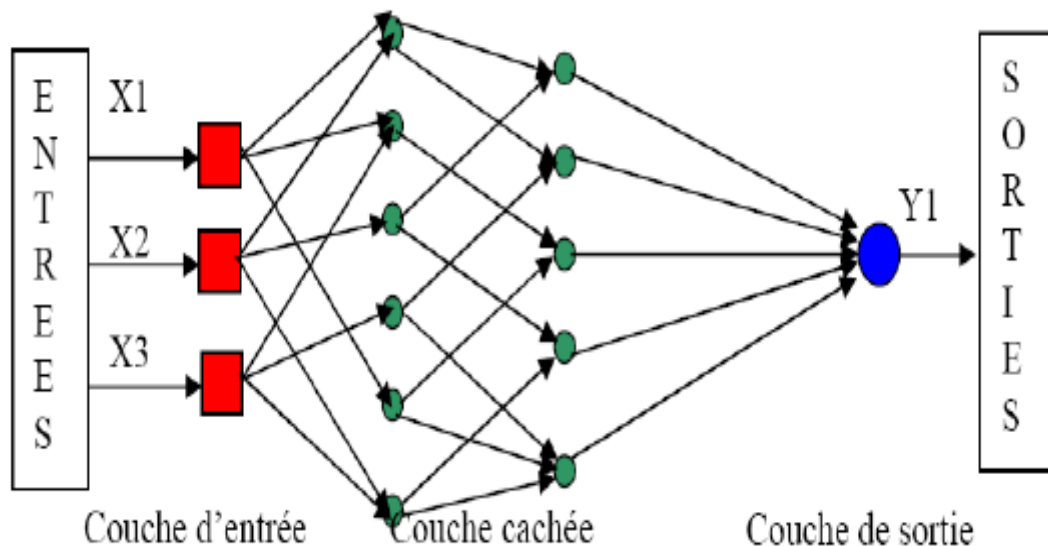


Figure 3.5 : Modèle d'un réseau de neurone non bouclés [21].

III.1.3.2. Le réseau de neurones non bouclé Mono-Couche

Ce type de réseau possède une couche d'entrée recevant les stimuli à traiter par l'intermédiaire des nœuds sources. Cette couche se projette en une couche de sortie composée de neurones (nœuds de calcul) transmettant les résultats du traitement au milieu extérieur.

La Figure 3.6 présente un réseau proactif Mono-Couche à 4 nœuds et 3 nœuds de sortie. Désignation Mono-Couche est attribuée à la couche de sortie [21,23].

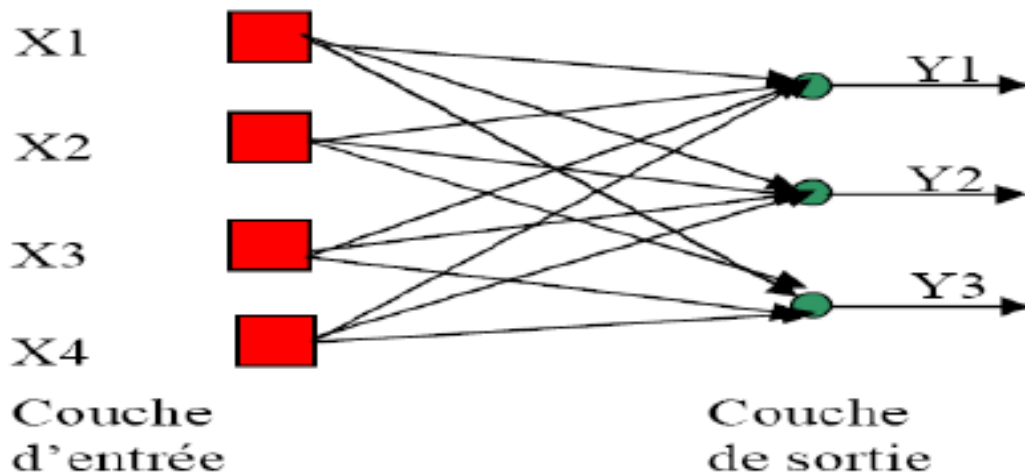


Figure 3.6 : Modèle d'un réseau de neurone non bouclé Mono-couche [23].

III.1.3.3. Le réseau de neurones non bouclé Multi-Couches

Ce type de réseaux proactifs se caractérise par présence d'une ou de plusieurs couches cachées dont les nœuds de calcul correspondants s'appellent neurones cachés. Les couches cachées s'interposent entre l'entrée du réseau et sa sortie. Leurs rôle est d'effectuer un prétraitement des signaux d'entrée, reçus par la couche d'entrée en provenance du milieu extérieur, et de transmettre les résultats correspondants à la couche de sortie où seront déterminées les réponses finales du réseau [21,38].

Ce rôle de prétraitement fait que, en ajoutant une ou plusieurs couches cachées, le réseau est capable d'extraire plus de propriétés statistiques que celles extraites d'un réseau similaire ayant moins de couches cachées. Ceci est utile pour réaliser des fonctions plus complexes que de simples séparations linéaires [23].

(La figure 3.7) illustre un réseau à une seule couche cachée comportant 4 unités d'entrées, 3 unités cachées et 2 unités de sortie.

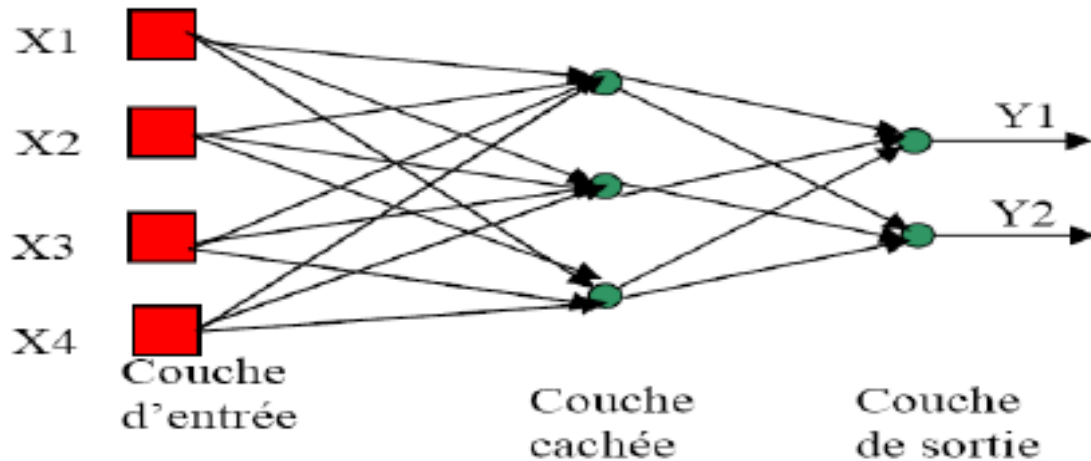


Figure 3.7 : Modèle d'un réseau de neurones non bouclés Multi-couches [23].

Ce réseau est dit complètement connecté dans le sens que chaque nœud d'une couche est connecté à tous les nœuds de la couche adjacente suivante. Si éventuellement, des connexions manquaient entre des neurones de deux couches voisines, le réseau serait dit partiellement connecté.

III.1.3.3.1. Le Perceptron Multicouches

Le perceptron multicouche est un réseau orienté de neurones artificiels organisés en couches et où l'information prend un seul sens, de la couche d'entrée vers la couche de sortie.

La figure 3.8 donne l'exemple d'un réseau contenant une couche d'entrée, deux couches cachées et une couche de sortie. La couche d'entrée représente toujours une couche virtuelle associée aux entrées du système. Elle ne contient aucun neurone. Les couches suivantes sont des couches de neurones [32].

La fonction de Perceptron multicouches :

$$y_i = \sigma(\sum_{l=1}^L w_{il} \sigma(\sum_{j=1}^n v_{lj} x_j + v_{l0}) + w_{i0}); \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (\text{III.7})$$

La fonction de la couche cachée :

$$Z_l = \sigma(\sum_{j=1}^n v_{lj} x_j + v_{l0}) \quad (\text{III.8})$$

Les sorties des neurones de la dernière couche correspondent toujours des sorties du système. Dans le cas général, un perceptron multicouche peut posséder un nombre de couches quelconque et un nombre de neurones (ou d'entrées) par couche également donnés.

Les neurones sont reliés entre eux par des connexions pondérées. Ceux sont les poids de ces connexions qui gouvernent le fonctionnement du réseau et « programment » une application de l'espace des entrées vers l'espace des sorties à l'aide d'une transformation non linéaire.

La création d'un perceptron multicouche pour résoudre un problème donné passe donc par l'inférence de la meilleure application possible telle qu'elle est définie par un ensemble de données d'apprentissage constituées de paires de vecteurs d'entrées et de sorties désirées. Cette inférence peut se faire, entre autre, par l'algorithme dit de rétro propagation, (Parizeau, 2004).

Le modèle perceptron multicouche se caractérise donc par une architecture globale (tous les neurones participent à la sortie après la phase d'apprentissage), qui lui confère de meilleures propriétés en classification et donc le rend plus intéressant pour une utilisation en contrôle [38].

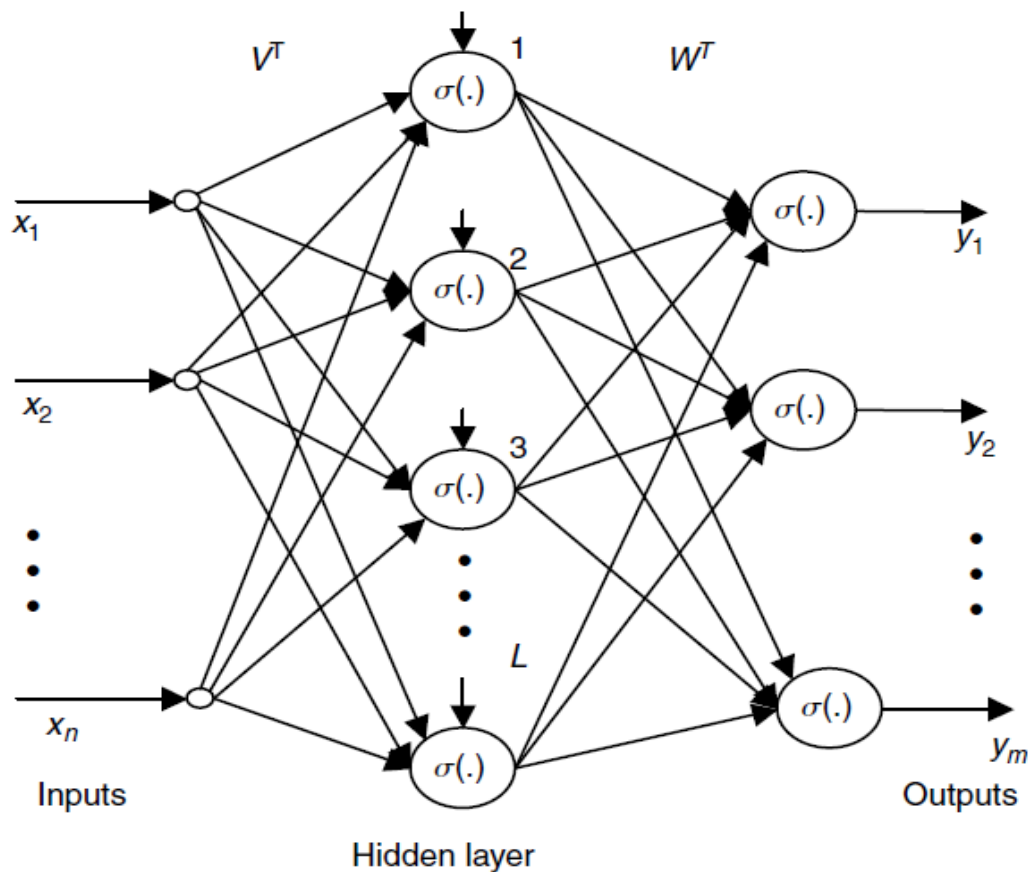


Figure 3.8 : Réseau de neurone du perceptron multicouche [24].

III.1.3.4. Le réseau de neurones bouclé

Les réseaux récurrents (Recurrent Network) possèdent une structure similaire à celle des réseaux unidirectionnels mais complétée par des connexions entre éléments de la même couche

ou vers des couches amont. Ces réseaux sont assez puissants, car leur fonctionnement est séquentiel et adopte un comportement dynamique [23].

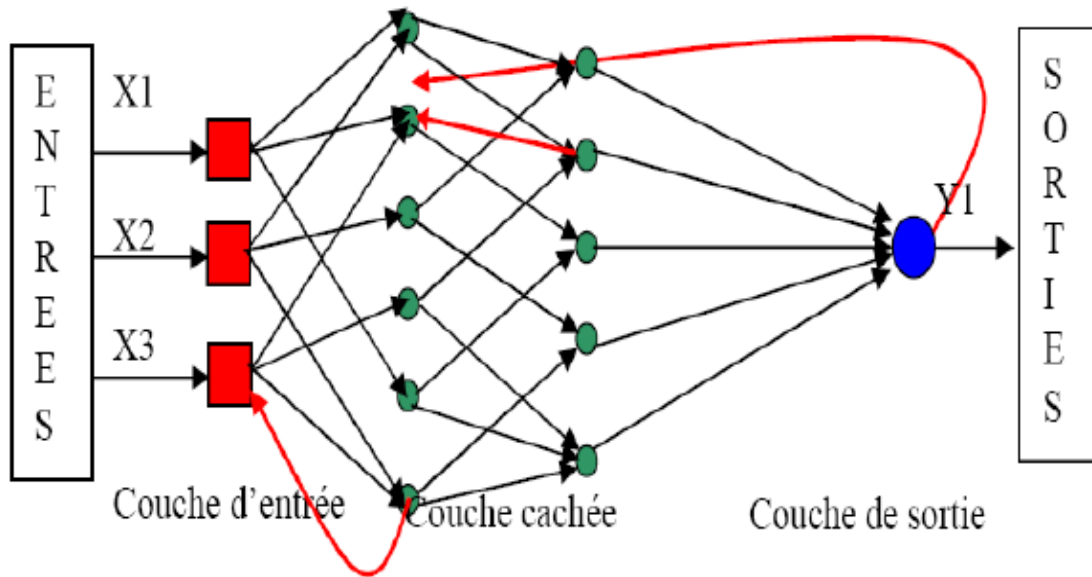


Figure 3.9 : Modèle d'un réseau de neurones bouclé.

III.1.3.4.1. Les réseaux à fonction de base radiale (RBF)

Les réseaux de neurones à fonction de bases radiales sont également des réseaux à propagation en amont. Ils possèdent une seule couche cachée composée de fonctions noyaux Gaussiennes comme illustré sur le Figure 3.10 [32].

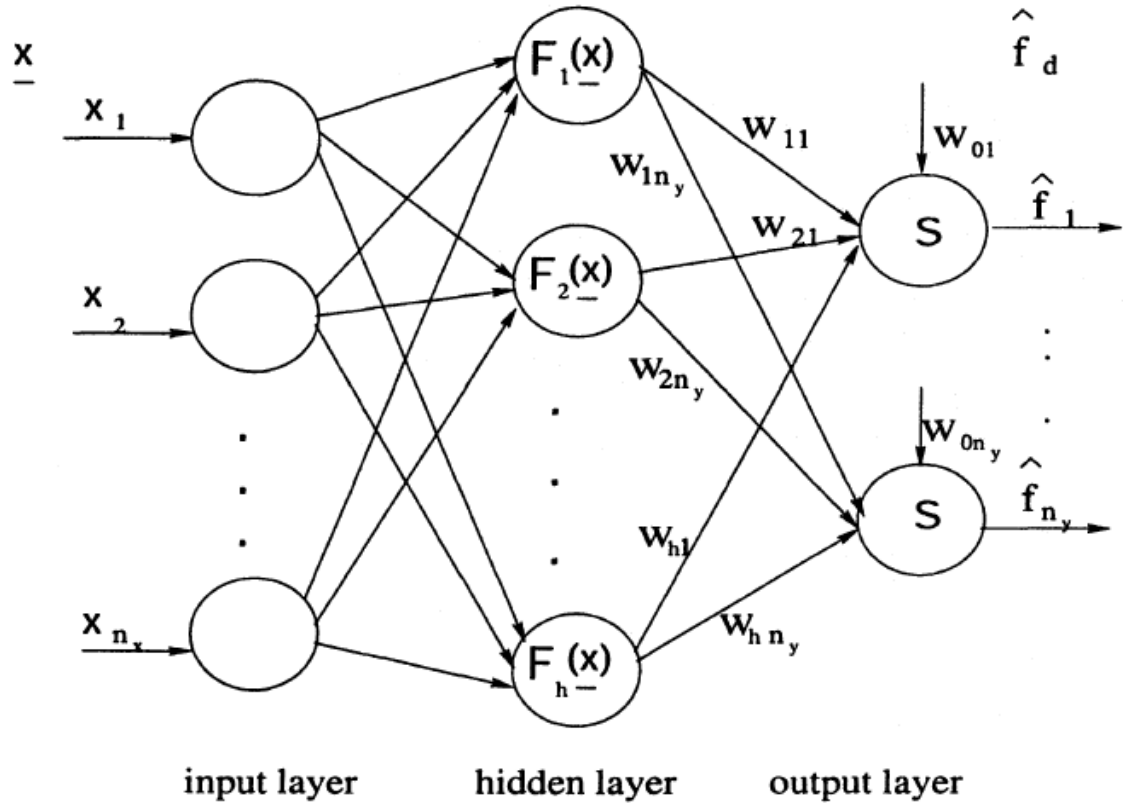


Figure 3.10 : Schéma diagramme d'un réseau à base radiale RBR [31]

$$\sigma_j(x) = \sum_{k=1}^n -(x_k + u_{jk})/P_{jk} \quad (\text{III.9})$$

La principale particularité de ces réseaux réside dans le fait qu'ils sont capables de fournir une représentation locale de l'espace grâce aux fonctions noyaux Gaussiennes. L'influence de ces fonctions noyaux est restreinte à certaines zones.

III.1.3.5. Le réseau de neurones à connexion complexe

Dans la catégorie des réseaux à connexions complexes se trouve tous les réseaux qui ne trouvent pas leur place dans les deux catégories précédemment citées. Nous pouvons les mentionner ici [21,23] :

- SOM (Self Organizing Map),
- LVQ (Learning Vector Quantization)
- ART (Adaptative Resonance Theory),
- RCE (Restricted Coulomb Energy),
- les réseaux probabilistes, etc.

III.1.4. La procédure d'entraînement

Les informations d'entraînement, sont codées sous forme d'un vecteur appelé patron d'entrée, qui est communiqué aux neurones d'entrée du réseau. La réponse du réseau est représentée par la valeur d'activation de ses neurones de sortie dont le vecteur s'appelle patron de sortie.

Lorsqu'il s'agit d'un apprentissage supervisé, on dispose aussi du comportement désiré que doit apprendre le réseau, exprimé sous forme de patron de référence. En général l'apprentissage, se fait sur une période relativement longue, durant laquelle les patrons d'entrée (et éventuellement des sorties désirées), peuvent être présentés aux réseaux, un grand nombre de fois.

L'apprentissage du réseau consiste à modifier, à chaque pas d'apprentissage, les poids et les biais afin de minimiser la somme des carrés des erreurs en sortie. La méthode de rétro-propagation est basée sur la technique du gradient.

La quantité à minimiser, à chaque pas d'apprentissage \mathbf{k} , est la variance de l'erreur en sortie du réseau [26].

Etape 1 : Initialiser les poids \mathbf{W} et les seuils internes \mathbf{b} des neurones à des petites valeurs aléatoires.

Etape 2 : Calculer le vecteur d'entrée et de sortie désirée, correspondant.

Etape 3 : Calculer la sortie du réseau.

Etape 4 : Calculer l'erreur de sortie.

Etape 5 : Calculer l'erreur dans les couches.

Etape 6 : Calculer le gradient de l'erreur par rapport aux poids.

Etape 7 : Ajuster les poids.

A chaque présentation d'un stimulus $\mathbf{n}^\circ \mathbf{k}$, on réalise les 2 étapes successives suivantes :

- a. Le passage du stimulus de l'entrée vers la sortie du réseau,
 - b. La rétro-propagation de l'erreur dans le réseau pour la mise à jour des matrices de poids et de biais afin de réduire l'erreur entre la sortie obtenue et la cible recherchée.
-

L'algorithme de rétro-propagation, va donc réaliser l'apprentissage du réseau en modifiant les poids des connexions 'neurone par neurone' en commençant par la couche de sortie. Le critère d'apprentissage étant la minimisation de la racine de l'erreur quadratique moyenne.

III.1.5. Types d'apprentissage

Les techniques d'apprentissage connexionnistes, se répartissent en trois grandes familles :

- Apprentissage supervisé.
- Apprentissage non supervisé.
- Apprentissage semi supervisé.

III.1.5.1. Apprentissage non supervisé

Dans un apprentissage non supervisé, la règle d'apprentissage du réseau n'est pas fonction du comportement de la sortie du réseau, mais plutôt, du comportement local des neurones, et de l'inter-corrélation entre neurones [21].

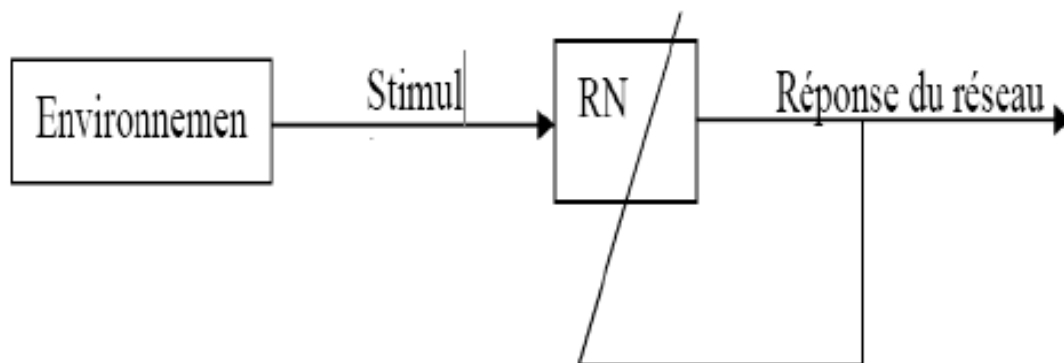


Figure 3.11 : Apprentissage non supervisé [20].

III.1.5.2. Apprentissage semi supervisé

Les techniques d'apprentissage semi-supervisé (appelé 'reinforcement learning'), sont utilisées lorsqu'on ne dispose pas d'un comportement de référence précis, mais d'une évaluation qualitative du comportement du système (par exemple, correct ou incorrect).

Cette technique, est étudiée par G. Samuel, qui développa, en 1959, un réseau pour jouer aux échecs.

Ce jeu, est un problème typique d'apprentissage semi-supervisé, vu que la seule information, dont dispose le système pour corriger l'ensemble des coups qui constituent son comportement, est l'évaluation finale de la partie.

Le réseau tient alors, de comprendre les coups qui avaient mené à l'échec, ou au succès des parties qu'il jouait, en employant des fonctions d'évaluation, pour choisir parmi les différents coups possibles [20,24].

Ces fonctions, comportaient un ensemble de paramètres qui étaient affinés par apprentissage, en fonction des parties gagnées et perdues.

III.1.5.3. Apprentissage supervisé

Dans ce cas, le but de l'apprentissage, est d'inculquer un certain comportement de référence au réseau. On associe alors, à chaque patron d'entrée t_I une sortie désirée t_D , qui spécifie les valeurs de sortie désirée, l'apprentissage se déroule de la façon suivante : un patron est présenté aux neurones d'entrée, puis l'activation se propage à travers le réseau.

La réponse des neurones de sortie, est alors comparée aux valeurs désirées ; ceci détermine l'erreur du réseau t_E pour le patron donné.

L'on procède alors, à une modification des poids, qui vise à réduire l'erreur ainsi calculée en répartissant l'erreur sur chaque poids du réseau, en fonction de la part qu'il a joué dans la production de la réponse erronée [21,25].

L'apprentissage supervisé, peut se reformuler, plus précisément, comme la recherche des poids qui minimise l'erreur de sortie pour l'ensemble des patrons.

Cette recherche, s'effectue, généralement, par une série d'approximations successives, où l'ensemble des patrons est présenté plusieurs fois au réseau, et où les poids synaptiques sont modifiées de façon à améliorer graduellement le comportement global du réseau :

\mathbf{F} est une fonction qui calcule la modification à apporter aux poids \mathbf{W} , en fonction de l'erreur \mathbf{E} , et d'une constante \mathbf{n} (souvent appelée pas d'apprentissage) ; en général, les règles d'apprentissage supervisé, sont des formes de descente de gradient.

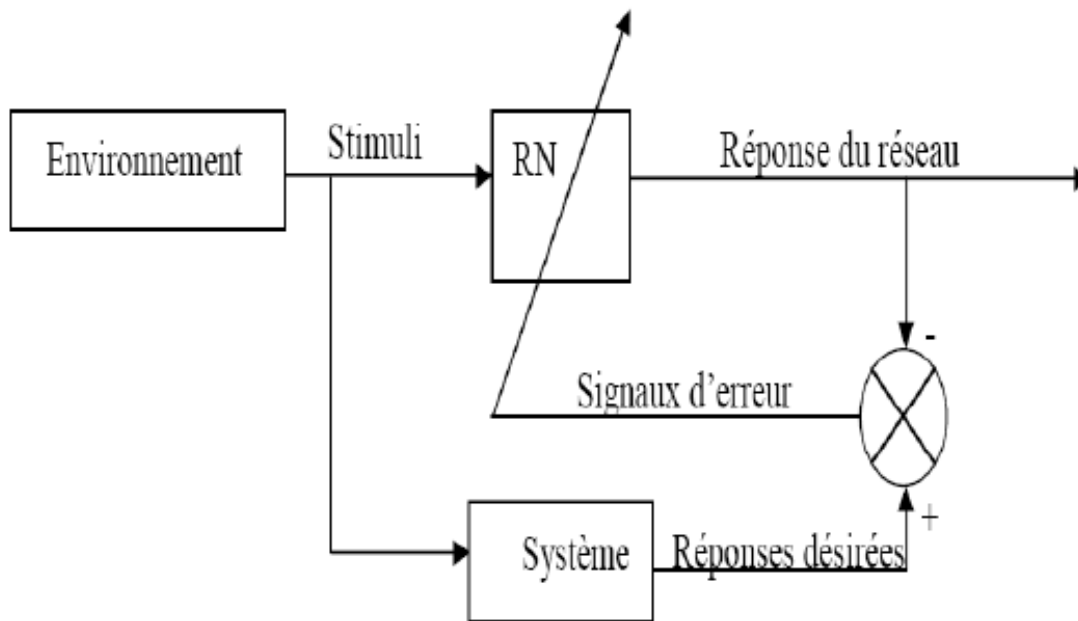


Figure 3.12 : Apprentissage supervisé [20].

III.1.5.4. Phase on line

Dans ce schéma on représente la phase d'apprentissage online ou l'entrée est la trajectoire désirée, on élimine les perturbations.

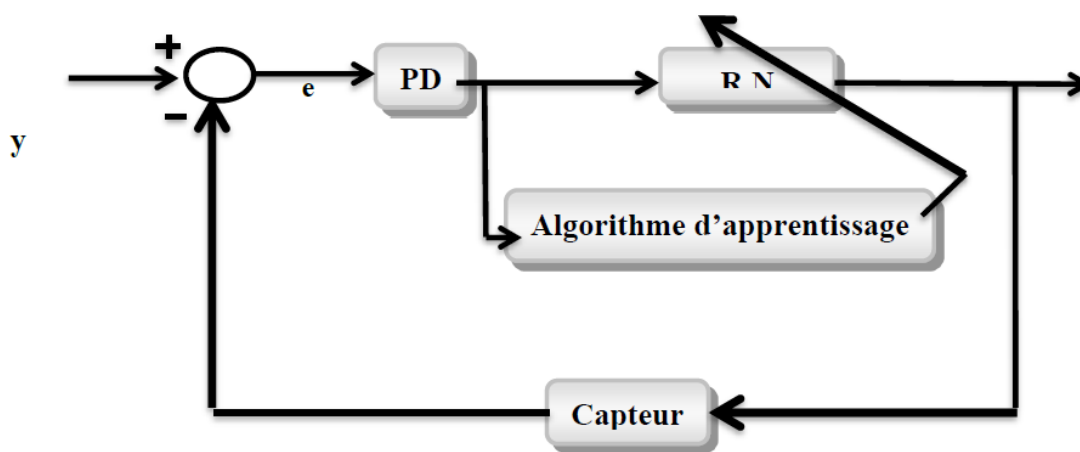


Figure 3.13 : Phase on-line.

PD : est une commande proportionnelle dérivée.

RN : le réseau de neurones à architecture proposée.

III.1.5.5. Phase offline

La deuxième approche d'apprentissage (qui est en général employée), est dite 'offline' ou différée. Dans ce cas, l'apprentissage s'effectue à part, sur un échantillon de patrons présélectionnés. Durant l'apprentissage, ces patrons seront chacun présenté plusieurs fois au réseau ; une présentation du corpus entier, s'appelle cycle ou époque d'apprentissage.

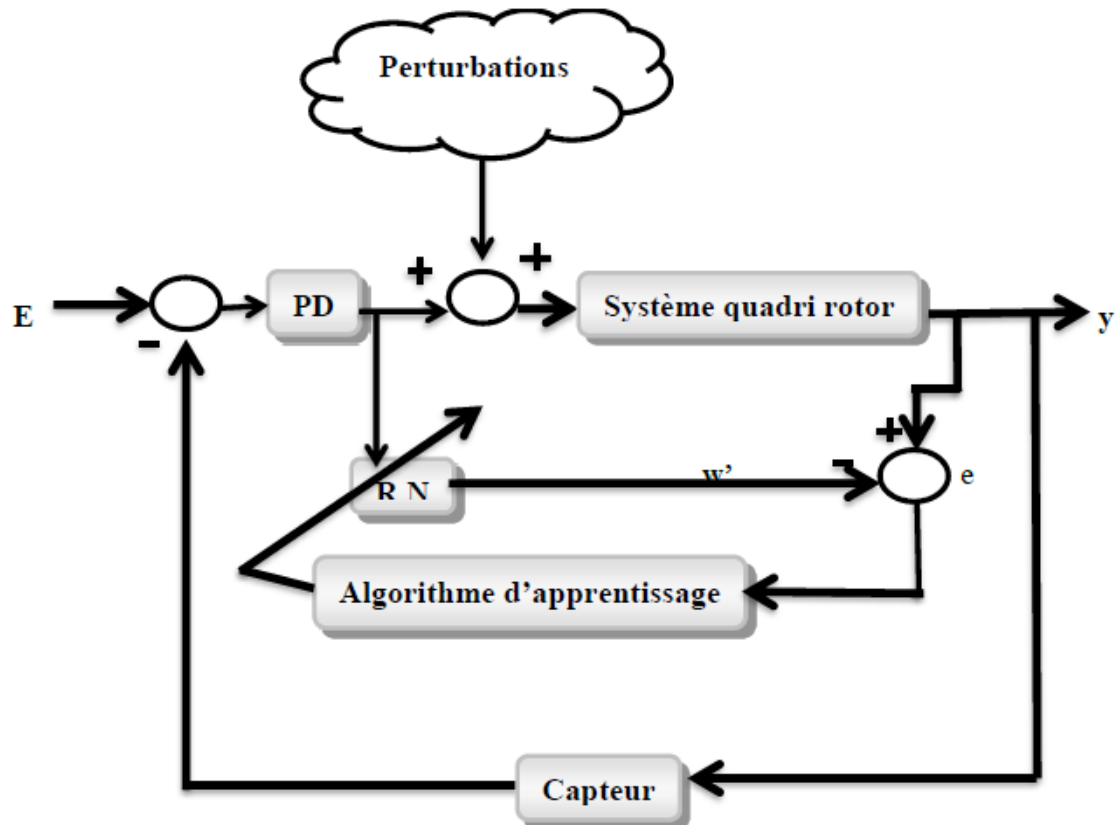


Figure 3.14 : phase offline.

Dans ce cas, il se pose le problème du choix du corpus : dans quelles mesures, les patrons du corpus sont représentatifs de l'environnement réel ? Et à quel point, les performances du réseau se dégradent-elles dans la situation réelle ?

La capacité d'un réseau neuromimétique de réagir correctement face à des données non-apprises, définit ses performances en générale. Etant, le corpus d'apprentissage ne représente qu'une fraction des cas possibles, les performances réelles du réseau sont fortement liées à ses performances en général.

III.1.6. Les avantages de l'application dans la commande des systèmes

- Le traitement parallèle et distribué des informations servant à la commande.
- Des facultés souples d'adaptation et d'apprentissage.
- L'absence presque totale de restrictions sur les non-linéarités du système.
- La possibilité de débiter la conduite avec un minimum d'information à priori sur le système.
- La rapidité du traitement grâce à une mise en œuvre parallèle possible.
- La robustesse par rapport au bruit et par rapport aux défaillances internes.
- Différentes techniques de commande des systèmes en utilisant les réseaux de neurones existent.

III.2. Backstepping

III.2.1. Introduction

Backstepping a acquis une immense popularité en tant qu'algorithme de conception de contrôle non-linéaire. Connue sous le nom de 'Backstepping', développée au début des années 90. Une méthode basée sur l'énergie est devenue un outil de conception efficace pour résoudre le problème de contrôle des systèmes non-linéaires.

Le Backstepping est une approche de conception de contrôle polyvalente basée sur la méthode Lyapunov qui assure la convergence des variables régulées à zéro pour les systèmes non-linéaires [27].

Le principal avantage du backstepping est qu'il s'agit du seul outil de conception non-linéaire, qui permet aux concepteurs de traiter le problème de contrôle d'un système de nième ordre comme un problème de contrôle de premier ordre.

III.2.2. Système non-linéaire

Pratiquement tous les problèmes de commande sont de nature non linéaire. Néanmoins, dans certains cas, l'emploi de méthodes linéaires mènera à des performances satisfaisantes du contrôleur. Dans de nombreux autres cas, seule l'application de méthodes d'analyse et de synthèse non linéaires garantira la réalisation des objectifs souhaités. Au cours de la dernière décennie, il y a eu des progrès considérables dans le domaine de la commande non linéaire qui ont conduit à l'élaboration d'un certain nombre de méthodes et propriété de conception des contrôleurs non linéaires [33].

III.2.2.1. Propriétés des systèmes non linéaires

Les systèmes non linéaires sont décrits par des équations différentielles non linéaires. Ils sont caractérisés par les propriétés suivantes [33,34] :

1. Principe de superposition n'est pas applicable.

2. Points d'équilibre multiples : un système non linéaire présente plusieurs points d'équilibre isolés (pour le système linéaire, le point d'équilibre est unique).

3. Limite de cycle : les systèmes non linéaires peuvent exhiber des oscillations à amplitudes et fréquences fixes en l'absence d'une entrée exogène ; ces oscillations sont appelées cycles limites.

4. Bifurcation : la théorie de la bifurcation a montré que le changement quantitatif des paramètres du système entraîne un changement qualitatif dans son comportement, ainsi la stabilité peut être affectée par ce changement quantitatif.

5. Chaos : les systèmes non linéaires présentent un phénomène chaotique qui est défini par la sensibilité de la sortie vis-à-vis des valeurs initiales.

6. Temps d'échappement fini : l'état d'un système non linéaire instable peut aller à l'infini en un temps fini.

7. Oscillations sous harmoniques, harmoniques ou aperiodiques : pour une entrée sinusoïdale, le signal de sortie peut contenir de nombreux harmoniques et sous harmoniques avec amplitudes et déphasages différents (la sortie d'un système linéaire ne contiendra qu'une sinusoïde à la sortie).

III.2.2.2. Stabilité d'un système

Considérons le système invariable suivant [40] :

$$\dot{x} = f(x)$$

commençons à l'état initial $x(0)$. Supposons que x_e est un point d'équilibre du système, $f(x_e) = 0$. Nous disons que le point d'équilibre est :

- Stable, si pour chaque $\varepsilon > 0$ existe $\delta(\varepsilon) > 0$, tel que :

$$\|x(0) - x_e\| < \delta \Rightarrow \|x(t) - x_e\| < \varepsilon, \text{ pour tout } t \geq 0$$

- Asymptotiquement stable, s'il est stable et en plus il existe $r > 0$ tels que :

$$\|x(0) - x_e\| < r \Rightarrow x(t) \rightarrow x_e, \text{ lorsque } t \rightarrow \infty$$

- Globalement asymptotiquement stable, s'il est asymptotiquement stable pour tous les états initiaux.

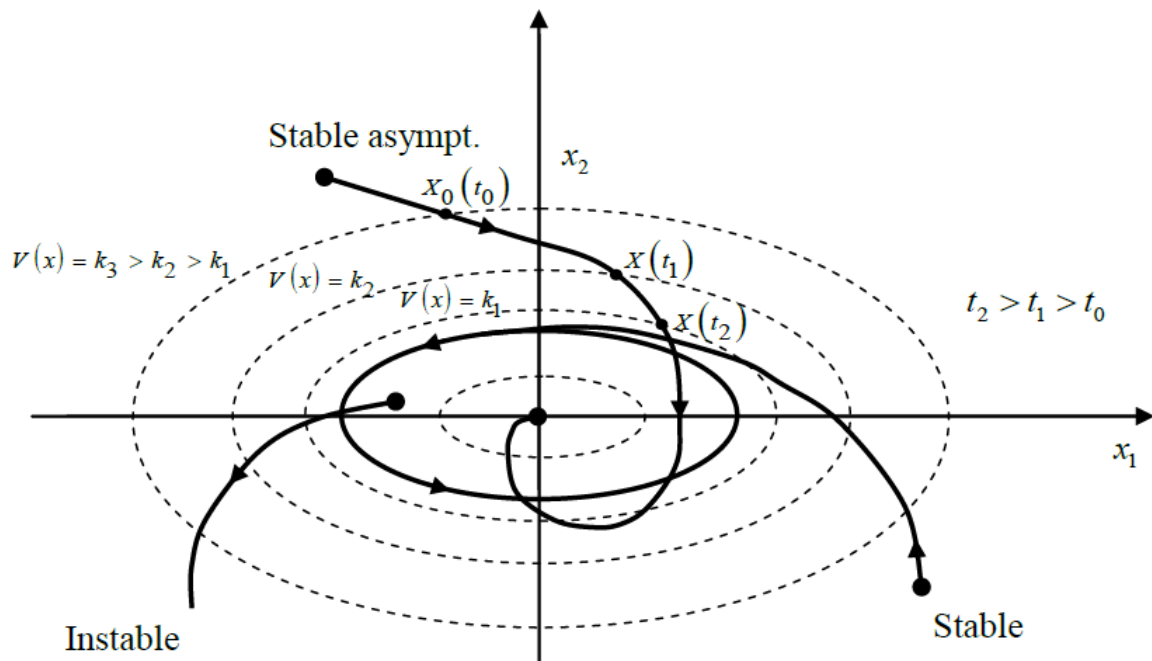


Figure 3.15 : stabilité d'un système non linéaire [33].

III.2.2.3. La synthèse de la commande par la méthode directe de Lyapunov :

Dans les paragraphes précédents, nous avons étudié la stabilité des systèmes où on a supposé implicitement que la loi de commande a été choisie et notre but était de vérifier la stabilité du système avec cette loi de commande, mais le problème dans cette synthèse est comment trouver cette commande qui stabilisera le système [25].

Nous allons présenter une méthodologie qui combine entre la recherche de la fonction de Lyapunov et la loi stabilisante. En général, il existe deux concepts pour l'application de la méthode directe de Lyapunov pour la synthèse d'une commande stable :

- 1^{er} concept : On suppose que la loi de commande existe et on cherche la fonction de Lyapunov.
- 2^{ème} concept : Cette fois-ci, on fait un choix sur $V(x)$, la fonction de Lyapunov candidate, et on cherche la loi de commande qui rend cette fonction candidate la fonction de Lyapunov réelle.

Dans la plupart des théorèmes et des lemmes de la stabilité au sens de Lyapunov, l'existence de la fonction de Lyapunov était assumée et l'objectif était de déterminer la stabilité de ces systèmes. Mais dans la plupart de cas, la recherche de cette fonction est très difficile. [38,2].

III.2.3. Les modèles de la commande Backstepping

Pour commander un système, on s'appuie en général sur un modèle obtenu à partir d'une identification préalable comme les lois physiques ou à partir d'observations expérimentales. Dans notre cas, la commande backstepping est une technique qui prend en charge la nature non-linéaire du système. Il est utile de noter que la stabilité de cette technique est basée sur l'utilisation de la fonction de Lyapunov.

Les objectifs du backstepping consistent à utiliser l'état comme commande virtuelle. Cependant, le système est alors divisé en sous-systèmes unies en ordre décroissant. La loi de commande apparaît à la dernière étape de l'algorithme du backstepping. Lors des étapes intermédiaires, l'instabilité du système non-linéaire est traitée et l'ordre du système est augmenté d'une étape à l'autre. La stabilité globale est garantie, elle assure la continuité et la régulation des systèmes non-linéaires [27,28].

Selon la connaissance ou non des paramètres du modèle, deux variantes de cette commande peuvent être élaborées :

- Commande backstepping non-adaptative.
- Commande backstepping adaptative.

III.2.3.1. Commande backstepping non-adaptative

Dans le cas où le modèle est parfaitement connu, le schéma de principe de la commande Backstepping non-adaptative est illustré sur la figure ci-dessous.

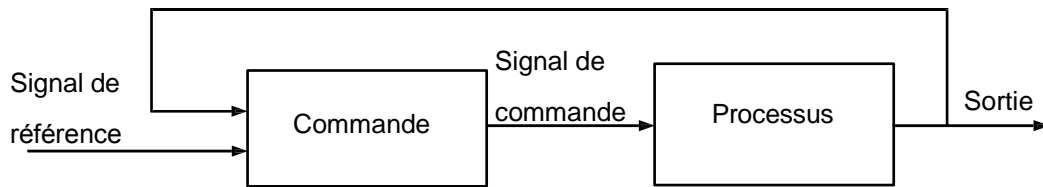


Figure 3.16 : Schéma de principe de la commande non-adaptative [28].

Cependant, les modèles réels des systèmes physiques sont caractérisés par des paramètres (masses, inductances,...) qui sont peu connus ou variables. Si ces paramètres varient dans un intervalle important, il serait mieux d'employer une loi d'adaptation pour les estimer convenablement.

La conception d'une commande adaptative exige la mise au point de trois notions de base :

(1) la loi de commande permet de répondre aux spécifications désirées, vis-à-vis du comportement du système à commander ;

(2) la loi d'adaptation détermine la dynamique d'estimation des paramètres inconnus. Elle doit garantir leur convergence vers leurs valeurs respectives, sans affecter le bon fonctionnement surtout la stabilité de l'ensemble ;

(3) la fonction de Lyapunov permet de répondre aux exigences des deux notions précédentes et garantit également la convergence et la stabilité de la structure adaptative en tout temps.

III.2.3.2. Commande backstepping adaptative

Dans ce qui suit, nous allons rappeler l'algorithme général de la commande Backstepping adaptative.

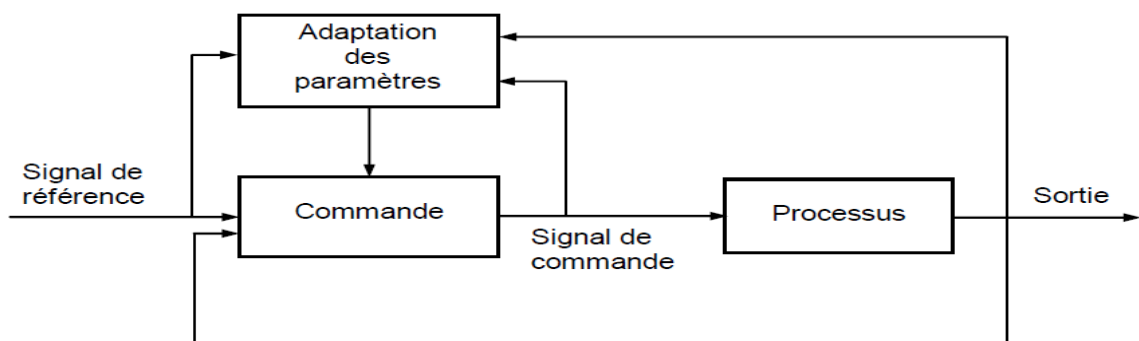


Figure 3.17 : Schéma de principe de la commande adaptative [28].

Comme c'est le cas pour la plupart des commandes, l'application de la technique Backstepping est limitée à certaines classes de systèmes.

Récemment, plusieurs recherches ont été menées pour parvenir à un algorithme de Backstepping plus généralisé capable de résoudre efficacement les problèmes de stabilisation

des systèmes non-linéaires complexes. La technique de Backstepping par blocs est apparue comme l'un des algorithmes les plus efficaces, qui peut résoudre le problème de contrôle de plusieurs sorties non-linéaires à entrées multiples [29].

La figure 3.18 représente la procédure globale de cette technique. Chaque étape génère l'erreur Z_n , la fonction stabilisante α_i , et une nouvelle estimation $\hat{\theta}_i$ du vecteur paramétrique inconnu θ .

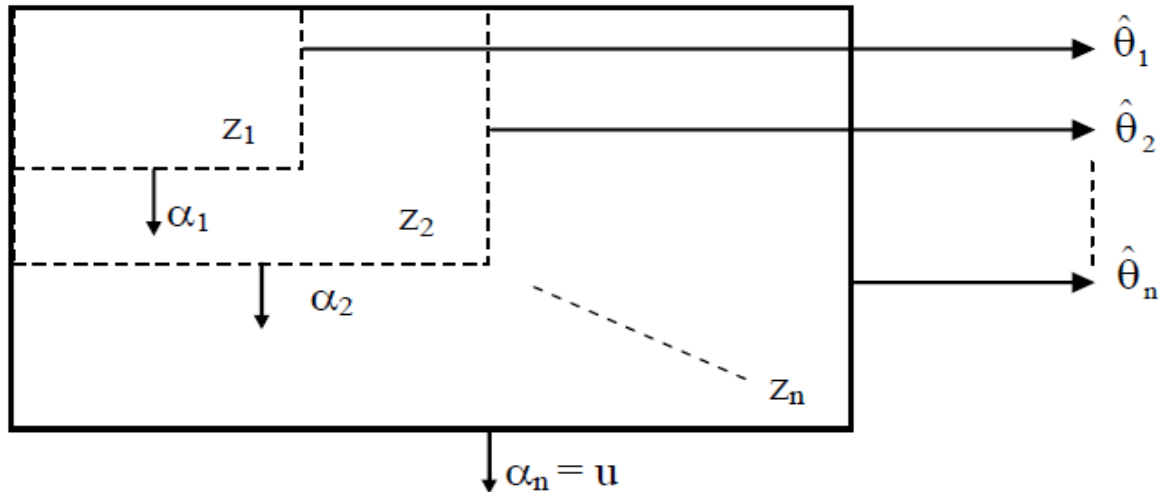


Figure 3.18 : Procédure de la technique Backstepping.

III.2.3.3. Technique de la commande par backstepping

Afin d'illustrer le principe de la méthode Backstepping, on considère le cas des systèmes non-linéaires de la forme [35] :

$$\dot{x}_1 = x_2 + \varphi_1(x_1)^T \cdot \theta \quad (\text{III.10})$$

$$\dot{x}_2 = x_3 + \varphi_2(x_1, x_2)^T \cdot \theta \quad (\text{III.11})$$

.

.

.

$$\dot{x}_{n-1} = x_n + \varphi_{n-1}(x_1, \dots, x_{n-1})^T \cdot \theta \quad (\text{III.12})$$

$$\dot{x}_n = \beta(x) \cdot u + \varphi_n(x)^T \cdot \theta \quad (\text{III.13})$$

$$y = x_1 \quad (\text{III.14})$$

En général, l'algorithme de la commande adaptative Backstepping peut être utilisé pour assurer la stabilité globale et asymptotique de l'erreur primaire du système si les étapes et les conditions suivantes sont respectées [29,35] :

Le système est introduit selon la forme.

- Les fonctions non linéaires φ_i sont connues ;
- La paramétrisation est linéaire ;
- La fonction $\beta(x)$ satisfait la condition $\beta(x) \neq 0$, qlq soit $x \in \mathbb{R}$;
- Chaque φ_i est suffisamment lisse ;
- Le signal y_r qui va être suivi est continu ;
- Tous les états sont mesurables.

L'algorithme de la procédure backstepping adaptative est illustré à travers l'enchaînement des équations suivantes :

Par convention, on définit :

(III.20)

$\bar{x}_i = (x_1, x_2, \dots, x_i)$, et $\bar{y}_r^{(i)} = (y_r, \dot{y}_r, \ddot{y}_r, \dots, y_r^{(i)})$ sont connues.

La loi de commande adaptative :

$$u = \frac{1}{\beta(x)} \left[\alpha_n(x, \hat{\theta}, \bar{y}_r^{(i-1)}) + y_r^{(n)} \right] \quad (\text{III.21})$$

La loi d'adaptation de mise à jour :

$$\dot{\hat{\theta}} = \tau_{\tau_n} (x, \hat{\theta}, \bar{y}_r^{(i-1)}) = \tau w \cdot z \quad (\text{III.22})$$

Le système bouclé aura la forme :

$$\dot{z} = A_z(z, \hat{\theta}, t)z + w(z, \hat{\theta}, t)^T \tilde{\theta} \quad (\text{III.23})$$

$$\dot{\hat{\theta}} = \tau w(z, \hat{\theta}, t)z \quad (\text{III.24})$$

La fonction de Lyapunov s'exprime par :

$$V_n = \frac{1}{2} z^T z + \frac{1}{2} \tilde{\theta}^T \tau^{-1} \tilde{\theta} \quad (\text{III.26})$$

Et la condition de stabilité est telle que :

$$\dot{V}_n = -\sum_{k=1}^n C_k Z_k^2 \quad (\text{III.27})$$

L'équilibre du système s'exprime par :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} Z(t) = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} [y(t) - y_r(t)] = 0 \quad (\text{III.28})$$

III.2.3.4. Système d'une pendule

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -10 \sin x_1 + u \end{cases} \quad (\text{III.29})$$

On va appliquer sur ce système la Commande backstepping :

1^{er} sous-système :

$$(\dot{x}_1)_{d=0} \alpha_0 = y_r \quad (\text{III.30})$$

$$z_1 = x_1 - \alpha_0 \quad (\text{III.31})$$

$$\dot{z}_1 = \dot{x}_1 - \dot{\alpha}_0 = x_2 - \dot{\alpha}_0 \quad (\text{III.32})$$

$$V_1(z_1) = \frac{1}{2} z_1^2 \quad (\text{III.33})$$

$$\dot{V}_1 = z_1 \dot{z}_1 = z_1 [x_2 - \dot{\alpha}_0] \quad (\text{III.34})$$

2^{ème} sous-système :

$$(\dot{x}_2)_{d=0} \alpha_1 = [-k_1 z_1 - \dot{\alpha}_0] \quad (\text{III.35})$$

$$k_1 > 0 \quad (\text{III.36})$$

$$\dot{V}_1 = -k_1 z_1^2 \leq 0 \quad (\text{III.37})$$

$$z_2 = x_2 - \alpha_1 \quad (\text{III.38})$$

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} z_2^2 \quad (\text{III.39})$$

$$\dot{V}_2 = -k_1 z_1^2 + z_2 [-10 \sin(z_1 + \alpha_0) + u - \dot{\alpha}_1] \quad (\text{III.40})$$

$$u = \dot{\alpha}_1 + 10 \sin(z_1 + \alpha_0) - k_2 z_2 \quad (\text{III.41})$$

$$u = \dot{\alpha}_1 + 10 \sin(x_1) - k_2 [-k_1 (x_1 - \alpha_0) - \dot{\alpha}_0] \quad (\text{III.42})$$

$$u = 10 \sin(x_1) - k_2 (x_2 + k_1 z_2 - \dot{x}_1^d) - k_1 z_1 + \dot{x}_1^d \quad (\text{III.43})$$

III.2.3.5. Avantage de la commande Backstepping

- Les propriétés de stabilité et la loi de contrôle peuvent être garanties dans cette même étape.
- La loi de contrôle peut être obtenue par étapes non supérieures à l'ordre du système
- Dans le Backstepping adaptative, des paramètres d'usine inconnus peuvent être facilement traités pour concevoir des lois de contrôle.
- Les observateurs peuvent être facilement incorporés dans la procédure de conception pour effectuer le Backstepping d'observateur.

III.3. Conclusion

Dans ce chapitre on a expliqué le fonctionnement des deux commandes, l'une est classé comme commande d'intelligence artificielle qui est le les réseaux de neurones et l'autre commande qui repose sur la méthode de contrôle Backstepping.

On a commencé par un bref l'historique des réseaux de neurones et leur évolution d'après les réseaux neurones biologiques et comment ils distribuent les erreurs sur les systèmes pour arriver à l'état désiré. Ensuite, on a donné les différents architecteurs des réseaux de neurones.

Dans la deuxième partie on a défini la commande Backstepping et le système non-linéaire, ensuite on a expliqué comment cette commande arrive à stabiliser le système par un algorithme bien défini.

Ces deux commandes sont considérées comme les plus utilisées de nos jours ; à cause de leurs résultats préférables.

CHAPITRE

IV

SIMULATION

IV CHAPITRE 4 : SIMULATION

IV.1. Introduction

Dans ce chapitre on va appliquer trois commandes sur l'UAV hybride en mode vertical seulement, on va commencer par la commande conventionnelle PID (Proportionnelle, Intégrale, Dérivée), ensuite, la commande Backstepping et enfin la commande réseaux de neurone. L'objectif d'appliquer la commande PID est premièrement, d'avoir une idée sur le comportement réel de drone hybride, deuxièmement faire une comparaison entre ces trois commandes, à la manière qu'on a trois variétés de commandes.

IV.2. Commande PID

Un régulateur PID est conçu pour le contrôle d'altitude et d'attitude. Trois régulateurs PID classiques sont conçus pour stabiliser ce véhicule hybride.

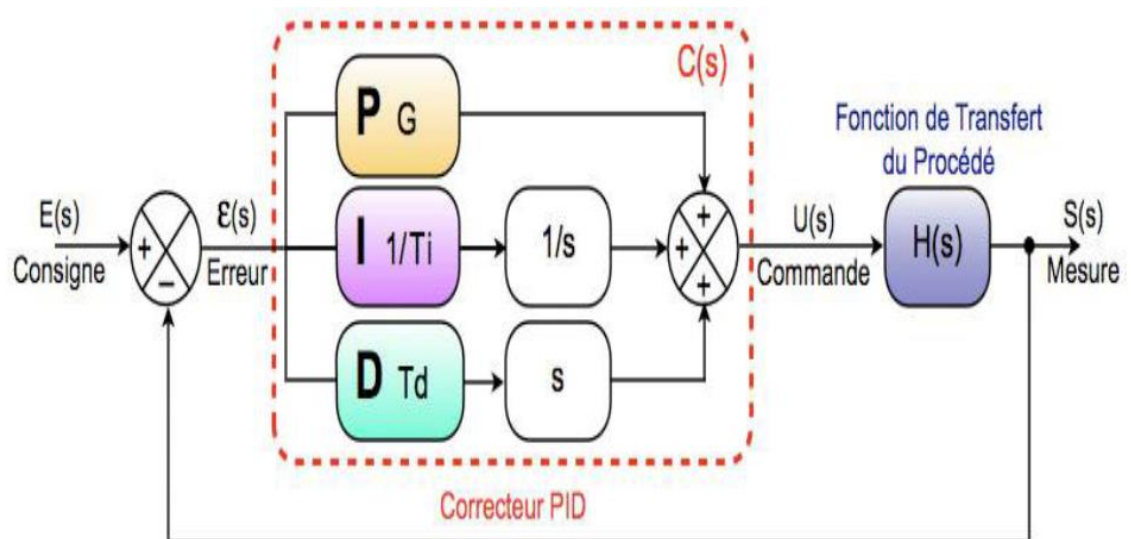


Figure 4.1 : Diagramme d'un régulateur PID.

Les contrôleurs conçus pour l'altitude, le roulis, le tangage et le lacet sont présentés dans la figure. A. 02 :

On a choisi la consigne présentée dans la figure.A.04 pour faire obtenir les résultats suivants.

IV.2.1. Résultats

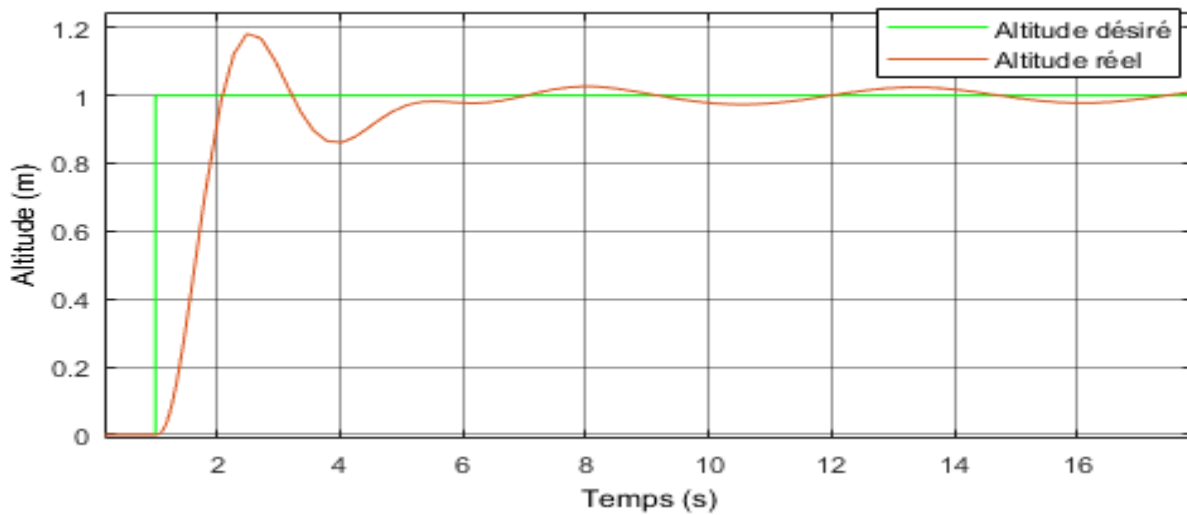


Figure 4.2 : Réponse du système à la commande d'altitude par le PID.

On remarque qu'il y a des perturbations au niveau de d'altitude qui commencent au temps 2 s et restent le long du chemin à cause de la mauvaise adaptabilité du système.

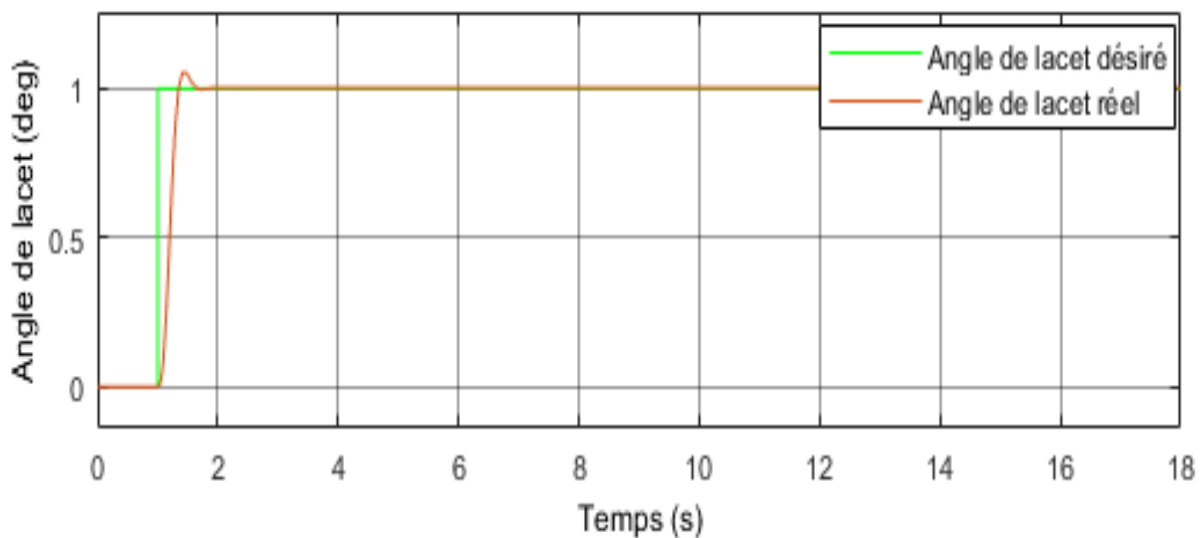


Figure 4.3 : Réponse du système à la commande de lacet par le PID.

On remarque qu'il y a une faible perturbation avec un temps de réponse d'environ 1.8 s et un dépassement de 0.02.

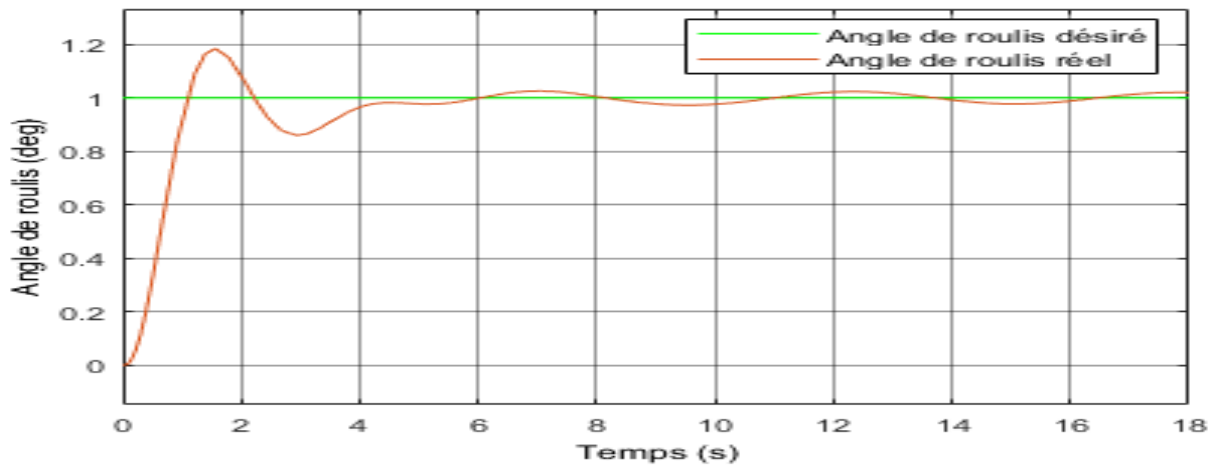


Figure 4.4 : Réponse du système à la commande de roulis par le PID.

On remarque qu’il y a un dépassement de 0.18 et une perturbation de l’angle de roulis réel par rapport à l’angle de roulis de référence.

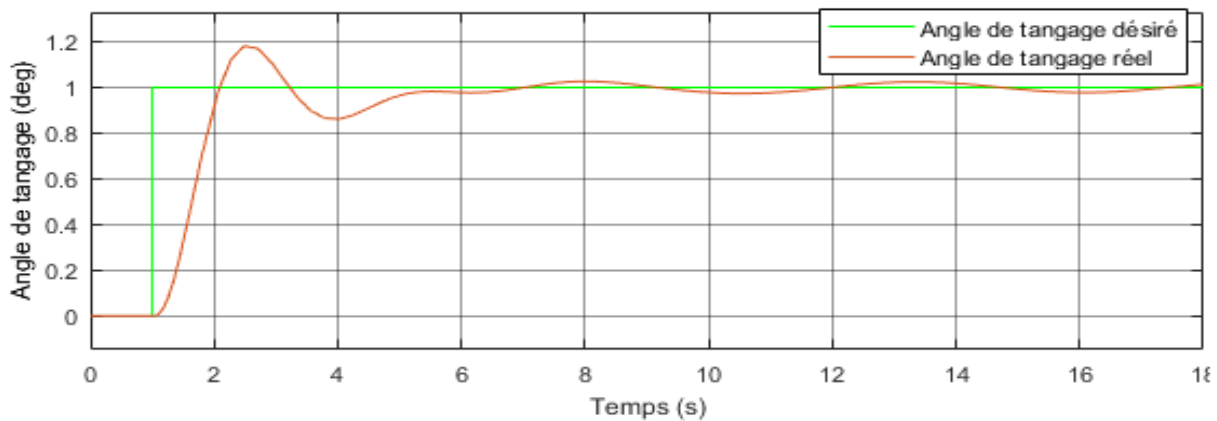


Figure 4.5 : Réponse du système à la commande de tangage par le PID.

On remarque qu’il y a un dépassement de 0.18 et une perturbation faible de l’angle de tangage réel par rapport à l’angle de tangage de référence.

Les contrôleurs PID conçus sont implémentés dans l’UAV hybride Sur le tableau 4.1, les résultats d’applications sont montrés :

	K_p	K_d	K_i	Temps de réponse	dépassement
Altitude (z)	100	20	8.2	6.1 sec	2 %
Angle de roulis (φ)	0.8	0.4	0.2	4.2 sec	3 %
Angle de tangage (θ)	1.2	0.4	0.3	4.8 sec	1.8 %
Angle de lacet (ψ)	1	0.4	0.4	1.8 sec	1 %

Tableau 4.1 : Les résultats de contrôleurs PID.

IV.3. Backstepping

Dans cette section, un contrôleur Backstepping est utilisé pour contrôler l'attitude, le cap et altitude de l'UAV hybride. Le contrôleur Backstepping est basé sur le modèle d'espace d'état.

IV.3.1. Introduction

Backstepping est un algorithme de contrôle récursif qui fonctionne en concevant des lois de contrôle intermédiaires pour certaines des variables d'état. Ces variables d'état sont appelées des contrôles virtuels. Contrairement à d'autres algorithmes de contrôle qui ont tendance à linéariser des systèmes non linéaires tels que l'algorithme de linéarisation par rétroaction, le backstepping ne résout pas les non-linéarités du système.

IV.3.2. Contrôleur d'attitude et d'altitude

Le contrôleur de backstepping mis en place pour contrôler l'orientation de l'UAV hybride.

IV.3.2.1. Contrôleur de roulis

Les deux premiers états du modèle d'espace d'état dans l'équation sont l'angle de roulis et son taux de variation. Extraire ceux que nous obtenons :

$$\dot{\varphi} = \dot{x}_1 = x_2 \quad (\text{IV.5})$$

$$\ddot{x}_1 = \dot{x}_2 = \dot{\varphi} \quad (\text{IV.6})$$

Le sous-système d'angle de roulis facilite la sélection d'une fonction Lyapunov positive :

$$V_1 = \frac{1}{2} z_1^2 \quad (\text{IV.7})$$

Où z_1 est l'erreur entre l'angle de roulis souhaité et réel défini comme suit :

$$z_1 = x_{1d} - x_1 \quad (\text{IV.8})$$

La dérivée temporelle de la fonction Lyapunov est :

$$\dot{V}_1 = z_1 \dot{z}_1 = z_1 (\dot{x}_{1d} - \dot{x}_1) \quad (\text{IV.9})$$

Cela peut être réécrit comme suit :

$$\dot{V}_1 = z_1 (\dot{x}_{1d} - x_2) \quad (\text{IV.10})$$

Selon le principe de Krasovskii {LaSalle, le système est garanti pour être stable système si la dérivée temporelle d'une fonction positive de denn Lyapunov est négative. Pour y parvenir, nous choisissons une fonction positive définit :

$$\dot{V}_1 = z_1(\dot{x}_{1d} - \dot{x}_2) \leq -c_1 z_1^2 \quad (\text{IV.11})$$

Où c_1 est une constante positive. Pour satisfaire cette inégalité, l'entrée de contrôle virtuel peut être choisie pour être :

$$(x_2)_{desiré} = \dot{x}_{1d} + c_1 z_1 \quad (\text{IV.12})$$

Définir une nouvelle variable d'erreur z_2 comme étant la déviation de l'état x_2 par rapport à sa valeur souhaitée

$$z_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} - c_1 z_1 \quad (\text{IV.13})$$

Réécriture de la dérivée temporelle de la fonction de Lyapunov :

$$\dot{V}_1 = z_1 \dot{z}_1 = z_1(\dot{x}_{1d} - \dot{x}_2) = z_1(\dot{x}_{1d} - (\dot{z}_2 + \dot{x}_{1d} + c_1 z_1)) = -z_1 \dot{z}_2 - c_1 z_1^2 \quad (\text{IV.14})$$

L'étape suivante consiste à augmenter la première fonction Lyapunov V_1 avec un terme quadratique dans la deuxième variable d'erreur z_2 pour obtenir un V_2 défini positif :

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} z_2^2 \quad (\text{IV.15})$$

Avec dérivé du temps :

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + z_2 \dot{z}_2 = -z_1 \dot{z}_2 - c_1 z_1^2 + z_2(\dot{x}_2 - \dot{x}_{1d} - c_1 \dot{z}_1) \quad (\text{IV.16})$$

$$\dot{V}_2 = -z_1 z_2 - c_1 z_1^2 + z_2 \left(\frac{u_2}{I_{xx}} + \frac{J_p}{I_{xx}} q + \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr - \dot{x}_{1d} - c_1 \dot{z}_1 \right) \leq -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 \quad (\text{IV.17})$$

En résolvant la dernière inégalité, l'entrée de contrôle U_2 peut être écrite comme suit :

$$U_2 = I_{xx} \left(-\frac{J_p}{I_{xx}} q - \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr - c_2 z_2 + z_1 + \dot{x}_{1d} + c_1 \dot{x}_{1d} - c_1 x_2 \right) \quad (\text{IV.18})$$

IV.3.2.2. Contrôle de tangage

Le contrôleur de hauteur est dérivé de la même manière que le contrôleur de rouleur. Les États utilisés sont,

$$\dot{x}_3 = x_4 \quad (\text{IV.19})$$

$$\dot{x}_4 = \ddot{\theta} \quad (\text{IV.20})$$

Et l'erreur est une fonction positive de Lyapunov :

$$V_3 = \frac{1}{2} z_3^2 \quad (\text{IV.21})$$

Avec dérivé du temps :

$$\dot{V}_3 = z_3 \dot{z}_3 = z_3 (\dot{x}_{3d} - x_4) \quad (\text{IV.22})$$

Choisir la fonction de délimitation avec c_3 une constante positive, l'état x_4 désiré est :

$$(x_4)_{desiré} = \dot{x}_{3d} + c_3 z_3 \quad (\text{IV.23})$$

et l'erreur dans l'état x_4 est :

$$z_4 = x_4 - \dot{x}_{3d} - c_3 z_3 \quad (\text{IV.24})$$

Réécriture de la dérivée temporelle de la fonction Lyapunov :

$$\dot{V}_3 = z_3 \dot{z}_3 = z_3 (\dot{x}_{3d} - (z_4 + \dot{x}_{3d} + c_3 z_3)) = -z_3 z_4 - c_3 z_3^2 \quad (\text{IV.25})$$

Augmenter la fonction précédente de Lyapunov avec un terme quadratique dans l'erreur variable z_4 :

$$V_4 = V_3 + \frac{1}{2} z_4^2 \quad (\text{IV.26})$$

Définir une nouvelle fonction de délimitation avec c_4 un positif constante, les inégalités suivantes peuvent être atteintes :

$$\dot{V}_4 = -z_3 z_4 - c_3 z_3^2 + z_4 (\dot{x}_4 - \ddot{x}_{3d} - c_1 z_3) \leq -c_3 z_3^2 - c_4 z_4^2 \quad (\text{IV.27})$$

remplacer x_4 par sa définition de l'équation (4.43) et résoudre pour U_3 . L'angle de roulis entrée de contrôle se trouve être :

$$U_3 = I_{yy} \left(\frac{J_p}{I_{yy}} p + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr - c_4 z_4 + z_3 + \ddot{x}_{3d} + c_3 \dot{x}_{3d} - c_3 x_4 \right) \quad (\text{IV.28})$$

IV.3.2.3. Contrôle de lacet

En suivant exactement les mêmes étapes que les contrôleurs de roulis et de tangage :

$$U_4 = I_{zz} \left(-\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq - c_6 z_6 + z_5 + \ddot{x}_{5d} + c_5 \dot{x}_{5d} - c_5 x_6 \right) \quad (\text{IV.29})$$

Avec

$$z_5 = x_{5d} - x_5 \quad (\text{IV.30})$$

$$z_6 = x_6 - \dot{x}_{5d} - c_5 z_5 \quad (\text{IV.31})$$

Où c_5 et c_6 sont des constantes positives.

IV.3.2.4. Contrôle d'altitude

Pour le contrôleur d'altitude, l'entrée de contrôle U_1 est dérivée de la même manière que U_2, U_3, U_4 à être :

$$U_1 = \frac{m}{\cos\varphi \cos\theta} (-z_7 - rv_x + pv_y + g - z_5 - \dot{x}_{7d} - c_7\dot{x}_{7d} + c_7x_8 + c_8z_8) \quad (\text{IV.32})$$

Avec

$$z_7 = x_{7d} - x_7 \quad (\text{IV.33})$$

$$z_8 = x_8 - \dot{x}_{7d} - c_7z_7 \quad (\text{IV.34})$$

Où c_7 et c_8 sont des constantes positives.

IV.3.3. Simulation de la commande backstepping

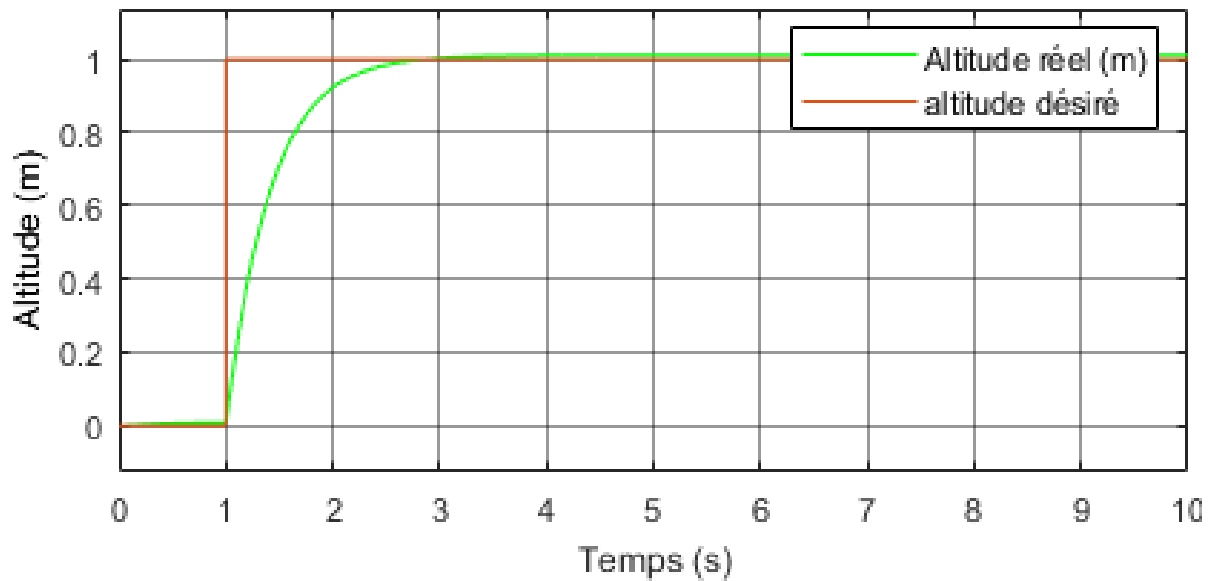


Figure 4.6 : Réponse du système à la commande de l'altitude par Backstepping.

On remarque qu'il y a un décalage de 0.01 vers le haut de l'altitude réelle par rapport à l'altitude de référence.

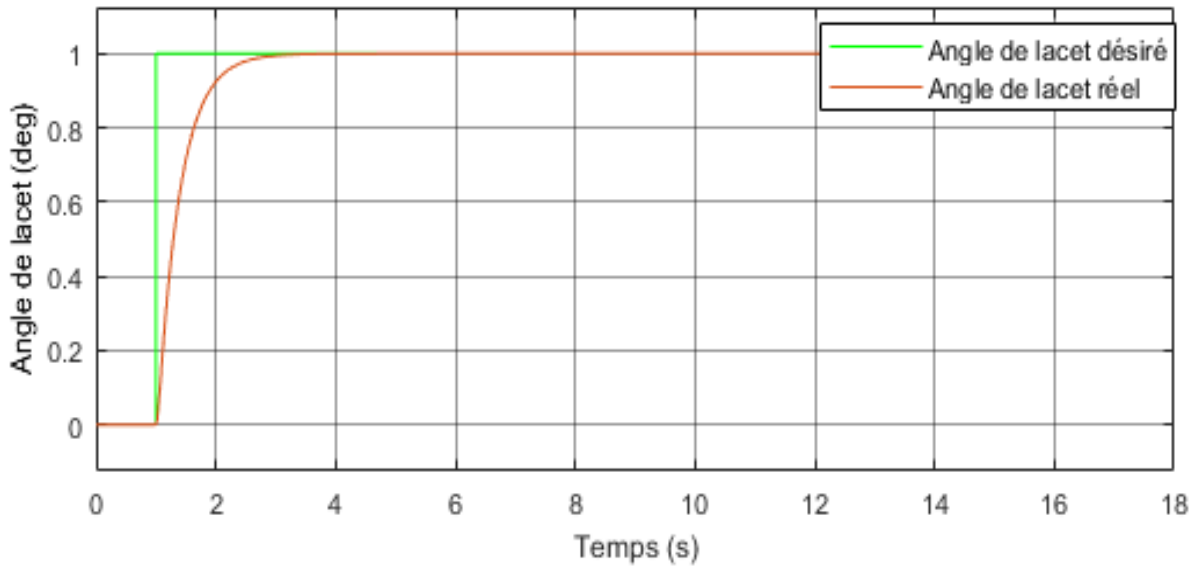


Figure 4.7 : Réponse du système à la commande de lacet par Backstepping.

On remarque que l'angle de lacet réel se stabilise au même niveau que l'angle de lacet désiré après un temps de réponse de 3 s.

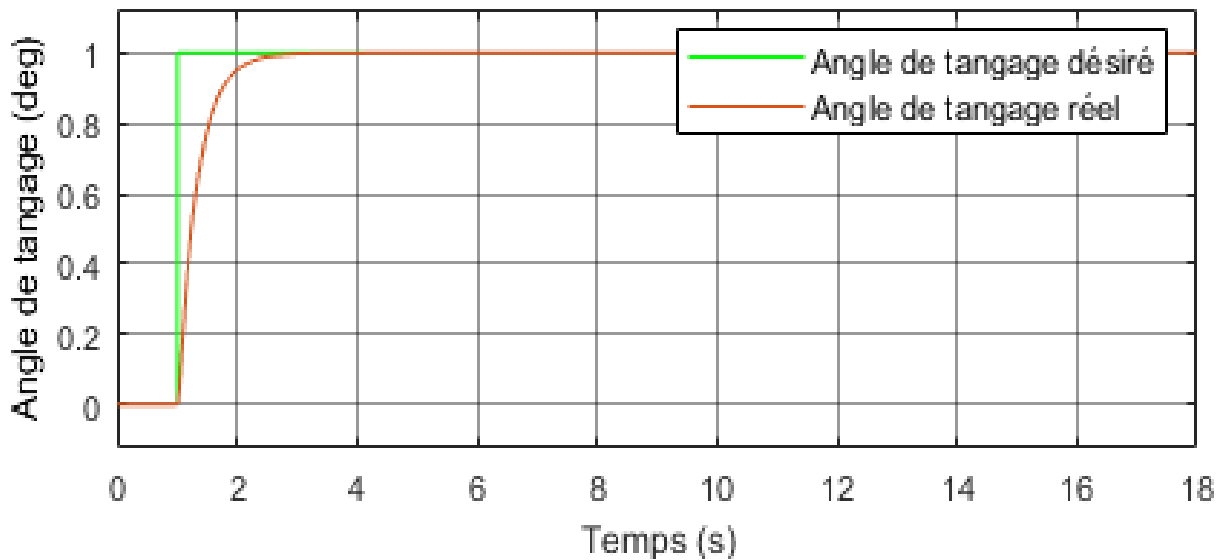


Figure 4.8 : Réponse du système à la commande de tangage par Backstepping.

On remarque qu'il y a une superposition de l'angle de tangage réel avec l'angle de tangage désiré après un temps de réponse de 2.5 s.

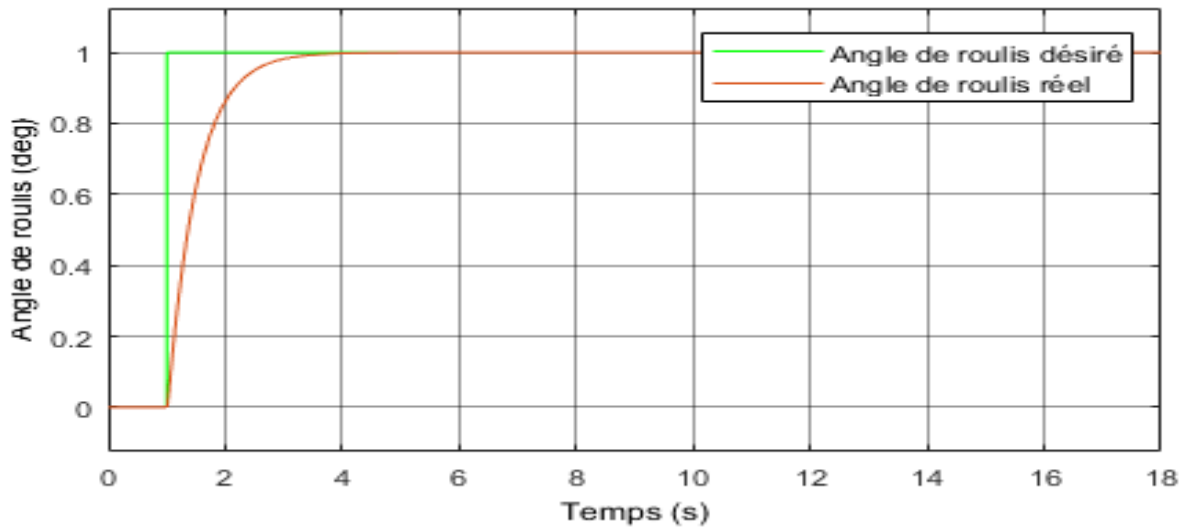


Figure 4.9 : Réponse du système à la commande de roulis par le Backstepping.

On remarque qu’il y a une superposition de l’angle de tangage réel avec l’angle de tangage désiré après un temps de réponse de 3.6 s.

	$c_1/c_5/c_7$	$c_2/c_6/c_8$	Temps de réponse	Dépassement
Angle de roulis (φ)	3.07	3.40	3.60 s	1.9 %
Angle de lacet (ψ)	3.07	3.40	3.00 s	1.9 %
Angle de tangage (θ)	6.11	4.71	2.50 s	1.6 %
Altitude (z)	6.11	7.96	/	2 %

Tableau 4.2 : Les constantes et résultats de la commande Backstepping.

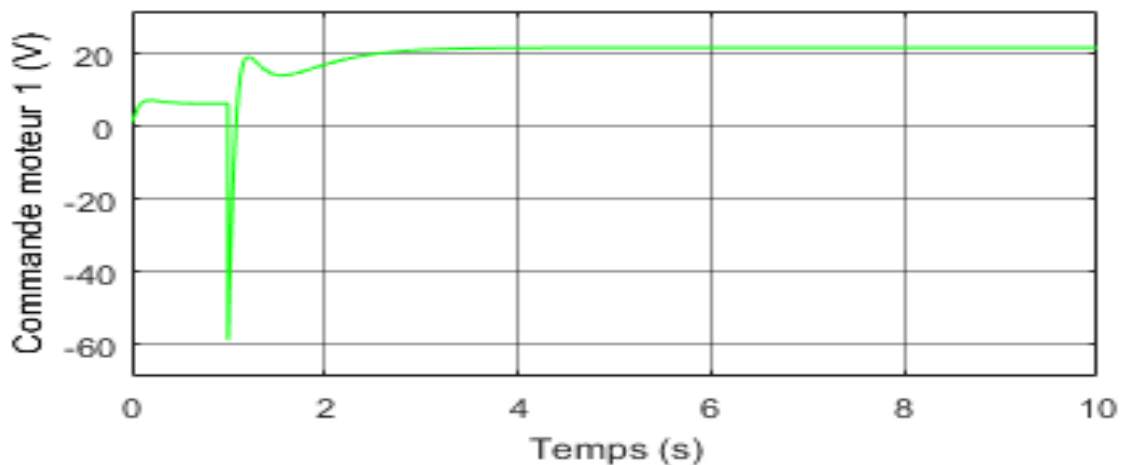


Figure 4.10 : Entrée U1 de contrôleur backstepping.

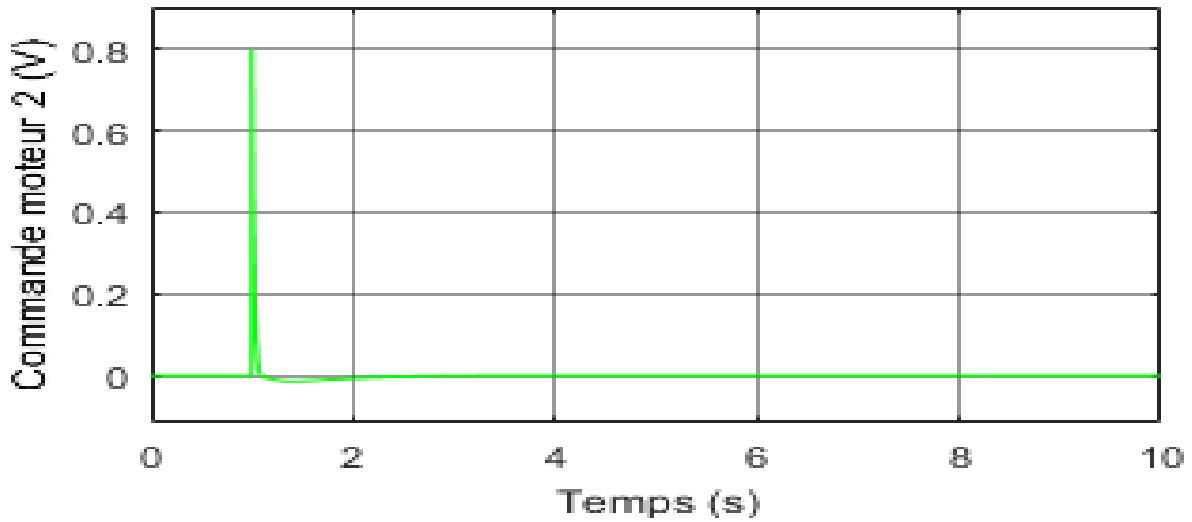


Figure 4.11 : Entrée U2 de contrôleur backstepping.

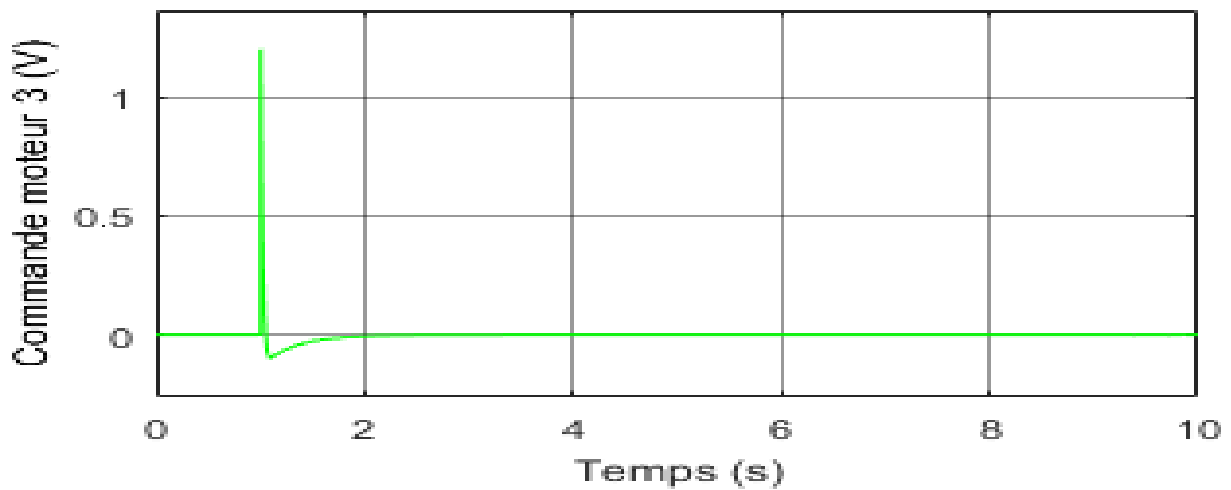


Figure 4.12 : Entrée U3 de contrôleur backstepping.

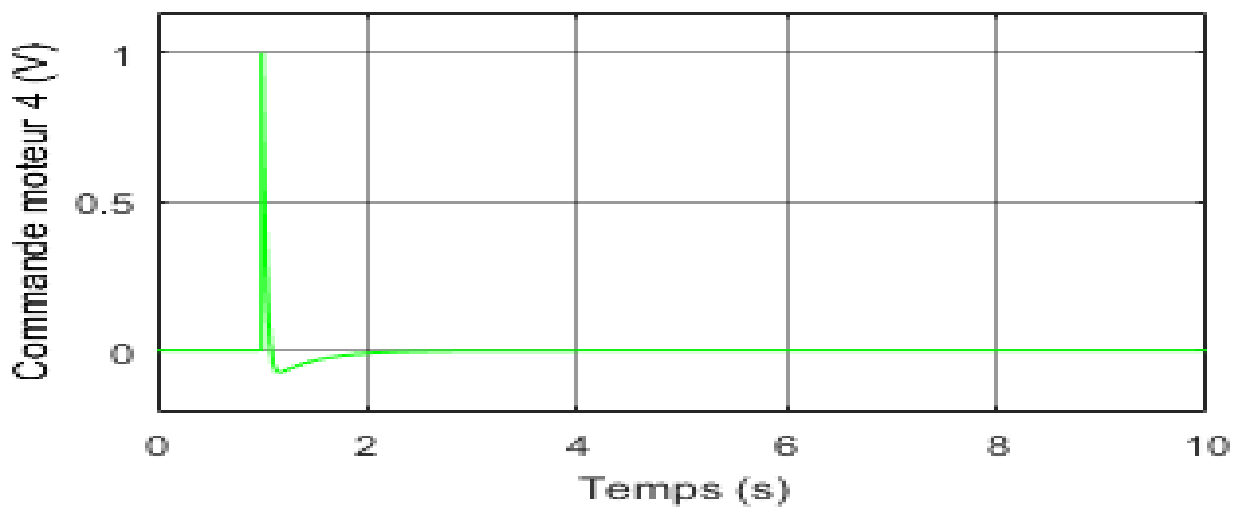


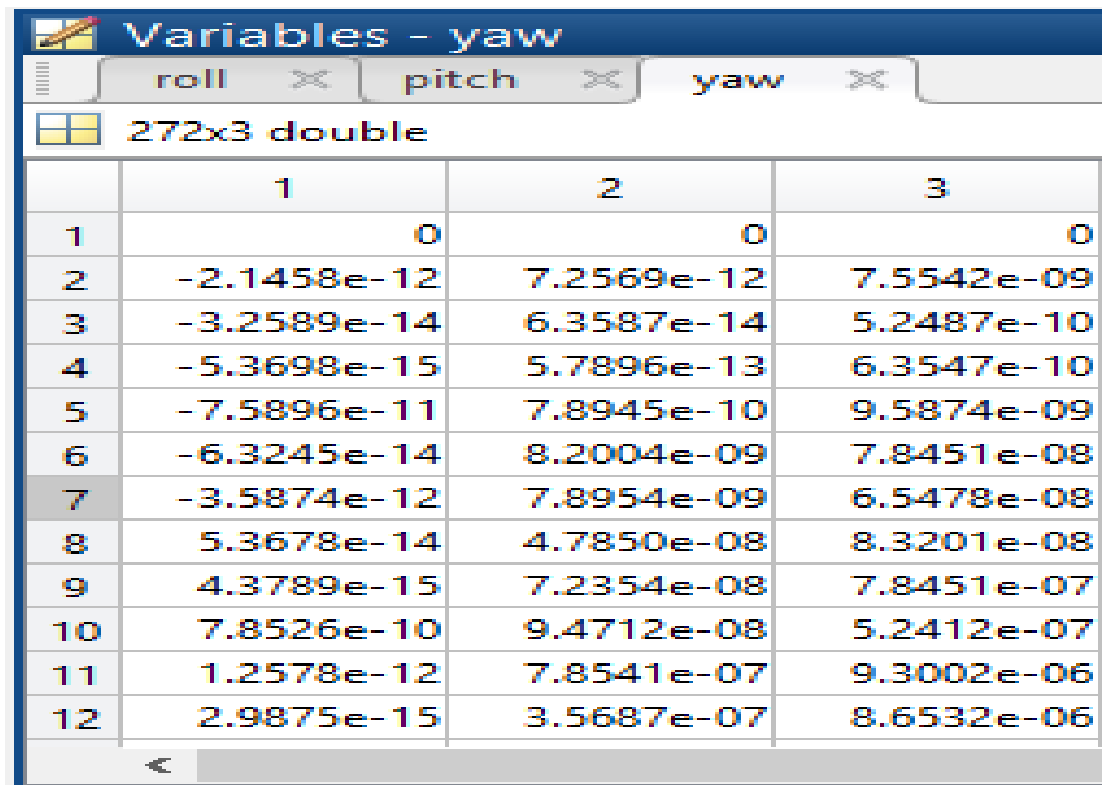
Figure 4.13 : Entrée U4 de contrôleur backstepping.

IV.4. Réseaux de neurone

On va implémenter la commande réseau de neurones dans le système de l'UAV hybride

IV.4.1. Echantillonnage des entrées et les sorties du système

Ces entrées et sorties sont résultats d'implémentation de la commande PID choisir le plus convenable pour ce modèle :



	1	2	3
1	0	0	0
2	-2.1458e-12	7.2569e-12	7.5542e-09
3	-3.2589e-14	6.3587e-14	5.2487e-10
4	-5.3698e-15	5.7896e-13	6.3547e-10
5	-7.5896e-11	7.8945e-10	9.5874e-09
6	-6.3245e-14	8.2004e-09	7.8451e-08
7	-3.5874e-12	7.8954e-09	6.5478e-08
8	5.3678e-14	4.7850e-08	8.3201e-08
9	4.3789e-15	7.2354e-08	7.8451e-07
10	7.8526e-10	9.4712e-08	5.2412e-07
11	1.2578e-12	7.8541e-07	9.3002e-06
12	2.9875e-15	3.5687e-07	8.6532e-06

Figure 4.14 : Echantillonnage des entrées et des sorties d'apprentissage.

IV.4.2. L'Apprentissage

Ce travail a été programmé par la boîte à outil Neural-Network Toolbox dans le logiciel Matlab ® (version b2017a), tout en respectant les étapes suivantes chargé les données précédentes dans le concepteur de neural-Network sur Matlab.

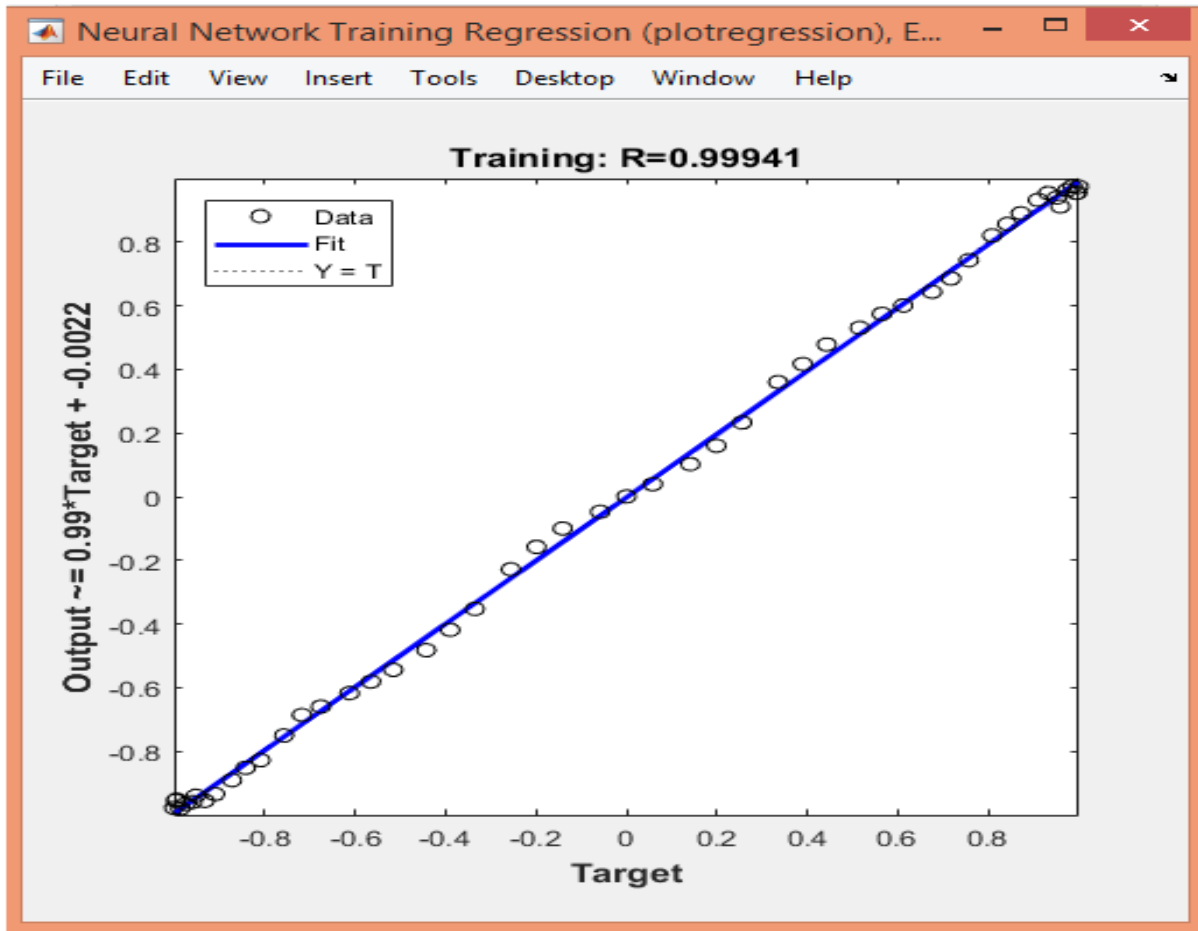


Figure 4.15 : Résultats d'apprentissage.

On remarque que l'erreur est très faible donc c'est un bon apprentissage.

IV.4.3. Les résultats

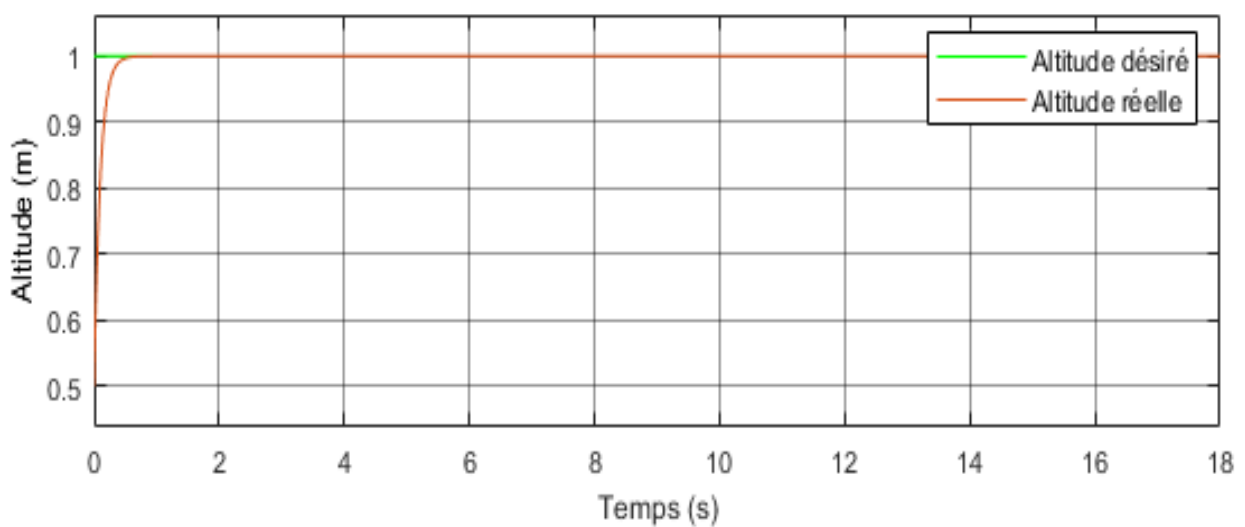


Figure 4. 16 : Réponse du système à la commande d'altitude par le réseau de neurones.

On remarque qu'il y a une stabilisation de l'altitude réelle sur l'altitude désirée après un temps de réponse d'environ 0.3 s.

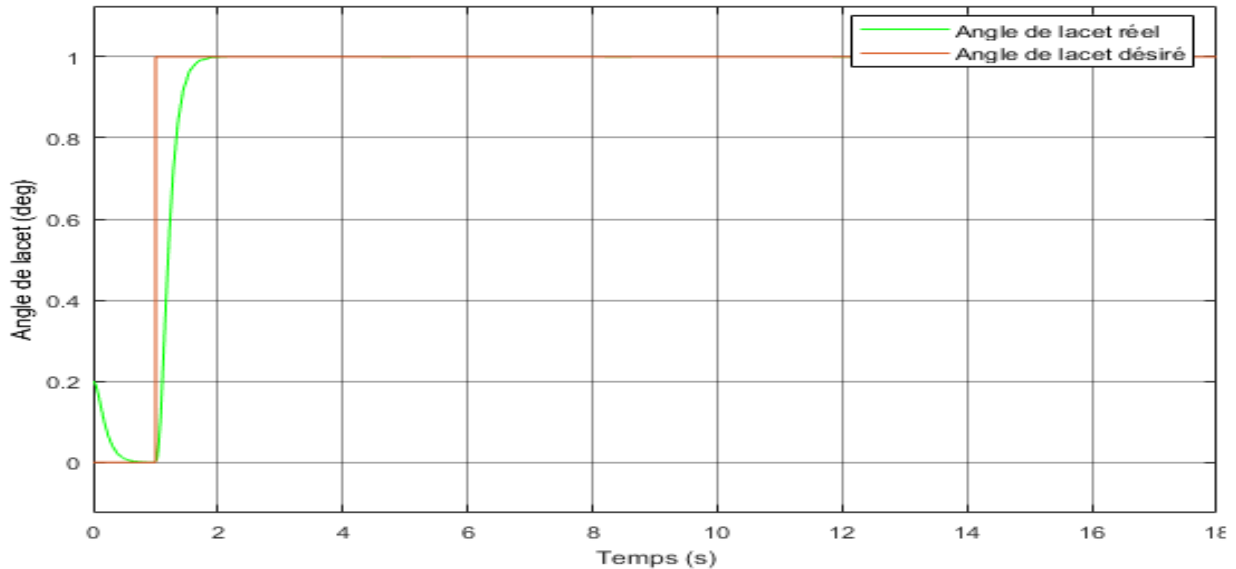


Figure 4. 17 : Réponse du système à la commande de lacet par le réseau de neurones.

On remarque qu'il y a une perturbation très faible entre l'angle de lacet réel et l'angle désiré avec un temps de réponse de 1.8 s.

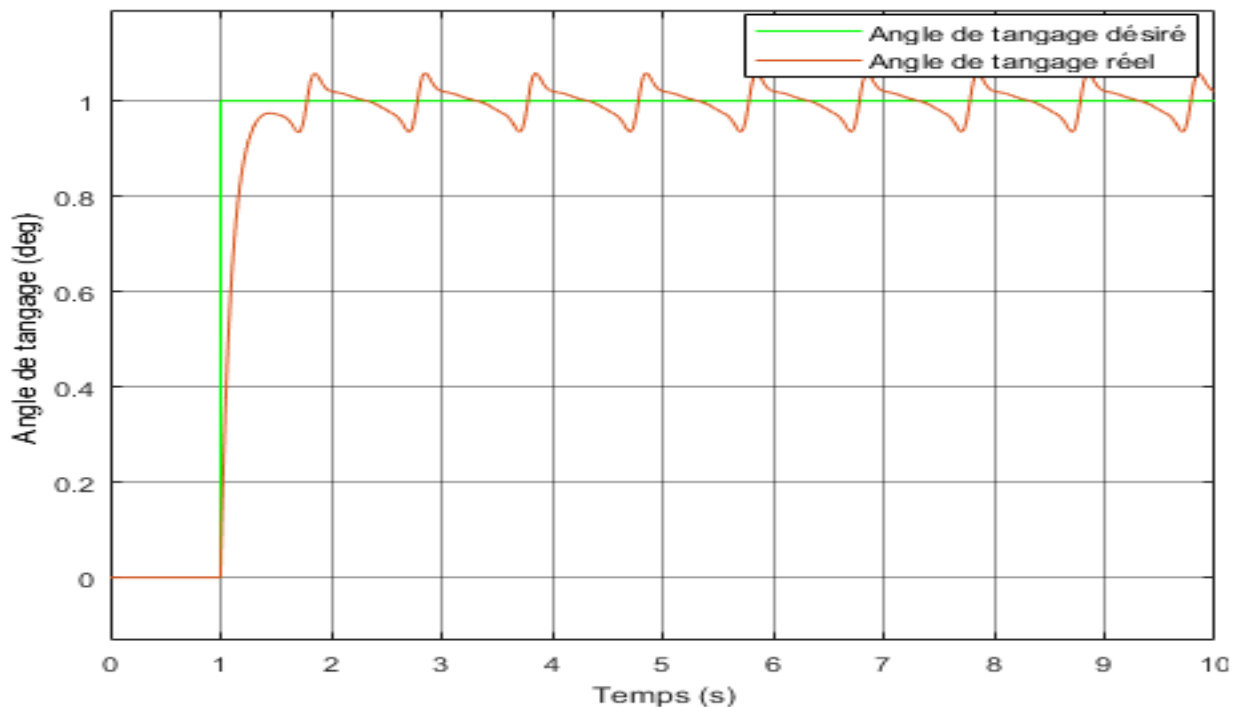


Figure 4. 18 : Réponse du système à la commande de tangage par le réseau de neurones.

On remarque qu'il y a un dépassement de 0.1 avec un temps de réponse de 1.8 s et une petite perturbation entre l'angle de tangage réel et celle du tangage désiré.

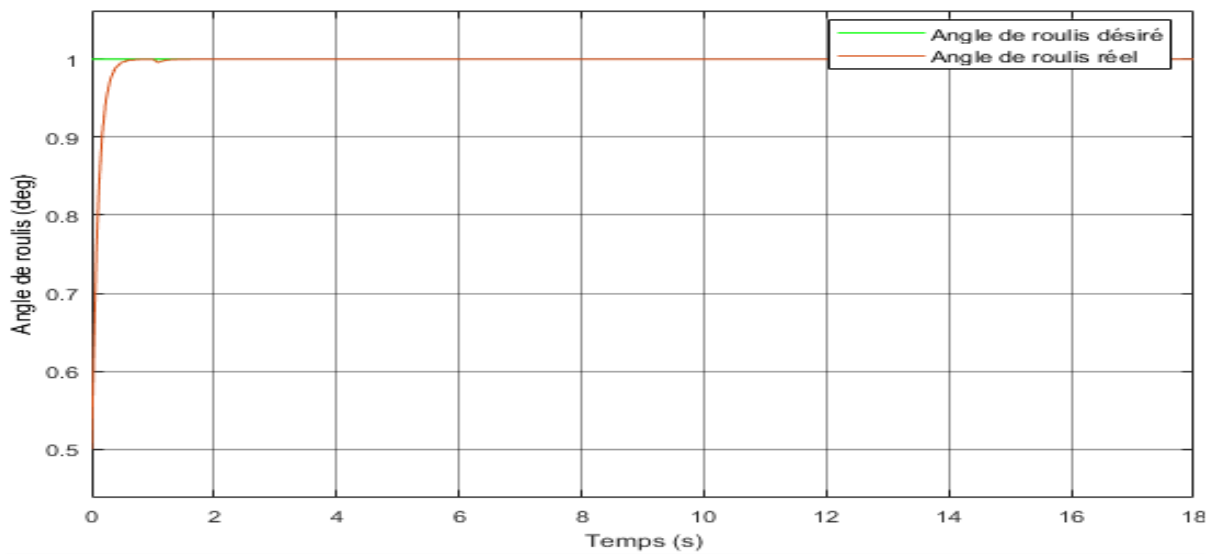


Figure 4. 19 : Réponse du système à la commande de roulis par le réseau de neurones.

On remarque que l'angle de roulis réel et l'angle de roulis de référence sont superposés l'un sur l'autre avec des petits décalages temporelles entre eux.

	Temps de réponse	dépassement
Altitude (z)	0.5 sec	0.3 %
Angle de roulis (φ)	1.8 sec	0.09 %
Angle de tangage (θ)	1.8 sec	0.1%
Angle de lacet (ψ)	0.3 sec	0.12 %

Tableau 4.3 : Les résultats de contrôleurs réseau de neurones.

IV.5. Conclusion

Ce chapitre vise l'application des techniques que nous avons analysées dans le chapitre précédent, il s'agit de la commande PID, backstepping et celles de réseau de neurones.

A travers notre travail, nous avons, d'abord, constaté que le contrôle de l'altitude et de l'attitude pour la commande PID implique des erreurs plus remarquables que celles de la commande backstepping. Mais certainement une meilleure implémentation de cette dernière dans le système et le bon choix des gains de la commande backstepping vont donner des résultats satisfaisants.

En outre, la commande par réseau de neurones est plus robuste grâce à sa capacité d'adaptation qui minimise les erreurs de dépassement en comparaison avec le PID et le backstepping qui présente des erreurs.

CONCLUSION GÉNÉRALE

CONCLUSION GENERALE

L'objectif principal de notre projet de fin d'étude était de tester le comportement d'un UAV hybride en utilisant trois techniques de commande. Ces techniques constituent une commande classique (PID), une commande basée sur l'énergie (Backstepping) et une autre commande basée sur l'intelligence artificielle (Réseaux de neurone).

La cause principale du choix de ces commandes est qu'elles se basent sur la dynamique des systèmes non-linéaires ainsi que pour concevoir des structures de commandes stables et robustes, aussi ces commandes ont été utilisées intensivement dans beaucoup de domaines d'applications et, en particulier, dans celui de la commande des drones.

Dans la première partie intitulée 'Généralité sur les UAVs', on a défini différents UAV, parmi lesquelles il y a l'UAV hybride qui est une nouvelle catégorie qui a émergé à partir des drones inventés précédemment. Ce véhicule aérien hybride englobe beaucoup d'avantages parmi lesquelles on peut citer le vol vertical, le vol en avant, l'endurance, la robustesse et la flexibilité. Ces dernières proviennent à partir des deux catégories dominantes qui sont les quadrotors et les ailes fixes.

Aussi, on a parlé des sous-systèmes et des interfaces nécessaires qui doivent être disponibles pour construire un drone et assurer un meilleur déroulement des différentes missions qu'elles soient militaires ou civiles.

Dans le prolongement de notre travail, il s'agissait de l'étape 'Modélisation d'un UAV hybride', on a présenté le modèle mathématique qui contient la cinématique et la dynamique d'un UAV hybride dont le fuselage est rotationnel autrement dit : quatre rotors en arrière d'une aile fixe.

C'est-à-dire les quatre rotors assurent le vol vertical, la transition et le maintien du vol en avant en fournissant de la poussé nécessaire. L'aile fixe aide à faciliter la transition, augmenter la robustesse et donner une flexibilité à l'UAV hybride.

Ce modèle, a impliqué beaucoup de contraintes à cause de la complexité du système, les différents forces et moments qui agissent sur ce drone hybride ainsi que l'instabilité de son centre de gravité. Pour cela il fallait une excellente maîtrise du fonctionnement et de la modélisation des véhicules aériens sans pilote principalement VTOL et HTOL. L'investissement de ces données a permis de mieux comprendre le modèle le plus approprié.

La troisième partie a été consacrée à 'la commande réseaux de neurone et Backstepping' où on a parlé des étapes d'apprentissage et les différentes catégories de réseaux de neurone et l'algorithme de Backstepping qui est basé essentiellement sur la méthode de Lyapunov et l'impact de cette méthode qui veille sur la stabilité des systèmes non-linéaires.

La commande Backstepping exige au système d'avoir une certaine structure ce qui permet de faciliter son application. En outre, on a cité les avantages de ces deux commandes pour bien éclairer ce qui donne de la particularité à l'UAV hybride qui, bien évidemment, bénéficie de ces avantages pour donner de meilleures performances et fonctionnalités exceptionnelles. En effet, la combinaison commandes-système va assurer des résultats nets et précis.

La 'simulation' montre, d'abord, l'application de la commande PID qui est la plus facile et la plus utilisée au domaine industriel grâce à ses références multiples qui vont faciliter son intégration dans le système, malgré les résultats obtenus qui n'atteignent pas les prévisions. Le choix d'utiliser cette commande a pour but d'aider à choisir les gains de la commande backstepping. Cela va faciliter la tâche à cette dernière, puisqu'elle rencontre des difficultés pour trouver ces gains avec précision.

Ensuite, on a construit les contrôleurs d'altitude et d'attitude avec la méthode backstepping après l'avoir introduit dans le système d'UAV hybride et on a obtenu des résultats plus améliorés par rapport à la commande PID.

Finalement, on a appliqué la commande réseaux de neurone au drone hybride, et on a atteint des résultats plus améliorés que les deux commandes précédentes et cela revient à l'apprentissage et l'adaptabilité de cette commande le long de l'itinéraire.

Nous projetons dans le futur la réalisation de ce modèle d'UAV hybride et la mise en œuvre de ces techniques de commande à savoir réseaux de neurone et Backstepping, afin de vérifier et valider ces résultats et, en plus, pouvoir améliorer cette nouvelle génération de drones hybrides.

CONCLUSION GÉNÉRALE

Conclusion générale :

L'objectif principal de notre projet de fin d'étude était de tester le comportement d'un UAV hybride en utilisant trois techniques de commandes. Ces techniques constituent une commande classique (PID), une commande basée sur l'énergie (Backstepping) et une autre commande basée sur l'intelligence artificielle (Réseaux de neurone).

La cause principale du choix de ces commandes est qu'elles se basent sur la dynamique des systèmes non linéaires ainsi que pour concevoir des structures de commandes stables et robustes, aussi ces commandes ont été utilisées intensivement dans beaucoup de domaines d'applications et, en particulier, dans celui de la commande des drones.

Dans la première partie intitulée 'Généralité sur les UAVs', on a défini différents UAV, parmi lesquelles il y a l'UAV hybride qui est une nouvelle catégorie qui a émergé à partir des drones inventés précédemment. Ce véhicule aérien hybride englobe beaucoup d'avantages parmi lesquelles on peut citer le vol vertical, le vol en avant, l'endurance, la robustesse et la flexibilité. Ces dernières proviennent à partir des deux catégories dominantes qui sont les quadrotors et les ailes fixes.

Aussi, on a parlé des sous-systèmes et des interfaces nécessaires qui doivent être disponibles pour construire un drone et assurer un meilleur déroulement des différentes missions qu'elles soient militaires ou civiles.

Dans le prolongement de notre travail, il s'agissait de l'étape 'Modélisation d'un UAV hybride', on a développé le modèle mathématique qui contient la cinématique et la dynamique d'un UAV hybride dont le fuselage est rotationnel autrement dit : quatre rotors en arrière d'une aile fixe.

C'est-à-dire les quatre rotors assurent le vol vertical, la transition et le maintien du vol en avant en fournissant de la poussée nécessaire. L'aile fixe aide à faciliter la transition, augmenter la robustesse et donner une flexibilité à l'UAV hybride.

Ce modèle, a impliqué beaucoup de contraintes à cause de la complexité du système, les différentes forces et moments qui agissent sur ce drone hybride ainsi que l'instabilité de son centre de gravité. Pour cela il fallait une excellente maîtrise du fonctionnement et de la modélisation des véhicules aériens sans pilote principalement VTOL et HTOL. L'investissement de ces données a permis de construire une approche appropriée à ce modèle.

La troisième partie a été consacrée à ‘la commande réseaux de neurone et Backstepping’ où on a parlé des étapes d’apprentissage et les différentes catégories de réseaux de neurone et l’algorithme de Backstepping qui est basé essentiellement sur la méthode de Lyapunov et l’impact de cette méthode qui veille sur la stabilité des systèmes non-linéaires.

La commande Backstepping exige au système d’avoir une certaine structure ce qui permet de faciliter son application. En outre, on a cité les avantages de ces deux commandes pour bien élucider ce qui donne de la particularité à l’UAV hybride qui, bien évidemment, bénéficie de ces avantages pour donner de meilleurs performances et fonctionnalités exceptionnelles. En effet, la combinaison commandes-système va assurer des résultats net et précis.

La ‘simulation’ montre, d’abord, l’application d’une La commande PID est la plus facile et la plus utilisée au domaine industriel grâce à ses références multiples qui va faciliter son intégration dans le système malgré les résultats obtenus qui n’atteignent pas les prévisions.

Le choix d’utiliser cette commande a pour but d’appliquer les résultats acquis dans la commande Backstepping. Cela va faciliter la tâche à cette dernière, puisqu’elle rencontre des difficultés pour trouver ces gains avec précision.

Ensuite, on a construit les contrôleurs d’altitude et d’attitude avec la méthode Backstepping après l’avoir introduit dans le système d’UAV hybride et on a obtenus des résultats un peu plus avancés par rapport à la commande PID.

Finalement, on a appliqué la commande réseaux de neurone au drone hybride, et on a atteint des résultats plus améliorés que les deux commandes précédentes et cela revient à l’apprentissage et l’adaptabilité de cette commande le long de l’itinéraire.

Nous projetons dans le futur la réalisation de ce modèle d’UAV hybride et la mise en œuvre de ces techniques de commande à savoir réseaux de neurone et Backstepping, afin de vérifier et valider ces résultats et, en plus, pouvoir améliorer cette nouvelle génération de drones hybrides.

Annexe I

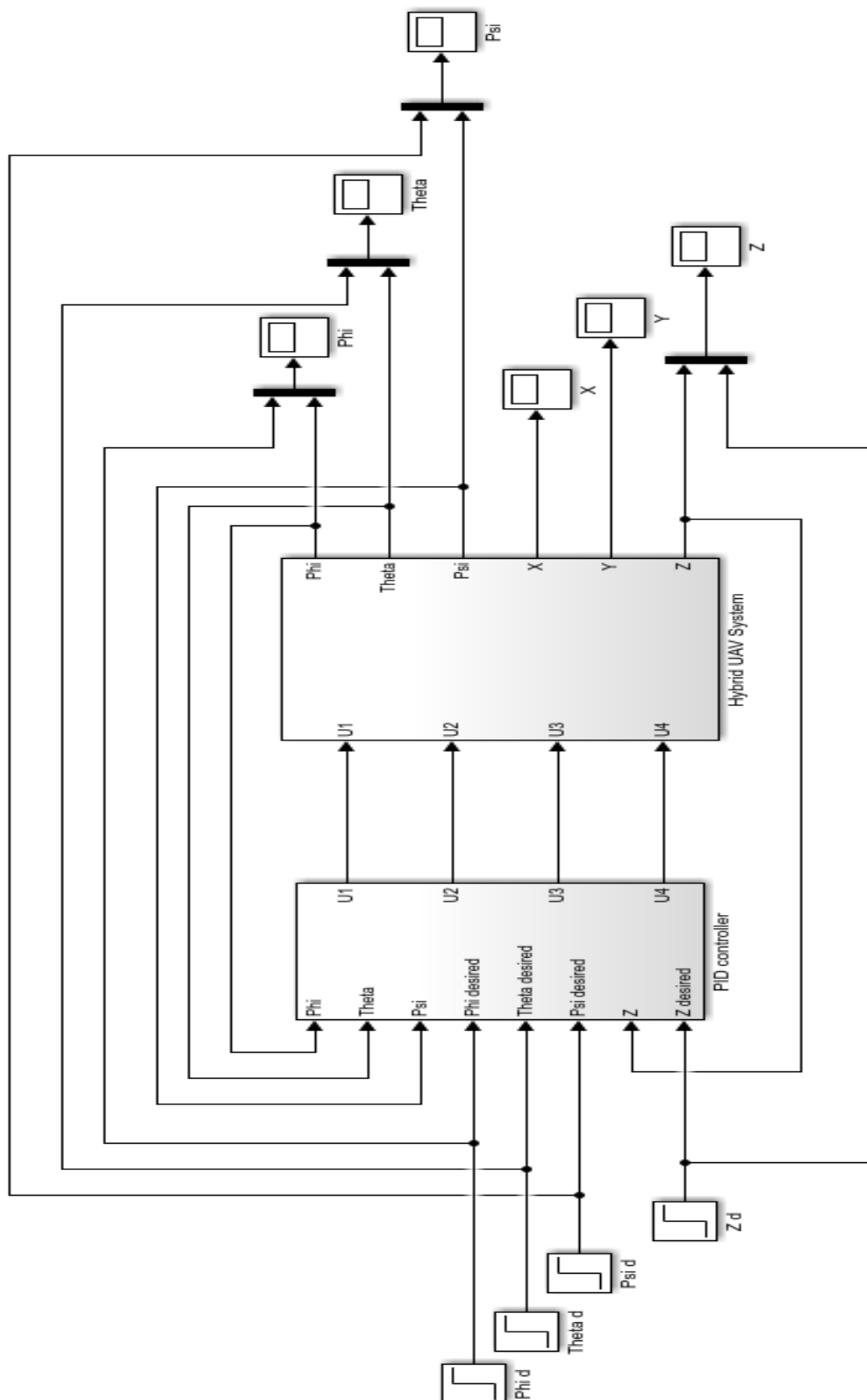


Figure.A.01. Schéma général de simulation sous Matlab/Simulink de l'UAV hybride

Annexe II

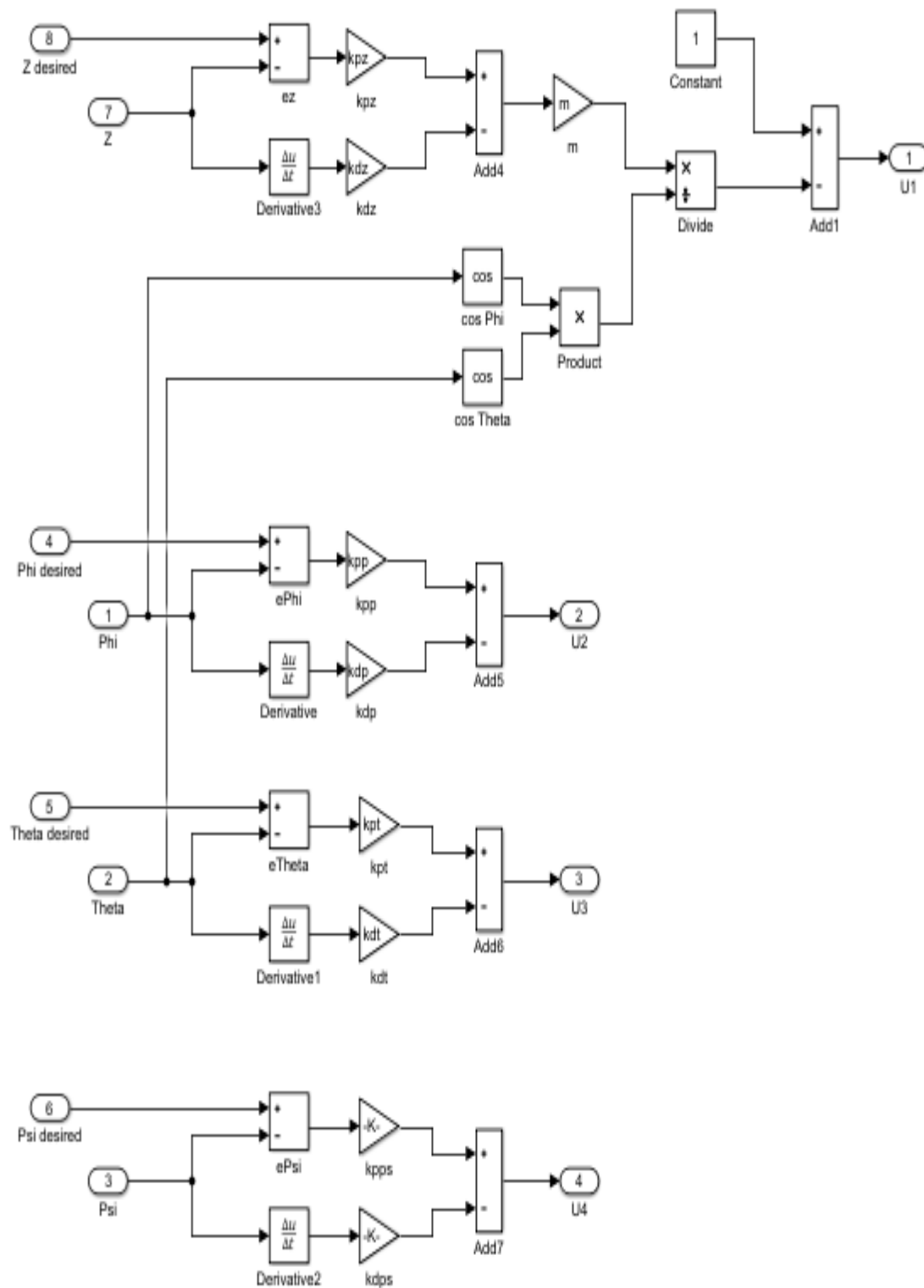


Figure. A. 02. Schéma de commande par PID sous Matlab/Simulink

Annexe III

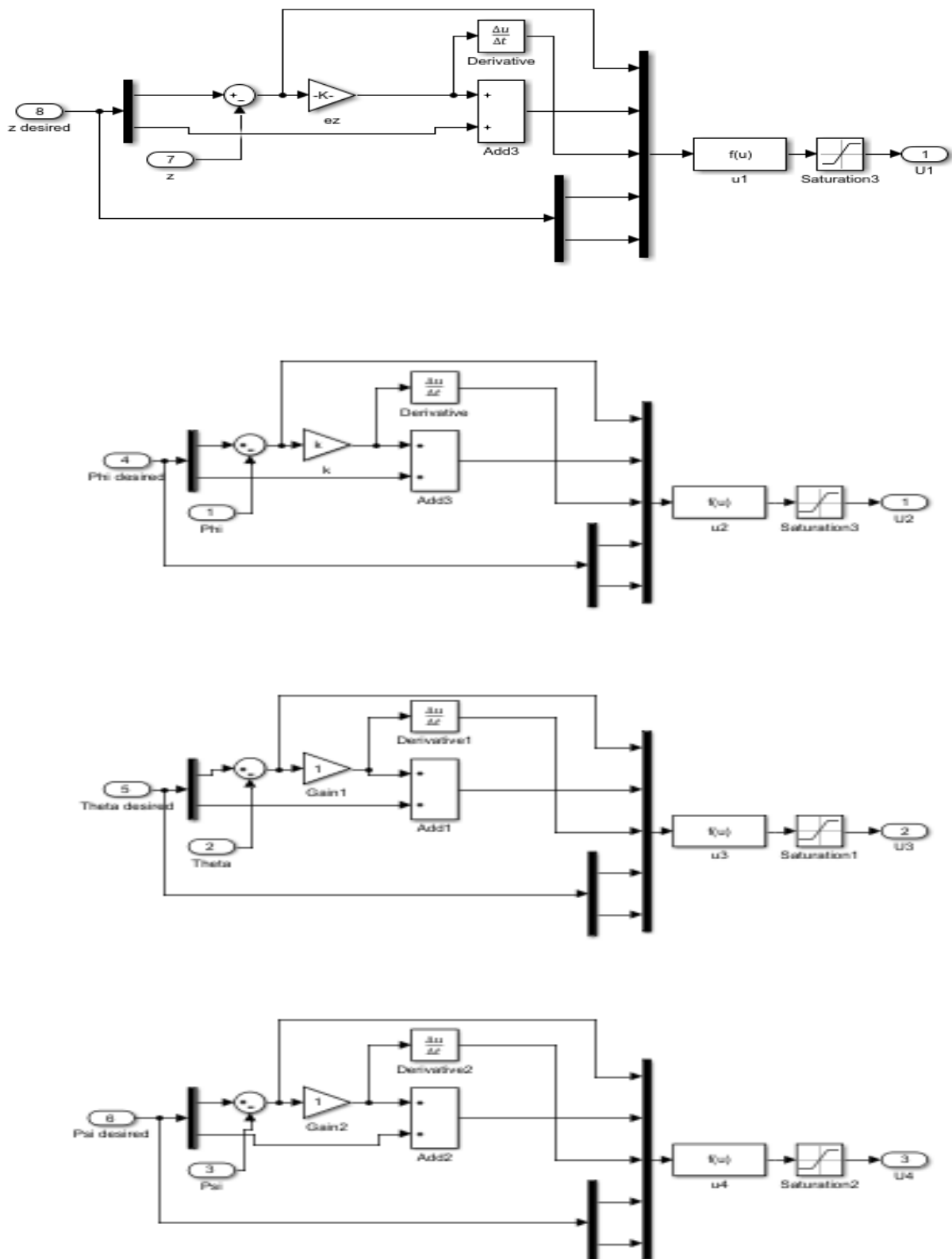


Figure. A. 03. Schéma de commande par Backstepping sous Matlab/Simulink

Annexe IV

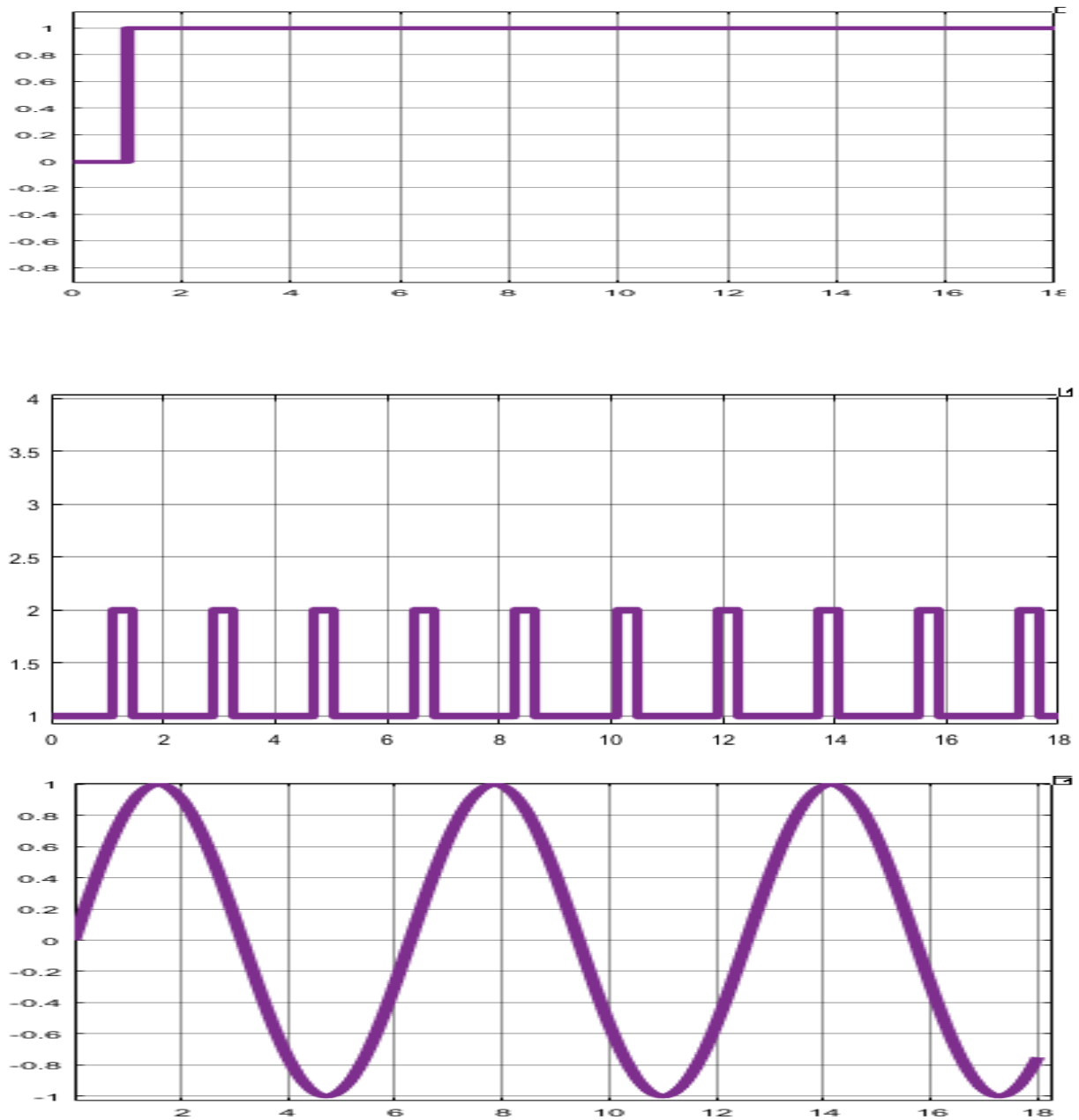


Figure. A. 04. Les consignes de commande de roulis, tangage, lacet et l'altitude.

Annexe V

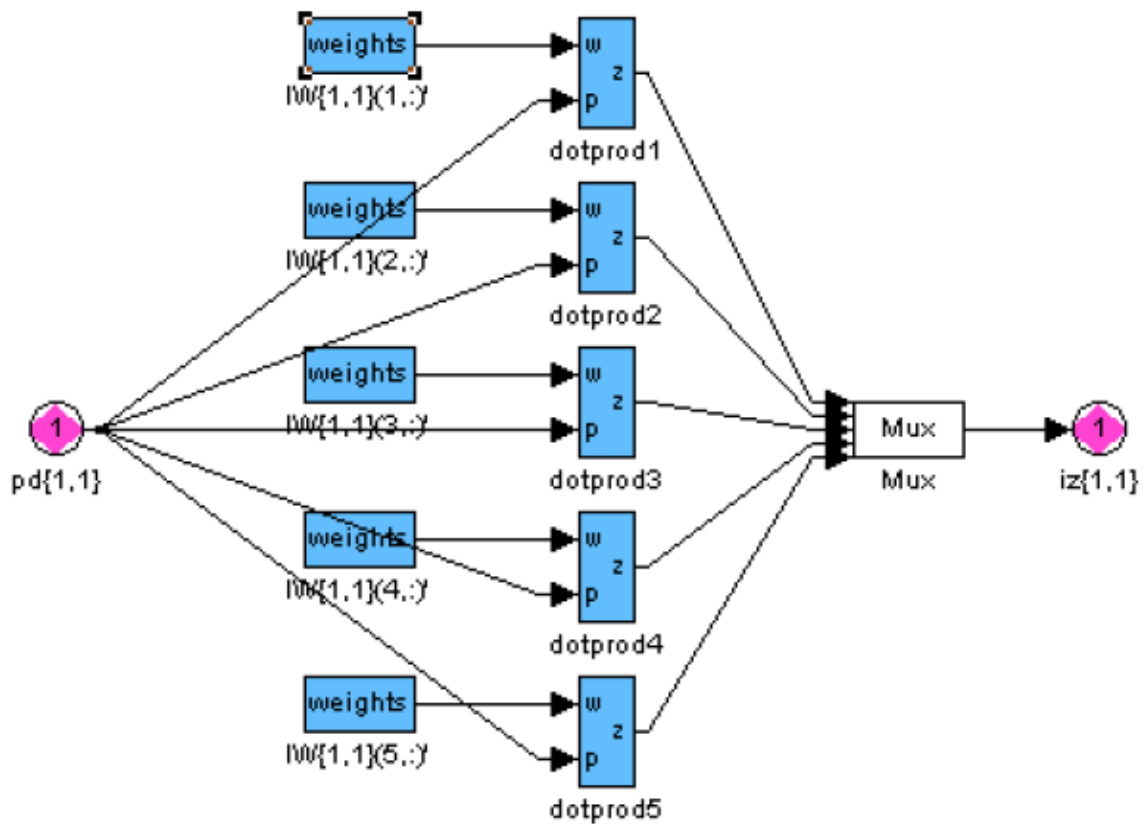


Figure. A. 05. Le réseau neuronal.

Matrice d'inertie

La matrice d'inertie pour le l'UAV Hybride est une matrice diagonale.

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

Où I_{xx} , I_{yy} et I_{zz} sont les moments d'inertie de la zone autour des axes principaux dans la structure du corps.

Bibliographie

- [1].Shoaib Ahmed, Adam Asif, Hiba Ashraf, Mohsin Ahmed, Shujah Rizvi ‘Design and Manufacturing of 6 Hours Endurance UAV’, *Afghanistan, DHA Suffa University*, 2017.
- [2].N.M. Jodeh, P.A. Blue, A.A. Waldron, “Development of small unmanned aerial vehicle research platform: Modeling and simulating with flight test validation”, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, no. 2006-6261, 2006.
- [3].Mark Willis Bailey. ‘Unmanned aerial vehicle path planning and image processing for orthoimagery and digital surface model generation’. 2012.
- [4].R.A. Frampton and J.M. Keirl Dstl, UK Ministry of Defence. ‘Autonomy and its Application to Unmanned Systems’. (*Proceedings of the 1st Moving Autonomy Forward Conference, 21–22 June 2006, De Vere Belton Woods Hotel, Grantham, UK, Muretex Ltd.*).
- [5].Robert Frampton FRAeS, Dstl, *UK Ministry of Defence*. ‘UAV Autonomy’. (*Defence Codex – The Journal for Defence Engineering and Science, Issue 1, Summer 2008, UK Ministry of Defence.*).
- [6]. Reg Austin, ‘UAVS DESIGN, DEVELOPMENT AND DEPLOYMENT’, *John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex, PO19 8SQ, United Kingdom*, 2010.
- [7].A. Azzam and Xinhua Wang, ‘Quad rotor arial robot dynamic modeling and configuration stabilization. In Informatics in Control, Automation and Robotics (CAR)’, 2010 2nd International Asia Conference on, volume 1.
- [8].H. Chao, Y. Cao, Y. Chen, “Autopilots for small fixed-wing unmanned air vehicle: A survey”, *IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*, 2007, pp. 3144-3149.
- [9].Kemp I (editor), ‘Unmanned Vehicles’, *The Concise Global Industry Guide*, Issue 19, *The Shephard Press, Slough, Berkshire, UK*, 2011.

-
- [10]. Paul Gerin Fahlstrom, Thomas James Gleason 'INTRODUCTION TO UAV SYSTEMS', *John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex, PO19 8SQ, United Kingdom, 2012.*
- [11].www.google.com/images/uavpictures/125879.
- [12].*European Aeronautic Defense and Space Company, EADS N.V.*
'[http://www.eads.net/1024/fr/eads/history/airhist/1900 1909/Breguet1-1907](http://www.eads.net/1024/fr/eads/history/airhist/1900%201909/Breguet1-1907)'.
- [13]. Alfred Gessow and Garry C. Myers. 'Helicopter Aerodynamics'. *Macmillan, 1952.*
- [14]. Simon Newman. 'The Foundations of Helicopter Flight', *Edward Arnold, 1994.*
- [15]. R.G. Austin. 'A Comparison of a Configuration', *AGARD Canada, 1968.*
- [16]. Adnan S. Saeed, Ahmad Bani Younes, Shafiqul Islam, Jorge Dias, Lakmal Seneviratne, Guowei Cai 'A Review on the Platform Design, Dynamic Modeling and Control of Hybrid UAVs', *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Denver, Colorado, USA, June 9-12, 2015.*
- [17]. Shuo Wang, Ziyang Zhen, Ju Jiang, and Xinhua Wang, 'Flight Tests of Autopilot Integrated with Fault-Tolerant Control of a Small Fixed-Wing UAV', *College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China, Key Laboratory of Internet of Things and Control Techniques of Jiangsu Province, Nanjing 210016, China, 2015.*
- [18]. Menno Hochstenbach, Cyriel Notteboom, 'Design and control of an unmanned aerial vehicle for autonomous parcel delivery with transition from vertical take-off to forward flight', *the Department of Mechanical Engineering, KU Leuven, Belgium. 2016.*
- [19]. PIERRE PERETTO, 'An introduction to the modeling of neural networks', *the University of Cambridge The Pitt Building, Trumpington Street, Cambridge CB2 1RP, 1992.*
- [20]. C. Touzet, 'Les réseaux de neurones artificiels : Introduction au connexionnisme', *Ed. Scribd, San Francisco, USA, 1992.*
- [21]. S. Chen and S.A. Billings, 'Neural networks for nonlinear dynamic system modelling and Identification', *Int. J. Control, vol. 56, no 2, pp. 319-346, 1992.*

-
- [22]. Howard Demuth, Mark Beale, 'Neural Network Toolbox For Use with MATLAB®', copyright by *The MathWorks, Inc* 1992 – 2000.
- [23]. Amit, Daniel J, 'Neural network counting chimes', *Proceeding National Academy of Science USA* 85, 2141–2145. (1988).
- [24]. K.S. Narendra and K. Parthasarathy, 'Identification and control of dynamic systems using neural networks', *IEEE Trans. Neural Networks*, pp. 14-27, 1990.
- [25]. Bernard Widrow , 'A Hybrid Approach Based on Fuzzy Logic, Neural Networks and Genetic Algorithms', *Springer, California*, October 10, 2013.
- [26]. M. Krstić, I. Kanellakopoulos, and P. V. Kokotović, 'Nonlinear and adaptive control Design', *Ed. John Wiley and Sons, New York*, 1995.
- [27]. P. Adigbli, 'Nonlinear attitude and position control of a micro quadrotor using sliding mode and backstepping techniques', *3rd US-European Competition, MAV07 & EMAV07*, 17-21, pp. 1-9, France, 2007.
- [28]. S. Bouabdallah and al., 'Backstepping and sliding mode techniques applied to an indoor micro quadrotor', *Proc of IEEE, ICRA*, pp. 2247-2252, 2005.
- [29]. T. Madani and A. Benallegue, 'Backstepping control with exact 2-sliding mode estimation for a quadrotor unmanned aerial vehicle', *Proc. of IEEE/RSJ, Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems*, pp. 141-146, 2007.
- [30]. A. Das, F. Lewis, and K. Subbarao, 'Backstepping approach for controlling a quadrotor using Lagrange form dynamics', *J. Intell. Robot syst.*, pp 127-151, 2009.
- [31]. T. Dieks and S. Jagannathan, 'Neural networks out feedback of a quadrotor UAV', *Proc. Of IEEE, 47th CDC*, pp 3633-3639, Mexi, Dec., 2008.
- [32]. F. Mrabti et H. Seridi, 'Comparaison de méthodes de classification réseau RBF, MLP et RVFLNN', *Damascus University Journal, Syrie*, vol. 25, no 2, pp. 119-129, 2009.
- [33]. J. Lévine, 'Analyse et commande des systèmes non linéaires', *Centre Automatique et Systèmes, Ecole des Mines de Paris*, Mars 2004.

-
- [34].H. Khebbache, ‘Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires. Application : système UAV de type quadrirotor’, *Mémoire de Magister, Département d’Electrotechnique, Faculté de Technologie, Université Ferhat Abbas, Sétif, Algérie*, 2012.
- [35].S. Woo Nam and M. N. Uddin, ‘Development of an adaptive backstepping based nonlinear control of an induction motor incorporating iron loss with parameter uncertainties’, *Conf. Electrical and Computer Engineering, IEEE, pp. 1662-1666, May, Ottawa, Canada*, 2006.
- [36]. Kaan Taha, ONER1, Ertugrul C,ET INSOY, Efe SIRIMOGLU, Cevdet HANCER, Mustafa UNEL, Mahmut Faruk AKS, Kayhan GULEZ, Ilyas KANDEMIR, ‘Mathematical modeling and vertical flight control of a tilt-wing UAV’, *Faculty of Engineering, Gebze Institute of Technology (GYTE), Cayirova-Gebze, 41400, Kocaeli-TURKEY*, 2010.
- [37]. Frantisek Michal Sobolic, ‘Agile Flight Control Techniques for a Fixed-Wing Aircraft’, *B.S., Aerospace Engineering University of Michigan (2006)*.
- [38]. F. L. Lewis, J. Campos, R. Selmic, ‘Neuro-Fuzzy Control of Industrial Systems with Actuator Nonlinearities’, *Society for Industrial and Applied Mathematics Philadelphia*, 2002.
- [39].G.H.BRYAN, ‘Stability in aviation: An introduction to dynamical stability as applied to the motions of aeroplanes’, *Univ of California, macmillan and co. limited st.martin’s street, LONDON*, 1911.
- [40].Abder Rezak Benaskeur “Aspects de l’application du Backstepping adaptatif à la commande décentralisée des systèmes nonlinéaires”, Thèse Doctorat, Université du Laval, février 2000.
- [41]. DIY Drones. (2010, September 20). *Ardupilot Mega Wiki, Introduction. Retrieved August 10, 2011, from DIY Drones: <http://code.google.com/p/ardupilotmega/wiki/Introduction>*
- [42].P. Brisset. "Drones civils Perspectives et réalités". Ecole Nationale de l’Aviation Civile, Toulouse, France, 2004.