

**RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET
POPULAIRE**

Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

Université SAAD DAHLAB BLIDA-1-



Institut d'aéronautique et des études spatiales

Département de navigation aérienne

Option : CNS/ATM

(Communication, Navigation and Surveillance/Air Traffic Management)

Mémoire de fin de cycle

En vue de l'obtention du diplôme de Master en aéronautique

Thème

**Contribution à la conception d'un système de
contrôle et de guidage pour un UAV à voilure fixe**

Réalisé par :

Sirine CHAITA

Promoteur :

Mr. Rachid BENAÏSSA

Encadrant :

Lt. Hamza MEHAYA

Promotion, Octobre 2021

Dédicace

Je dédie ce modeste travail

A mon grand-père qui repose en paix

A mes très chers parents

A ma famille

A mes amis

Sivine

Remerciements

Je tiens au premier lieu de ce travail à remercier ALLAH le tout puissant de m'avoir donné la foi et m'avoir permis d'en arriver là.

J'exprime mes profonds remerciements à mon encadrant le lieutenant MEHAYA Hamza pour son aide précieuse et tous ses conseils et remarques qu'il m'a apporté tout au long du projet. Mes remerciements vont également au colonel BENKHEROUF Toufik pour sa disponibilité, ses remarques, ainsi pour son aide et ses conseils précieux.

A toute l'équipe pédagogique du centre de recherche et développement des forces aériennes et les intervenants professionnels responsables de ma formation, je leur présente mes chaleureux remerciements, mon respect et ma profonde gratitude.

Merci à tout le personnel de l'entreprise de rénovation des matériels aéronautiques E.R.M.A Aéro.

Je tiens à exprimer toute ma reconnaissance à mon promoteur Monsieur BENAÏSSA Rachid pour sa patience et sa disponibilité.

Un grand merci à mes très chers parents, pour leur soutien inconditionnel.

Je remercie généreusement mes amis et collègues qui n'ont jamais cessé de m'encourager tout au long de mes années d'études.

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

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

RÉSUMÉ

Le travail présenté dans ce mémoire s'inscrit dans la dynamique de recherche concernant la commande des UAVs. L'objectif de ce travail est l'implémentation de deux types de commande (commande basée PID et commande FLOUE) pour un UAV à voilures fixes avec deux types de systèmes de propulsion et comparer en termes de précision et consommation d'énergie.

MOTS CLÉS

UAV à voilures fixes, Commande, PID, FLOUE, moteur sans balais.

ABSTRACT

The work presented in this thesis is part of the research process for the control of UAVs. The objective of this work is the implementation of two types of command (PID-based command and FUZZY command) for a fixed-wing UAV with two types of propulsion systems and to compare their precision and energy consumption.

KEYWORDS

UAV fixed wing, Control, PID, FUZZY, brushless.

ملخص

إن العمل المقدم في هذه المذكرة هو جزء من عملية البحث من أجل السيطرة على الطائرات بدون طيار. والهدف من عملنا هو تطبيق نوعين من التحكم (تحكم PID وتحكم مبهم) لطائرة بدون طيار ذات الأجنحة الثابتة بنوعين من أنظمة الدفع والمقارنة من حيث الدقة واستهلاك الطاقة.

مفاتيح

الطائرات بدون طيار ذات الأجنحة الثابتة، تحكم، PID، مبهم، محرك بدون فرشاة.

Table des matières

TABLE DES MATIERES

LISTE DES FIGURES

LISTE DES TABLEAUX

LISTE DES ABREVIATIONS

LISTE DES SYMBOLS

INTRODUCTION GENERALE.....	1
I. CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES DRONES.....	3
I.1 Introduction.....	3
I.2 Définition.....	3
I.3 Étymologie.....	3
I.4 Point historique : la naissance du premier drone.....	4
I.4.1 Une invention militaire.....	4
I.4.2 Les premiers drones civils.....	9
I.5 Classification des drones.....	9
I.5.1 Selon leurs performances et tailles.....	12
I.5.2 Selon leurs voilures.....	15
I.6 Domaine d'utilisation.....	16
I.6.1 Dans le domaine civil.....	17
I.6.2 Dans le domaine militaire.....	20
I.7 Etat de l'art de l'AEROSONDE.....	21
I.7.1 Caractéristiques générales.....	22
I.7.2 Performances.....	22
I.8 Conclusion.....	23
II. CHAPITRE II : MODELISATION D'UN UAV A VOILURE FIXE.....	24
II.1 Introduction.....	24
II.2 Modélisation dynamique d'un aéronef à voilure fixe.....	24
II.2.1 Principe de fonctionnement d'un aéronef à voilure fixe.....	24
II.2.2 Les commandes de vol.....	26
II.2.3 Les hypothèses de modélisation	29
II.2.4 Les référentiels.....	30
II.2.5 Les équations de mouvement de l'UAV.....	32

II.2.5.1	Equations cinématiques de translation.....	33
II.2.5.2	Equations cinématiques de rotation.....	33
II.2.5.3	Equations dynamiques de translation (trièdre avion).....	34
II.2.5.4	Equations dynamiques de rotation.....	36
II.3	Les actionneurs.....	39
II.3.1	Modèle de système de propulsion.....	39
II.3.1.1	Moteur Brushless.....	39
II.3.1.2	Moteur à piston.....	44
II.3.1.3	Hélice.....	48
II.3.2	Servomoteur.....	50
II.3.2.1	Composition d'un servomoteur.....	50
II.3.2.2	Fonctionnement d'un servomoteur.....	51
II.4	Conclusion.....	53
III.	CHAPITRE III : CONCEPTION D'UN SYSTEME DE COMMANDE POUR UN UAV A VOILURE FIXE.....	54
III.1	Introduction.....	54
III.2	Etat de l'art des architectures de commande linéaire pour les UAVs à voilure fixe.....	54
III.3	Conception du système de commande.....	56
III.3.1	Systèmes de contrôle étudiés.....	56
III.3.1.1	Correcteur linéaire PID.....	57
III.3.1.2	Correcteur FLOU.....	62
III.4	Architecture globale avec commandes implémentées.....	68
III.4.1	Architecture avec correcteur PID.....	69
III.4.2	Architecture avec correcteur FLOU.....	70
III.5	Conclusion.....	75
IV.	CHAPITRE IV : RESULTATS ET SIMULATION.....	76
IV.1	Introduction.....	76
IV.2	Plateforme de simulation.....	76
IV.2.1	Matlab.....	76
IV.2.2	Simulink.....	76
IV.2.3	Aerosim.....	77
IV.3	Génération de la trajectoire imposée pour tester les commandes implémentées.....	80

IV.4 Résultats de simulation de la commande PID et FLOUE pour l'UAV utilisant le moteur Brushless.....	82
IV.5 Résultats de simulation de la commande PID et FLOU pour un UAV utilisant un moteur à piston.....	86
IV.6 Conclusion.....	89
CONCLUSION GENERALE.....	90
BIBLIOGRAPHIE.....	92

Liste des figures

LISTE DES FIGURES

Figure I-1 : Le faux bourdon.....	4
Figure I-2 : Hewitt-Sperry Automatic Airplane.....	5
Figure I-3 : Aéroplane Détable de max Boucher.....	5
Figure I-4 : Plans du drone de max Boucher et Maurice Percheron en 1923.....	6
Figure I-5 : Unmanned US Navy Grumman F6F – 5K Hellcat drone 1946 © US Navy Naval Aviation News January 1981.....	7
Figure I-6 : US Navy Culver TD2C-1 target drone © US Navy National Museum of Naval Aviation photo n 2012 075 001.....	7
Figure I-7 : Drone de combat Taranis en démonstration à la foire aérienne de Farnborough 2008 © Mike Young.....	8
Figure I-8 : Exemples des micros-UAV.....	12
Figure I-9 : Exemples des minis-UAV.....	12
Figure I-10 : Exemples des drones MALE.....	13
Figure I-11 : Exemples des drones HALE.....	13
Figure I-12 : Exemples des drones tactiques.....	14
Figure I-13 : Exemples des drones de combat.....	14
Figure I-14 : Exemples des drones RPH.....	15
Figure I-15 : Classification des drones selon la voilure.....	16
Figure I-16 : Espace agricole.....	17
Figure I-17 : Carte 3D.....	17
Figure I-18 : Drone d’inspection.....	18
Figure I-19 : Drone transporteur.....	18
Figure I-20 : Commande de drone de surveillance.....	19
Figure I-21 : Paysage vu du ciel.....	19
Figure I-22 : Aerosonde "Laima" en exposition au musée de l'aviation, Seattle, WA	21
Figure II-1 : Les forces du vol.....	24
Figure II-2 : Les forces aérodynamiques	25
Figure II-3 : Le profil de l’aile.....	25
Figure II-4 : Les forces de portance sur l'aile d'un avion.....	26
Figure II-5 : Les trois axes d'un avion.....	27
Figure II-6 : L’effet de la gouverne de profondeur.....	28

Figure II-7 : L'effet des ailerons.....	28
Figure II-8 : L'effet de la gouverne de direction.....	29
Figure II-9 : Le système inertiel NED et le système d'axes lié à l'avion $X_B Y_B Z_B$	30
Figure II-10 : Le repère aérodynamique.....	31
Figure II-11 : Nomenclature de l'aérodynamique.....	32
Figure II-12 : Composition du moteur Brushless.....	40
Figure II-13 : Fonctionnement du moteur Brushless.....	40
Figure II-14 : Moteur Brushless outrunner.....	42
Figure II-15 : Moteur Brushless inrunner.....	43
Figure II-16 : Moteur type disque.....	44
Figure II-16 : Architecture d'un moteur à pistons.....	46
Figure II-17 : Principe d'hélice.....	49
Figure II-18 : Composition du servomoteur.....	51
Figure III-1 : La commande de l'angle de tangage proposée par Steven et Frank.....	54
Figure III-2 : La commande de l'altitude proposée par Steven et Frank.....	55
Figure III-3 : La commande de l'angle de Cap proposé par Steven et Frank [30].....	55
Figure III-4 : La commande du cap proposée par Beard et Al [30].....	55
Figure III-5 : La commande de la hauteur proposée par Beard et Al [30].....	56
Figure III-6 : Architecture globale de l'autopilote.....	56
Figure III-7 : Marges de gain et de phase dans les plans de Nyquist et de Black	60
Figure III-8 : Marges de gain et de phase dans le plan de Bode.....	61
Figure III-9 : Structure de base d'un contrôleur flou.....	65
Figure III-10 : Architecture Globale du système de commande PID [35].....	69
Figure III-11 : L'utilitaire Matlab « PID Tuner ».....	70
Figure III-12 : Architecture Globale du système de commande FLOU.....	70
Figure III-13 : Le système de contrôleur flou.....	71
Figure III-14 : Editeur de fonction d'appartenance pour l'entrée d'erreur.....	72
Figure III-15 : Editeur de table de règle.....	72
Figure III-16 : Boucle de commande d'altitude.....	73
Figure III-17 : Boucle de commande d'angle θ	73
Figure III-18 : Boucle de commande de la vitesse angulaire « q ».....	73
Figure III-19 : Boucle de commande du cap « ψ ».....	73
Figure III-20 : Boucle de commande d'angle « φ ».....	73

Figure III-21 : Boucle de commande de la vitesse angulaire « p ».....	74
Figure III-22 : Boucle de commande de vitesse.....	74
Figure IV-1 : La bibliothèque de l'AeroSim.....	77
Figure IV-2 : Schéma bloc du modèle aérodynamique à 6ddl d'AeroSim.....	78
Figure IV-3 : Modèle de la commande et de l'UAV sur MATLAB/Simulink.....	79
Figure IV-4 : Scénario de guidage.....	81
Figure IV-5 : Résultats de simulation pour le moteur Brushless « Trajectoires ».....	82
Figure IV-6 : Résultats de simulation pour le moteur Brushless « Partie latérale ».....	83
Figure IV-7 : Résultats de simulation pour le moteur Brushless « Partie longitudinale »....	84
Figure IV-8 : Résultats de simulation pour le moteur Brushless « Rapport de la manette des gaz ».....	85
Figure IV-9 : Résultats de simulation pour le moteur à piston « Trajectoires ».....	86
Figure IV-10 : Résultats de simulation pour le moteur à piston « Partie latérale ».....	87
Figure IV-11 : Résultats de simulation pour le moteur à piston « Partie longitudinale »....	87
Figure IV-12 : Résultats de simulation pour le moteur à piston « Rapport de la manette de gaz, du débit de carburant et de la vitesse ».....	88

Liste des tableaux

LISTE DES TABLEAUX

Tableau I-1 : Classification des drones. Tiré de Bento (2008, p. 55).....	11
Tableau I-2 : Caractéristiques de l'Aerosonde.....	22
Tableau I-3 : Performances de l'Aerosonde.....	22
Tableau II-1 : Nomenclature de l'aérodynamique.....	32
Tableau III-1 : Avantages et inconvénients de correcteur PID.....	61
Tableau III-2 : Les gains des boucles de la commande FLOUE.....	74
Tableau IV-1 : Phases de vol du scénario de guidage imposé.....	80
Tableau IV-2 : Comparaison entre les deux types de commandes pour le moteur Brushless.....	86
Tableau IV-3 : Comparaison entre les deux types de commandes pour le moteur à piston.....	89

*Liste des
abréviations*

LISTE DES ABREVIATIONS

UAV	Unmanned Aerial Vehicle
TSF	La télégraphie sans fil
AAI	Aircraft Armaments, Inc
MIMO	Multiple Input Multiple Output
NED	North East Down
NG	Négatif Grand
P	Zéro
PG	Positif Grand
PID	Proportionnelle Intégrateur Dérivateur
PMB	Point Mort Bas
PMH	Point Mort Haut
UCAV	Unmanned Combat Air Vehicle
VTOL	Vertical Take Off and Landing
BF	Basse Fréquence
DDL	Degré De Liberté
EQM	Erreur Quadratique Moyenne
FEM	Force Electromotrice
HALE	Haute Altitude Longue Endurance
MALE	Moyenne Altitude Longue Endurance

Liste des symboles

LISTE DES SYMBOLES

R_e	NED Frame (repère North East Down)
X_N, Y_E, Z_D	Les axes du repère NED
R_b	Body Frame (repère corps)
X_B, Y_B, Z_B	Les axes du repère corps
R_A	Repère aérodynamique
X_A, Y_A, Z_A	Les axes du repère aérodynamique
g	La gravité
p	La vitesse angulaire autour de l'axe des X (roulis)
q	La vitesse angulaire autour de l'axe des Y (tangage)
r	La vitesse angulaire autour de l'axe des Z (lacet)
Φ	Angle de roulis
θ	Angle de tangage
ψ	Angle de lacet
u	La vitesse linéaire le long de l'axe des X exprimée dans le repère corps
v	La vitesse linéaire le long de l'axe des Y exprimée dans le repère corps
w	La vitesse linéaire le long de l'axe des Z exprimée dans le repère corps
R_t^b	La matrice de transformation du repère terre vers le repère body
F_X, F_Y, F_Z	Les composantes de la force aérodynamique
L, M, N	Les composantes du moment aérodynamique
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	Les éléments de la matrice d'inertie
I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}	Les éléments du produit d'inertie
J	Matrice des moments d'inertie
ρ	La densité de l'air
α	Angle d'attaque
β	Angle de dérapage
S	La surface de référence de l'UAV
\bar{q}	Pression dynamique causée par le vent relatif, en Pa
b	Envergure de l'aile du drone, en m
\bar{c}	Corde aérodynamique moyenne, en m
C_L, C_D	Coefficients aérodynamiques de portance et de trainée, sans dimension
Ω_p	Matrice du produit

C_X, C_Y, C_Z	Coefficients aérodynamiques, rapportés à la surface S , induisant une force le long des axes X_B, Y_B, Z_B , sans dimension
C_l, C_m, C_n	Coefficients aérodynamiques, rapportés à la surface S , induisant un moment de force respectivement autour des axes X_B, Y_B, Z_B , sans dimension
p_n, p_e, p_d	Les composantes de la position dans le repère NED
δ_{th}	Manette des gaz
δ_a	Déflexion de l'aileron
δ_e	Déflexion de l'élévation
δ_r	Déflexion de la gouverne de profondeur
F	La force
V	La vitesse d'un élément de masse
δ_m	La masse d'un élément de l'avion
δ_F	La force résultante
v_c	La vitesse du centre de masse
r_x	Le vecteur de déplacement
\vec{H}	Le moment d'impulsion angulaire
\vec{M}	Le moment
h	L'altitude de l'UAV
V	Vitesse de l'UAV
V_u, V_t	La cylindrée unitaire, totale
ε	Le rapport volumétrique
W	Le travail
C	Le couple
N	Nombre de tours effectués
w	La puissance de moteur
e	La tension induite
p	Nombre de paires de pôles
V	La tension d'entrée du moteur
ω	La vitesse angulaire du rotor
k_e, k_m	Constantes des couples électrique et mécanique
k_r	Constante de couple de charge
r	Résistance du moteur

J_r	L'inertie du rotor
C_s	Le frottement sec
e_a	Courant rotor
e_f	Force contre électromotrice
C_m	Couple moteur
C_r	Couple résistant
L	Inductance rotor
R	Résistance rotor
f	Coefficient de frottement
K_e	Constante de fem
G	Fonction de transfert

Introduction
générale

INTRODUCTION GENERALE

Les drones, véhicules volants sans pilote, apparurent principalement à des fins militaires, ils furent ensuite employés pour des missions de reconnaissance dans les années 1960. Leur utilisation pour des missions de surveillance s'est ensuite répandue. Depuis, de nombreux drones ont été développés, et leur usage à des fins civiles a également débuté.

L'expérience déjà acquise avec les drones et leurs développements technologiques potentiels permettent d'affirmer que leur rôle va considérablement s'accroître, tant dans les domaines civil que militaire. Dans le domaine civil, en couvrant des besoins auxquels les avions pilotés traditionnels ne peuvent pas toujours satisfaire. Dans le domaine militaire, en complétant, voire en remplaçant, les avions pour certaines missions dangereuses ou nécessitant de très longue durée d'exécution.

Les drones ont connu un véritable essor grâce à la nouvelle technologie, comme la navigation par satellites et les microprocesseurs informatiques. L'implémentation d'un système de Contrôle, Guidage et Navigation (*Guidance, Navigation and Control Systems GNC*) permet à ces véhicules de naviguer dans leurs environnements sans intervention humaine (d'une façon autonome).

Dans le cas des missions de longue distance et longue durée ces drones sont surgis à plusieurs contraintes parmi eux le poids et la consommation d'énergie ou l'autonomie.

Dans ce projet de fin d'étude on s'intéresse à concevoir un système de Contrôle, Guidage et Navigation (GNC) par l'implémentation de deux types de commande : commande linéaire basée PID, commande non-linéaire FLOUE, afin d'optimiser la consommation de l'énergie embarquée qui permet l'augmentation de l'autonomie du système, ce qui est un but stratégique.

Pour bien mener ce travail, on a opté pour le plan suivant :

Le premier chapitre offre une vue générale sur les UAVs passant par un historique, les classifications, les domaines d'utilisation et l'état de l'art de l'Aerosonde.

Le second chapitre fait rappel aux notions fondamentales afin d'éclairer le lecteur non familier de ce domaine, en l'élaborant par la définition des forces aérodynamiques qui régissent à l'avion, puis la modélisation d'un UAV à voilure fixe ensuite les systèmes de propulsion « moteur thermique et moteur Brushless » qui font voler ce dernier.

Le troisième chapitre est consacré à définir les types de commande utilisées pour la conception d'un système assurant le contrôle et le guidage du drone, de plus, présenter l'architecture globale du fonctionnement de l'UAV à voilure fixe.

Le dernier chapitre quant à lui, sera consacré à la simulation et discussion des résultats obtenus,

Le manuscrit sera clôturé par une conclusion générale, et quelques perspectives.

Chapitre I

Généralités sur les drones

I.1 Introduction

Au cours des dernières décennies, les véhicules aériens sans pilote (UAV) ou communément appelés drones semblent être un jeu changeur dans le monde entier.

Bien que cette technologie ait été développée à l'origine pour un usage militaire, en ces dernières années, il y a eu une augmentation significative de l'intérêt parmi les civils en raison du coût abordable et facilité d'utilisation. [1]

I.2 Définition

Défini comme un véhicule aérien sans équipage à bord, télécommandé ou autonome, et récupérable en fin de vol, le drone peut être réutilisable. L'absence d'équipage à bord leur permet des missions de plus longue durée ou à plus fort risque, et permet des coûts réduits par rapport à ceux des aéronefs pilotés [2].

L'intérêt pour les drones n'est pas seulement dû à ses caractéristiques, mais aussi au fait qu'il représente un défi de taille de commande et de conception. L'intégration des capteurs, des actionneurs et des algorithmes d'auto navigation dans un léger système volant avec un temps de fonctionnement optimal n'est pas une tâche triviale [3].

Que ce soit dans le domaine du militaire ou du civil (voir figures ci-dessous), les drones sont généralement utilisés pour accéder à des zones à risque : un territoire ennemi dans le cas d'un conflit, ou bien lors de la recherche de survivants dans des endroits inaccessibles par les secours [3].

Cependant les drones ne sont pas cantonnés à la prise de vue aérienne à des fins de renseignements tactiques et militaires, ils peuvent également être utilisés dans le civil pour la détection de feux de forêt, l'inspection d'infrastructures particulières (lignes à haute tension par exemple), la surveillance du trafic routier, la prise de mesures atmosphériques, etc. [3]

I.3 Étymologie

En français, le mot drone peut s'appliquer à un engin aérien, terrestre ou bien sous-marin. En anglais, le mot drone signifie littéralement « faux-bourdon » (mâle de l'abeille). Cette détermination ne s'applique qu'à un engin aérien. Le nom a été donné par dérision dans les années 1930 au Royaume-Uni à des DH.82 Queen Bee, la version automatisée pour

servir d'avions-cibles du De Havilland DH.82 Tiger Moth : leur vol lent et bruyant ressemblait plus à celui du bourdon à la vie éphémère qu'à celui d'une reine abeille (Queen Bee). Ce nom fut repris par l'armée américaine dès 1941. [4] [27]



Figure I-1 : Le faux bourdon

I.4 Point historique : la naissance du premier drone

Le drone est tout d'abord une invention militaire. Les forces armées utilisaient en effet cette technologie bien avant que les drones civils voient le jour.

Aujourd'hui, le drone possède de nombreuses fonctions : la prise de vue aérienne, surveiller des troupeaux ou des champs agricoles, rechercher des personnes, etc. [28]

I.4.1 Une invention militaire

L'origine du drone remonte à la Première Guerre Mondiale, durant laquelle il était développé pour les besoins de l'armée. Archibald Low, ingénieur et auteur anglais, développe, dès 1916, l'Aerial Target, un projet d'avion-cible sans pilote, commandé à distance au moyen des ondes de TSP en Grande Bretagne.

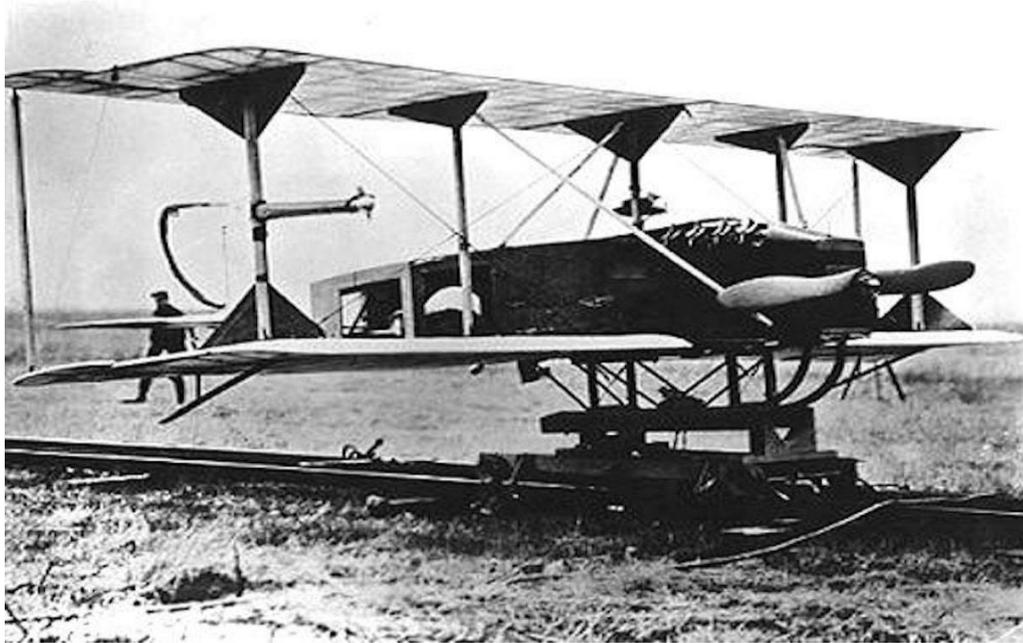


Figure I-2: Hewitt-Sperry Automatic Airplane [29]

Dans le même temps, en 1917 aux Etats Unis, les ingénieurs Elmer Ambrose Sperry, Lawrence Sperry et Peter Cooper imaginent un avion radio-commandé, le Hewitt-Sperry Automatic Airplane.

Du côté français, le capitaine Max Boucher, grâce aux travaux préalables d'Octave Détable débuté en 1894, réussit à faire voler sans pilote à bord de l'appareil, un avion Voisin, le 2 juillet 1917 sur 1km.

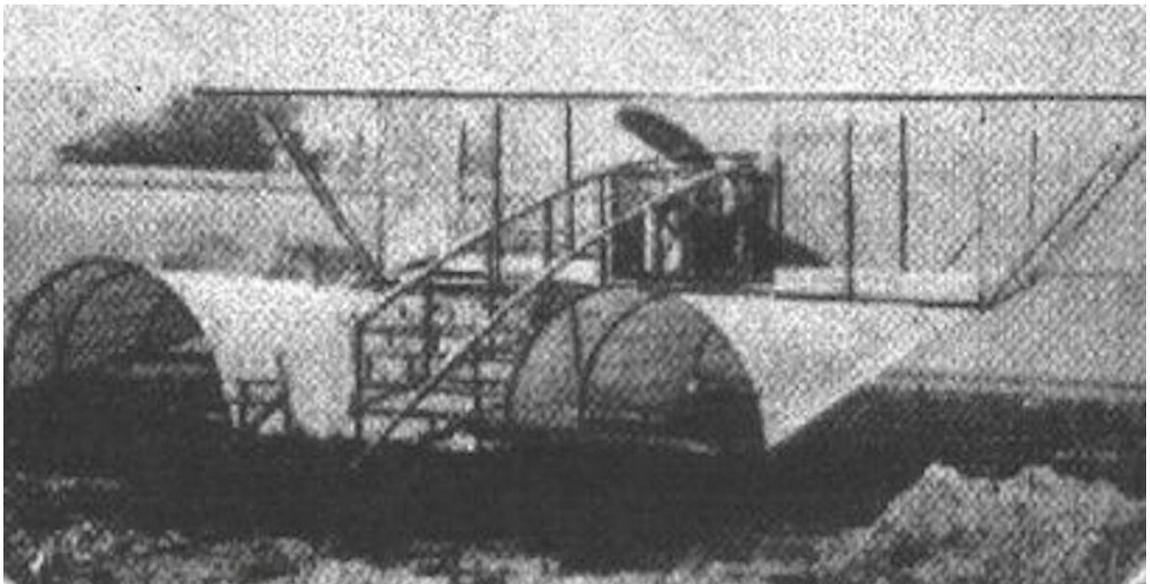


Figure I-3 : Aéroplane Détable de max Boucher [29]

Georges Clémenceau, alors président de la Commission sénatoriale de l'armée, poussé par cet exploit, lance en 1918 un concours d'avions sans pilotes. En effet, les pilotes de l'armée coûtent cher à l'Etat. La formation est longue et la réduction des pertes humaines est non négligeables à la suite d'une longue guerre meurtrière. Placer le pilote à distance de l'aéronef représente une réduction importante des risques.

Le 14 septembre 1918, Max Boucher, ayant amélioré son système, fait voler un avion Voisin BN3 pendant 51 minutes sur un parcours de 100km. Le 17 avril 1923, accompagné de l'ingénieur Maurice Percheron, il réussit à faire voler un véritable drone piloté via la TSF. L'avion radio-commandé est né ! Mais la guerre est finie, et l'armée s'est désintéressée du projet.

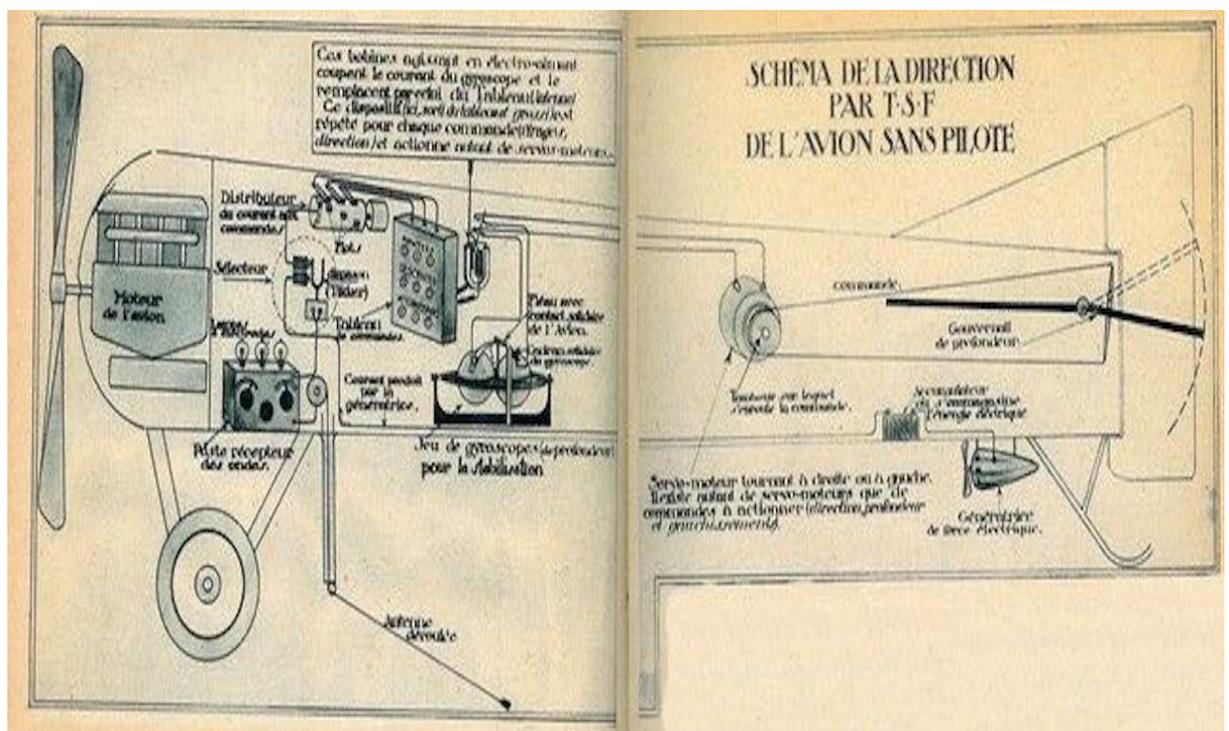


Figure I-4 : Plans du drone de Max Boucher et Maurice Percheron en 1923

Durant la Seconde Guerre Mondiale, dès 1944, les Allemands développèrent des applications plus belliqueuses avec la mise au point de missiles sol/air radio – commandés.

Toutes ces armes novatrices ne purent être fabriquées en grand nombre, mais les technologies furent utilisées pour le développement de nouvelles armes chez les Alliés après la défaite Nazi.

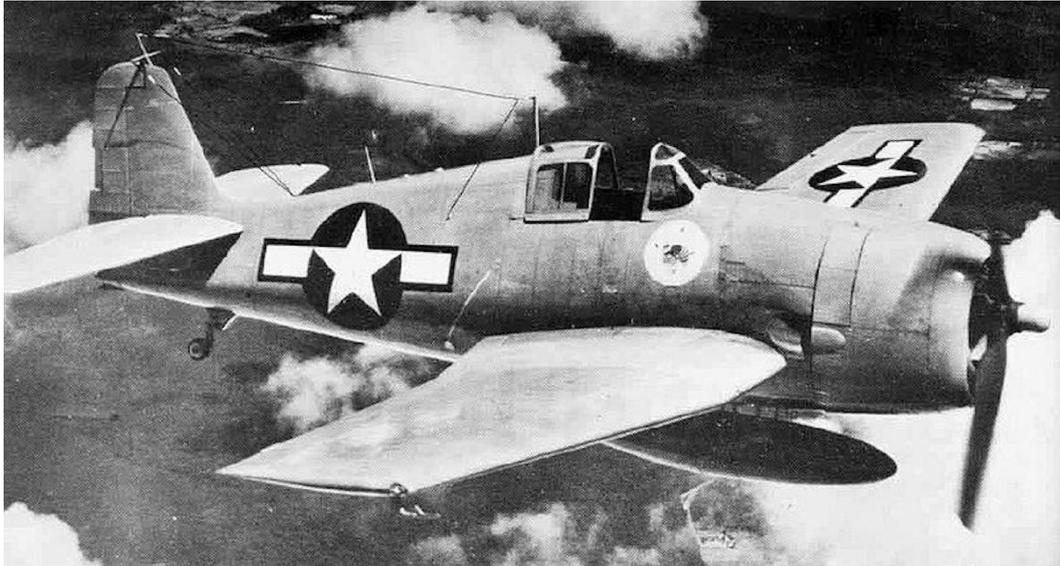


Figure I-5: Unmanned US Navy Grumman F6F – 5K Hellcat drone 1946 © US Navy
Naval Aviation News January 1981

Cependant la guerre froide, le drone est développé secrètement par l'armée américaine comme un moyen de supériorité stratégique d'observation, de surveillance et d'intervention militaire dans les lignes ennemies sans encourir les risques humains, qui étaient devenus insupportables pour l'opinion publique. Il permet également le largage des tracts dans le cadre de la guerre psychologique.



Figure I-6: US Navy Culver TD2C-1 target drone © US Navy National Museum of Naval
Aviation photo n 2012 075 001

Les drones sont engagés lors des Guerres du Vietnam et de Corée, puis lors de la guerre du Kipour. Ils font désormais parties des moyens tactiques et stratégiques des champs de bataille. Les missions à risques sont facilitées puisque la crainte de pertes humaines a disparu avec l'essor des drones.

Les drones armés sont développés durant les années 90. Ils peuvent non seulement être utilisés dans des missions de surveillance mais également dans des missions d'attaques au moyen d'armes embarquées. Actuellement, les drones militaires vont de quelques centaines de grammes à plusieurs tonnes en fonction de l'utilisation et de l'autonomie voulues.

Une nouvelle étape est en cours avec le développement des drones de combat. Plusieurs programmes ont été lancés en France, en Europe, aux Etats unis ... mais, pour des raisons de sécurité évidentes, les constructeurs et les Etats-Majors restent très secrets à ce sujet. D'autant plus que l'emploi des armes totalement automatiques, sans prise de décision humaine, va à l'encontre des lois de la Guerre énoncées par la Convention de Genève. [29]

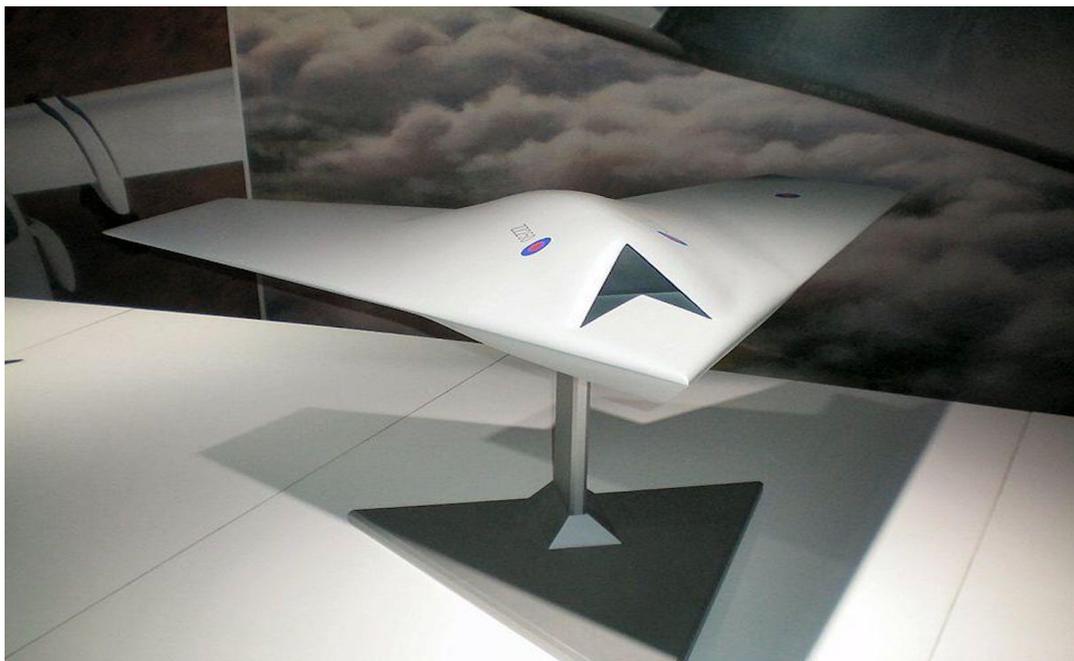


Figure I-7 : Drone de combat Taranis en démonstration à la foire aérienne de Farnborough 2008 © Mike Young [30]

Au fil des années, la technologie évoluant, les modèles ne sont perfectionnés. De plus en plus de pays s'équipent de drone militaire pour effectuer des missions de surveillances ou même éliminer des cibles stratégiques. [28]

I.4.2 Les premiers drones civils

En ce qui concerne les drones civils radiocommandés, deux entreprises majeures ont permis de développer le marché :

- L'entreprise chinoise de drone DJI « Dà-Jiǎng Innovations (great frontier innovation) ».
- L'entreprise californienne de caméra GoPro.

Lorsque le fondateur de la marque DJI comprend l'engouement autour des premières action cam (caméra sportive), il a la brillante idée de combiner le châssis d'un drone avec une caméra embarquée. Il permet ainsi à de nombreux amateurs de bénéficier d'un nouveau point de vue pour leurs photos ou leurs vidéos. A l'époque, les machines proposées étaient les F450 et F550 mais aussi le premier DJI Phantom. Ces drones étaient capables d'embarquer une caméra GoPro (ou du même type).

Coup de génie puisqu'aujourd'hui la marque chinoise détient 50 % du marché mondial des drones et propose des modèles de plus en plus performants. Elle est suivie par la marque française de drone Parrot qui propose également des modèles tout à fait remarquables.

D'autres marques ont aussi marqué l'histoire du drone civil, souvent même avant DJI. Nous pensons tout particulièrement à Gaii, Multikopter ou Hubsan. [28]

I.5 Classification des drones

Les drones peuvent être classés selon différents critères incluant la taille, le poids, la portée de la télémétrie, le type d'aile, l'endurance, l'altitude d'opération, etc...

Une classification intéressante fut proposée par l'European Association of Unmanned Vehicles Systems (EUROUVS) plus tard devenue l'Unmanned Vehicles Systems International (UVS International).

La classification est basée sur différents paramètres comme le poids maximum au décollage, l'altitude maximale et le temps de vol maximum.

Le Tableau I-1 est repris de Bento (2008, p. 55) où l'auteur nous présente un sommaire complet des quatre principales catégories de drone et de leurs acronymes. [5]

➤ Les mini et micro drones (Micro-Air Vehicle (MAV)) sont :

- Les plus petits parmi les quatre ;
- Surtout utilisés pour des applications civiles, scientifiques ou commerciales.

➤ Les drones tactiques incluent :

- Les drones à portées rapprochées (Close Range (CR)) ;
- Les drones à portées courtes (Short Range (SR)) ;
- Les drones à portées moyennes (Medium Range (MR)) ;
- Les drones à longues portées (Long Range (LR)) ;
- Les drones d'Endurance (EN) ;
- Et les drones à Moyenne Altitude et Longue Endurance (MALE).

Ils sont Utilisés pour les applications militaires.

➤ Les drones stratégiques sont :

- Beaucoup plus lourds et gros que ceux des catégories précédentes ;
- Conçus pour les applications en Haute Altitude et Longue Endurance (HALE).

➤ Les drones spécialisés incluent :

- Les drones Létaux (LET) ;
- Les leures (Decoys (DEC)) ;
- Les Stratosphériques (STRATO) ;
- Et les Exo- stratosphériques (EXO).

Tableau I-1 : Classification des drones. Tiré de Bento (2008, p. 55)

Catégorie	Acronyme	Poids maximum au décollage (kg)	Altitude de vol maximale (km)	Endurance (h)	Exemple
Micro/Mini drones	MAV	0.10	0.25	1	Microbat
	Mini	< 30	0.15 - 0.3	< 2	Aladin
Drones tactiques	CR	150	3	2 - 4	R-Max
	SR	200	3	3 - 6	Phantom
	MR	150 - 500	3 - 5	6 - 10	Hunter B
	LR	-	5	6 - 13	Vigilante 502
	EN	500 – 1 500	5 - 8	12 - 24	Aerosonde
	MALE	1 000 – 1 500	5 - 8	24 - 48	Predator-IT
Drones Stratégiques	HALE	2 500 –12 500	15 - 20	24 - 48	Global Hawk
Drones spécialisés	LET	250	3 - 4	3 - 4	Harpy
	DEC	250	0.05 - 5	< 4	Nulka
	STRATO	À déterminer	20 - 30	> 48	Pegasus
	EXO	À déterminer	> 30	À déterminer	MarsFlyer

I.5.1 Selon leurs performances et tailles

➤ Micros-UAV

(Micro Air Véhicule ou MAV), pouvant être contenu dans une sphère de 30 cm. Ces micro-drones sont différenciés par la miniaturisation des cartes électroniques et le choix des matériaux, des capteurs et des systèmes embarqués.



(a) le drone Aeryon-Scout 400

(b) le drone GTENG-T906W

Figure I-8 : Exemples des micros-UAV

➤ Mini-UAV

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



(a) le drone Gozcu

(b) le drone QX-105

Figure I-9 : Exemples des minis-UAV

➤ **Les drones MALE (Medium Altitude High Endurance)**

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



(a) le drone Predator-3

(b) le drone Dominator

Figure I-10 : Exemples des drones MALE

➤ **Les drones HALE (High Altitude High Endurance)**

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



(a) le drone RQ-4 Global Hawk

(b) le drone GlobalObserver-Aglis

Figure I-11 : Exemples des drones HALE

➤ **Drones tactique TUAV (Tactical Unmanned Aerial Vehicle)**

Ils ont une autonomie d'une dizaine d'heures et un rayon d'action jusqu'à plus de cent kilomètres avec une altitude opérationnelle de 200 à 5000 mètres. Ces drones sont plus petits et fonctionnent dans des systèmes plus simples que HALE ou MALE.



(a) le drone FT-200 FH

(b) le drone Falco

Figure I-12 : Exemples des drones tactiques

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

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



(a) le drone X-47B

(b) le drone Wing-Loong-II

Figure I-13 : Exemples des drones de combat

➤ RPH (Remotely Piloted Helicopter)

Les hélicoptères télécommandés sont des véhicules aériens capable d'effectuer le décollage et l'atterrissage vertical, ce sont des drones à voilure tournante appelé aussi VTUAV (Vertical Take-off UAV). Ils sont utilisés dans des missions nécessitant un vol stationnaire, ils sont également moins sensibles à la turbulence de l'air.[6]



(a) le drone YamahaRMax

(b) le drone APID

Figure I-14 : Exemples des drones RPH

I.5.2 Selon leurs voilures

➤ Drones à voilures tournantes

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

➤ Drones à voilures fixes

La poussée et la portance sont assurées par son moteur et ses ailes. Ces drones se caractérisent, généralement, par une grande vitesse de translation.

Ce sont des drones destinés à des missions de plus grande portée où le véhicule a besoin d'une forme aérodynamique lui permettant de minimiser sa dépense d'énergie.

➤ Drones à ailes battantes

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



Figure I-15 : Classification des drones selon la voilure

I.6 Domaine d'utilisation

I.6.1 Dans le domaine civil

Le drone est de plus en plus répandu dans les entreprises, pour son apport d'information nouvelle, son autonomie et sa rapidité.

✓ Dans l'agriculture

- Il permet une surveillance sur les cultures ;
- La pulvérisation précise de produit de traitements selon les besoins du terrain ;
- La détection des maladies sur des cultures.



Figure I-16 : espace agricole

✓ Pour l'aménagement du territoire

- Réalisation des cadastres, du géoréférencement, des implantations 3D, des orthophotographies ;
- Ouverture des perspectives dans l'élaboration de diagnostics dans des endroits difficiles d'accès, comme les secteurs montagneux, les sites naturels protégés, les monuments et les établissements importants.



Figure I-17 : carte 3D

✓ **Pour l'inspection**

- Le drone facilite l'archéologie, il aide à la reconstruction, aux cadastres, à une vue globale des travaux, pour de nouvelles découvertes ;
- Effectuer des cartes en 3D.
- L'inspection dans des zones en hauteur, par exemple, sur des éoliennes, des, des barrages et des toitures, avec les avantages d'un gain de temps et d'argent.



Figure I-18 : drone d'inspection

✓ **Dans la logistique**

- Transporter du matériel d'urgence ou des médicaments. Ces boîtes à outils volantes, permettent de gagner du temps dans des situations d'urgence.



Figure I-19 : Drone transporteur

✓ **Dans la sécurité**

- Surveillance des bâtiments, des entrepôts, des manifestations en plein air, des zones à risque, le trafic routier ;
- Permet d'avoir une vision aérienne de toute la situation.



Figure I-20 : commande de drone de surveillance

✓ **Pour les loisirs et les métiers de l'audiovisuel**

- Valorisation du patrimoine immobilier, culturel, et les régions touristiques ;
- Permet de prendre des clichés aériens et de découvrir une nouvelle vision ;
- Le drone est utilisé à la télévision, pour les téléfilms, les publicités ou les documentaires, et dans le cinéma pour diverses manières de créer des images vues du ciel, ainsi que des événements sportifs ;
- Il remplace les hélicoptères chers et bruyants.



Figure I-21 : paysage vu du ciel

I.6.2 Dans le domaine militaire

Les drones jouent un rôle toujours plus important dans les considérations militaires. Ils ne sont plus utilisés aujourd'hui comme seule plate-forme de reconnaissance, mais de plus en plus aussi comme systèmes d'armes autonomes. Les avantages militaires des drones de combat se manifestent principalement dans la lutte contre les insurrections et le terrorisme. [29]

On peut en fait décomposer en trois grandes catégories, les missions militaires confiées aux drones :

a) Marine

- Ombre des flottes ennemies.
- Des missiles décoratifs par émission de signatures artificielles.
- Placement et surveillance des bouées de sonar et éventuellement d'autres formes de guerre anti sous-marine.
- Protection des ports contre les attaques en mer.

b) Armé de terre

- Surveillance de la contamination nucléaire, biologique ou chimique.
- Surveillance de l'activité de l'ennemi.
- Reconnaissance.
- Localisation et destruction des mines terrestres.
- Désignation et suivi des objectifs.

c) Aviation

- Surveillance longue distance et haute altitude.
- Elimination des bombes non explosées.
- Brouillage et destruction du système radar.
- Evaluation des dégâts d'aérodrome.
- Sécurité de base d'aérodrome.

I.7 Etat de l'art de l'AEROSONDE

L'Aerosonde est la plate-forme la plus petite et la plus simple pour les missions météorologiques [30].

L'AAI Aerosonde est un petit véhicule aérien sans pilote (UAV) conçu pour collecter des données météorologiques, notamment des mesures de température, de pression atmosphérique, d'humidité et de vent au-dessus des océans et des zones reculées.

L'Aerosonde a été développée par l'institut et est maintenant fabriquée par Aerosonde Ltd, qui est une entreprise stratégique d'AAI Corporation.

L'Aerosonde est propulsée par un moteur d'avion modèle Enya R120 modifié et transporte à bord un petit ordinateur, des instruments météorologiques et un récepteur GPS pour la navigation.

Il est également utilisé par les forces armées des États-Unis pour le renseignement, la surveillance et la reconnaissance (ISR). [31]



Figure I-22 : Aerosonde "Laima" en exposition au musée de l'aviation, Seattle, WA [31]

I.7.1 Caractéristiques générales

Tableau I-2 : Caractéristiques de l'Aerosonde

Équipage	Télécommandé
Longueur	1.7 m
Envergure	2.9 m
Hauteur	0.60 m
Surface alaire	0.57 m ²
Vide	10 kg
Chargé	13.1 kg
Décollage maximal	13.1 kg
Centrale électrique	Moteur d'avion modifié Enya R120, 1.74 hp (1280 W) Centrale électrique multi-combustible Lycoming EI-005

I.7.2 Performances

Tableau I-3 : Performances de l'Aerosonde

Vitesse maximum	72 km/h
Range	150 km
Plafond de service	4,500 m
Taux de montée	m/min
Chargement de l'aile	23 kg/m ²
Puissance/Masse	98 W/kg

I.8 Conclusion

Après avoir défini et introduire le terme UAV, une classification des différents types de ce dernier a été donnée.

Ce chapitre a présenté les concepts les plus reconnus des premiers véhicules aériens conçus ou même imaginés par des savants durant les dernières années. Ainsi qu'un état de l'art qui donne une description des différentes caractéristiques et performances du drone proposé.

Le prochain chapitre sera dédié à la modélisation d'un UAV à voilures fixes.

Chapitre II

Modélisation d'un UAV à voilure fixe

II.1 Introduction

L'objectif de ce mémoire est la conception d'un système de commande pour un UAV à voilure fixe. Deux types de systèmes de propulsion ont été utilisés : le premier est basé sur un moteur électrique de type Brushless, le second est basé sur un moteur à piston. Par ailleurs, le choix de commande à étudier était une commande linéaire basée-PID et une commande basée-Floue.

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

II.2 Modélisation dynamique d'un aéronef à voilure fixe

II.2.1 Principe de fonctionnement d'un aéronef à voilure fixe

Le vol d'un aéronef peut se résumer en quatre forces. Pendant son vol, il est soumis à la force gravitationnelle (le poids), la force de propulsion (la poussée) et aux forces aérodynamiques FA comme l'illustre la figure II-1 : [32]

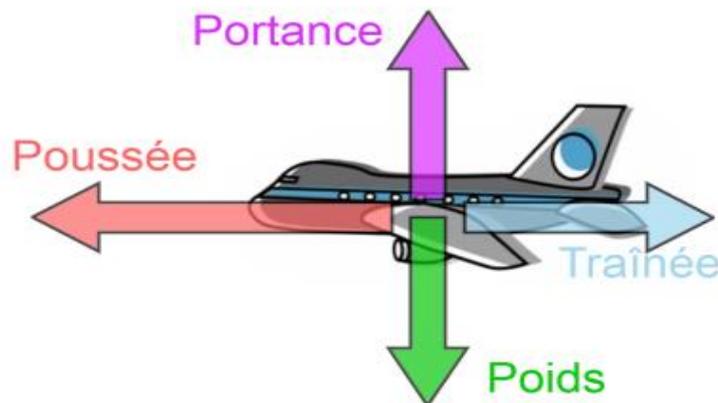


Figure II-1 : Les forces du vol

➤ La force de poussée

La poussée est une force motrice ou de traction qui s'oppose aux frottements de l'air. Cette force est créée par le système de propulsion de l'avion (par les hélices ou par les réacteurs) et est contrôlée par la manette des gaz. Celle-ci fait avancer l'avion.

➤ Les forces aérodynamiques

Le mouvement relatif de l'avion par rapport à la masse de l'air, crée une pression dynamique de l'air sur la surface de l'avion. Cette pression crée Les forces aérodynamiques (la force de portance et la force de trainée) montrées dans la figure II-2 : [21]

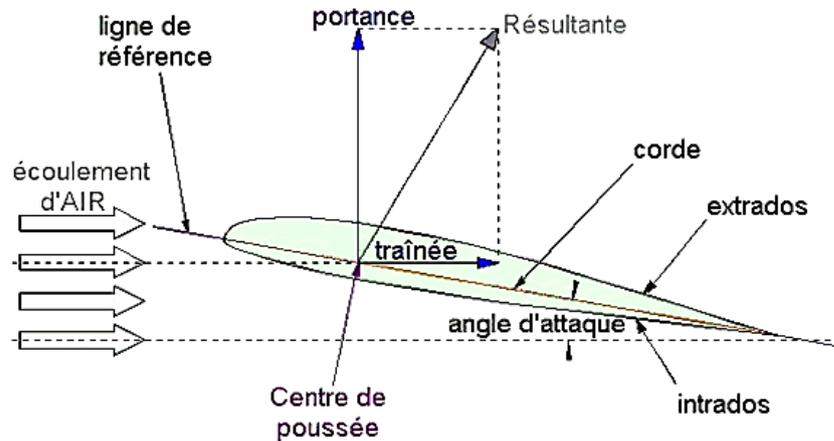


Figure II-2 : Les forces aérodynamiques

• La force de portance

Sur un avion, la portance permet à l'avion de s'élever dans les airs. Celle-ci est créée par l'écoulement de l'air autour de l'aile. En effet, l'aile a une forme bombée sur le dessus (extrados) et plate sur le dessous (intrados). La longueur de l'extrados est donc plus grande que celle de l'intrados. Lorsque l'air s'écoule à haute vitesse autour de l'aile, l'air doit donc parcourir une plus grande distance sur l'extrados que sur l'intrados. L'air s'écoulant sur l'extrados voyage donc plus vite que celle sur l'intrados.

Selon le théorème du physicien suisse Daniel Bernoulli, la pression d'un fluide s'écoulant à grande vitesse diminue. L'air qui s'écoule sur l'extrados de l'aile voyage donc plus loin et plus vite que celui de l'intrados. Une dépression est causée sur le haut de l'aile. Puisque l'air à pression élevée a tendance à rejoindre l'air à basse pression, ce déplacement d'air pousse l'aile vers le haut et fait lever l'avion. [34]

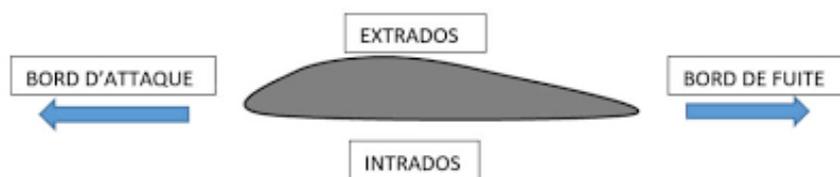


Figure II-3 : Le profil de l'aile

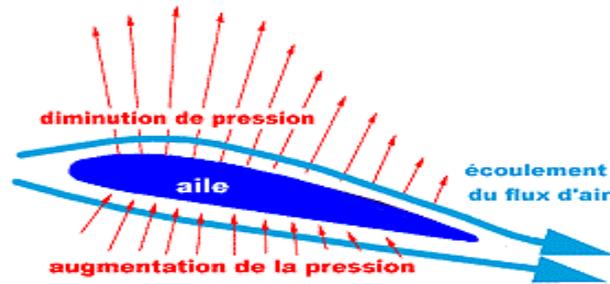


Figure II-4 : Les forces de portance sur l'aile d'un avion

- **La force de traînée**

La traînée est la force qui s'oppose à la poussée. Celle-ci est créée par la résistance de l'avion vis-à-vis l'écoulement de l'air. Il y a deux types de traînée. La traînée parasite et la traînée induite. La traînée parasite est causée par les parties de l'avion qui ne créent pas de portance (le train d'atterrissage, la saleté...) tandis que la traînée induite est causée par les parties qui créaient aussi de la portance, comme les ailes de l'avion. [33]

- **La force gravitationnelle**

Le poids est l'action de la gravité sur l'avion. Celui-ci s'oppose la portance. Il est impossible de ne pas avoir de poids puisque le poids est le résultat de la gravité. Sans gravité, l'avion flotte. [33]

II.2.2 Les commandes de vol

Un avion possède six degrés de libertés :

- ✓ Trois pour définir sa position ;
- ✓ Trois pour définir son orientation.

Les commandes suivantes permettent de contrôler l'avion :

- **La commande de la propulsion**

La propulsion, sur un aéronef, est obtenue en créant une force, appelée poussée. La commande de propulsion permet l'avion d'atteindre et de maintenir la vitesse nécessaire au vol.

Il existe différents types de systèmes de propulsion, les plus répandus sont : le moteur à piston entraînant une hélice, le turbopropulseur et le turbo réacteur.

- **Les 3 axes de l'avion**

Les trois axes d'un avion sont des lignes imaginaires qui représentent les directions dans lesquelles il peut se déplacer.

Les trois axes sont :

- ✓ L'axe de roulis, qui s'étend du nez à l'empennage de l'avion ;
- ✓ L'axe de tangage, qui s'étend d'un bord à l'autre des ailes ;
- ✓ L'axe de lacet, qui traverse l'avion verticalement à travers le centre de gravité. [33]

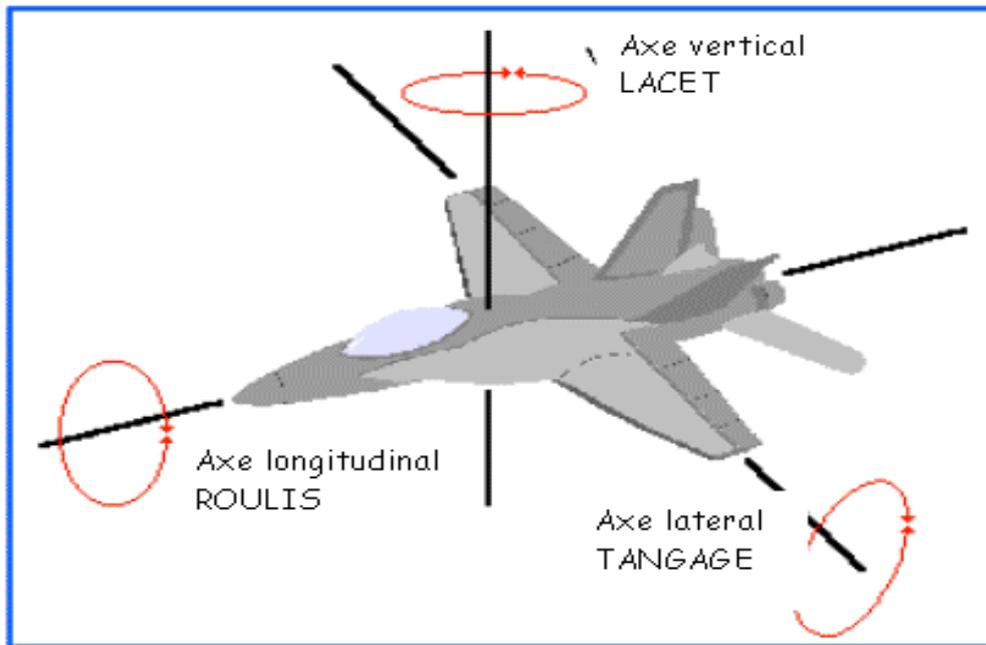


Figure II-5 : Les trois axes d'un avion

➤ **La commande du tangage**

La gouverne de profondeur est une section amovible horizontale située sur l'empennage de l'avion. Il contrôle le mouvement de tangage de l'avion. Lorsque le pilote tire sur le manche, la gouverne pivote vers le haut créant de la trainée supplémentaire. Cette action cause l'empennage de l'avion à tomber, et l'avion monte. Lorsque le pilote pousse sur le manche, la gouverne de profondeur pivote vers le bas, l'empennage monte et l'avion pique vers le bas.

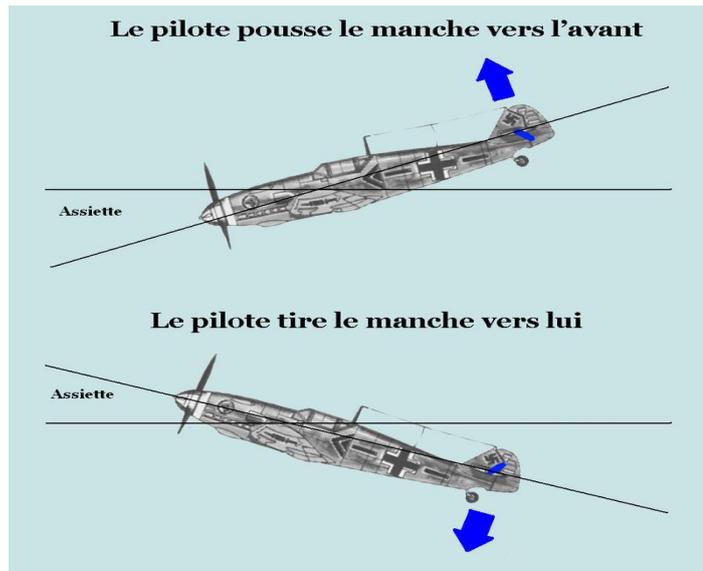


Figure II-6 : L'effet de la gouverne de profondeur

➤ **La commande du roulis**

Les ailerons sont des sections situées sur les extrémités du bord de fuite de l'aile. Ces sections pivotent vers le haut et le bas pour faire virer l'avion, ils contrôlent le mouvement de roulis de l'avion. Lorsque le pilote incline le manche vers la droite l'aileron droit pivote vers le haut, et l'aileron gauche pivote vers le bas. Ce déséquilibre des forces fait que l'avion vire vers la droite. Dans le cas inverse (donc pour virer à gauche), l'aileron gauche pivote vers le haut tandis que l'aileron droit pivote vers le bas.

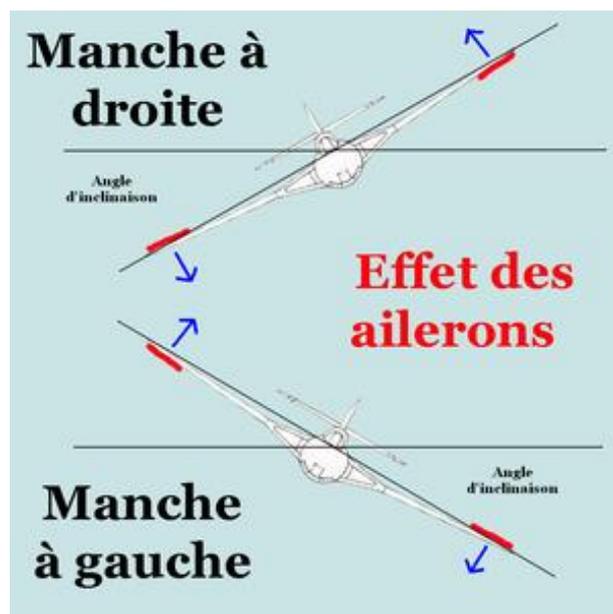


Figure II-7 : L'effet des ailerons

➤ La commande du lacet

La gouverne de direction est une section verticale située sur l'empennage de l'avion. Il contrôle le mouvement de lacet de l'avion. Le pilote contrôle la gouverne de direction grâce au palonnier, deux pédales situées sous les pieds des deux pilotes. Lorsque le pilote fait glisser la pédale gauche vers l'avant, la gouverne pivote vers la gauche.

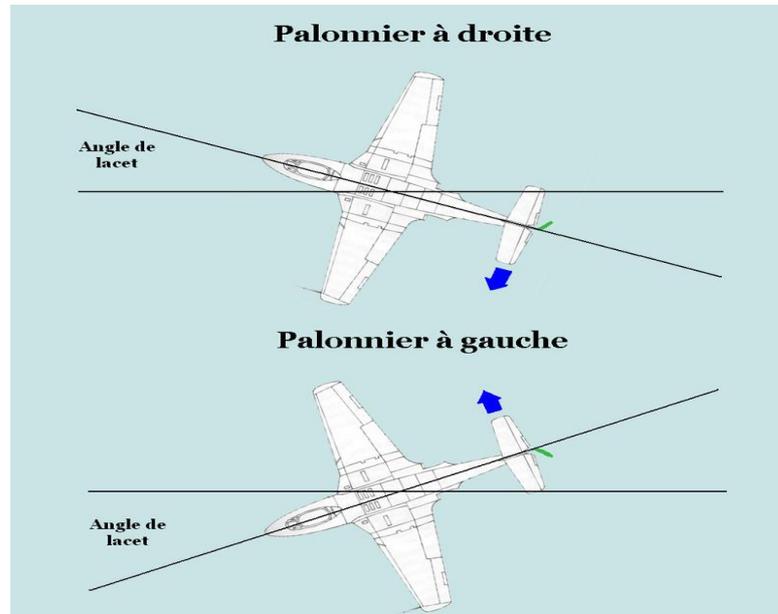


Figure II-8 : L'effet de la gouverne de direction

II.2.3 Les hypothèses de modélisation

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

- Le repère fixé à la terre est inertiel.
- L'avion est un corps rigide. Cette hypothèse implique que le mouvement de l'avion dans l'espace est défini par 6 degrés de liberté.
- La masse de l'avion et sa distribution sont constantes.
- La courbature de la terre est négligeable (terre plate).
- L'accélération gravitationnelle est constante en amplitude et en direction.
- La force de poussée est dirigée le long de l'axe X à travers le centre de gravité [9].

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

II.2.4 Les référentiels

Pour décrire le mouvement d'un aéronef il est nécessaire de définir le système de coordonnées convenable pour le développement des équations de mouvement.

Dans ce mémoire, on s'intéresse à deux systèmes de coordonnées traitants le mouvement de l'aéronef l'un est le référentiel du Corps du Drone, qui est fixé au corps de l'aéronef, l'autre est le référentiel terrestre (NED), qui est fixé à la terre, et qui peut être considéré comme un repère inertiel.

La figure II-9 montre le système d'axes lié au corps de l'avion $X_B Y_B Z_B$ et le système inertiel d'axes fixé la Terre NED.

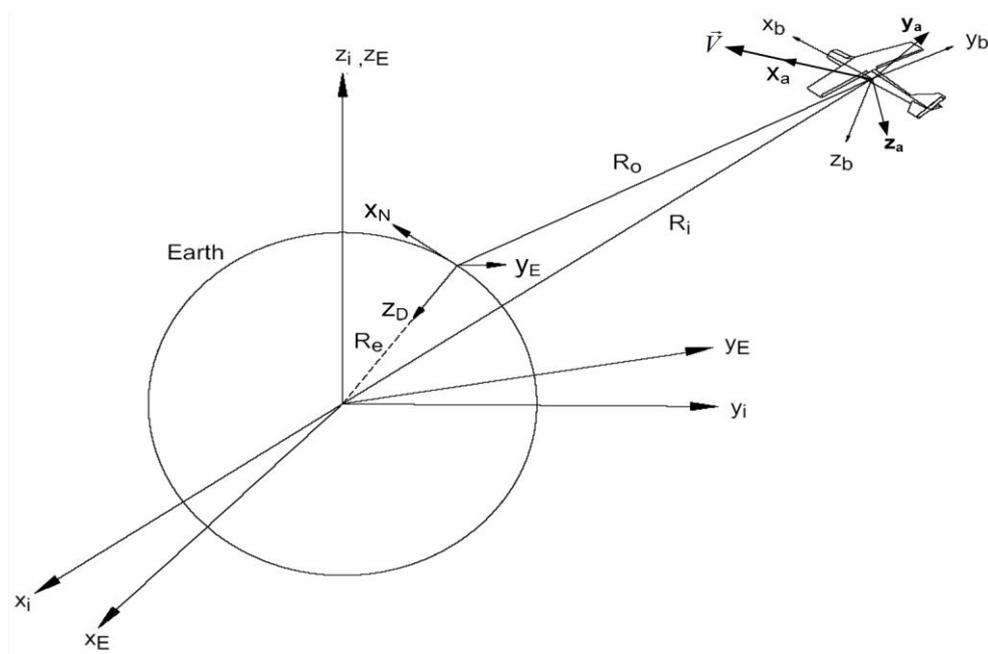


Figure II-9 : Le système inertiel NED et le système d'axes lié à l'avion $X_B Y_B Z_B$

➤ Le repère fixe à la terre NED (NED : North, East, Down)

La position dans l'espace d'un objet mobile est à priori définie dans un repère "fixe", c'est-à-dire lié à la terre (voir figure II-9).

- ✓ L'origine O est fixe par rapport à la terre. Généralement, l'origine de ce repère coïncide avec le point de décollage de l'UAV.
- ✓ ON est orienté vers le nord.
- ✓ OE est orienté vers l'est.
- ✓ OD est orienté suivant la verticale descendante. [10]

➤ **Les repères liés au corps de l'aéronef**

• **Trièdre avion ($OX_B Y_B Z_B$) (B=BODY)**

Ce trièdre est lié à l'appareil (considéré lui-même comme rigide) (voir figure II-9)

- ✓ Le centre de gravité est l'origine conventionnelle des axes. Il est situé dans le plan de symétrie de l'avion.
- ✓ OX_B est orienté vers l'avant de l'avion.
- ✓ L'axe OZ_B , normal à OX_B , est orienté vers le ventre de l'avion.
- ✓ L'axe OY_B complète le trièdre positif (il est donc orienté vers la droite de l'avion).

• **Trièdre aérodynamique ($OX_A Y_A Z_A$)**

Ce trièdre est lié à la vitesse de l'avion. (Voir figure II-10)

- ✓ Le centre du repère est généralement le centre de gravité de l'avion.
- ✓ L'axe OX_A est porté par la vitesse et orienté dans le sens de la vitesse.
- ✓ L'axe OZ_A est perpendiculaire à OX_A , situé dans le plan de symétrie de l'avion, et orienté vers le ventre de l'avion.
- ✓ L'axe OY_A complète le trièdre positif.

Le repère aérodynamique est utilisé pour exprimer les forces aérodynamiques et les coefficients aérodynamiques. L'orientation des axes de ce trièdre aérodynamique n'est pas liée "rigidement" à l'avion mais à la vitesse. [10]

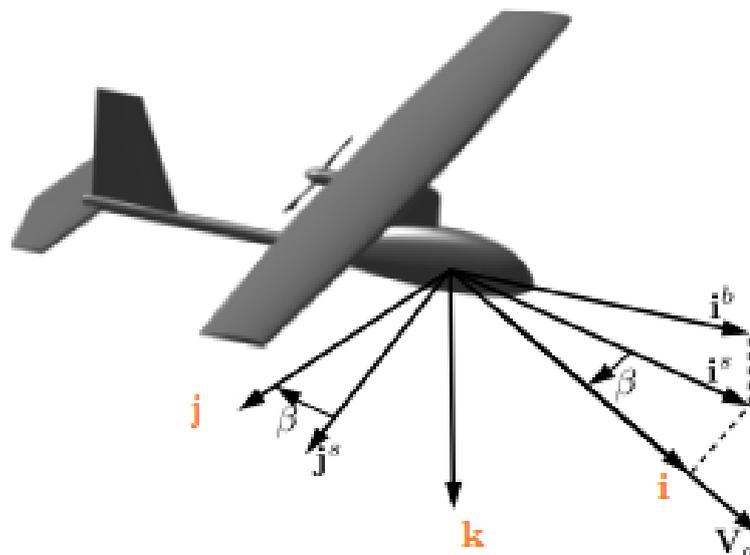


Figure II-10 : Le repère aérodynamique

II.2.5 Les équations de mouvement de l'UAV

Dans cette partie nous avons établi les systèmes d'équations qui régissent le mouvement l'UAV à voilures fixe. La nomenclature est illustrée dans la figure II-11 et le tableau II-1.

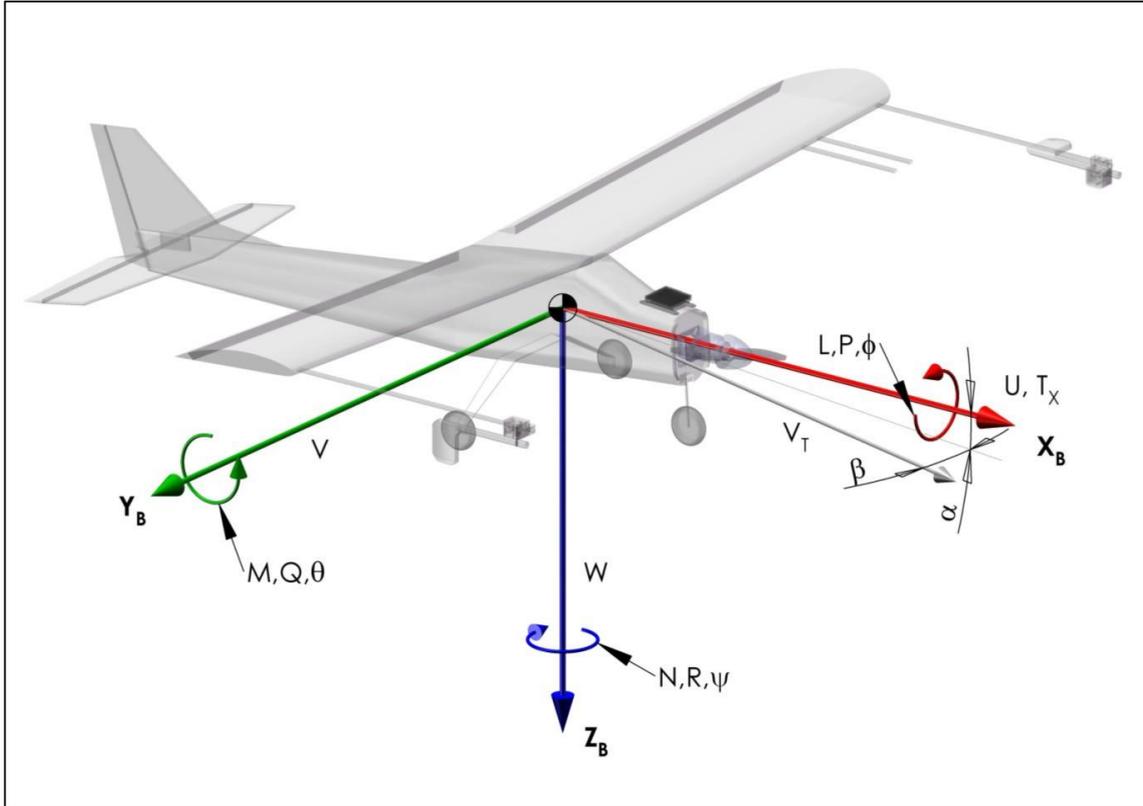


Figure II-11 : Nomenclature de l'aérodynamique

Tableau II-1 : Nomenclature de l'aérodynamique

	Axe de roulis X_B	Axe de tangage Y_B	Axe de lacet Z_B
Vitesses angulaires	p	q	r
Composantes de la vitesse	u	v	w
Composantes de la force aérodynamique	X	Y	Z
Composantes du moment aérodynamique	L	M	N
Moment d'inertie	I_X	I_Y	I_Z
Produit d'inertie	I_{YZ}	I_{XZ}	I_{XY}

Les équations de mouvement peuvent être découplées en équations de translation et équations de rotation.

II.2.5.1 Equations cinématiques de translation

Soient : p_n, p_e, p_d les positions de l'UAV dans le repère inertiel NED.[4]

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{bmatrix} \triangleq \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} p_n \\ p_e \\ p_d \end{bmatrix} \quad (II,1)$$

Les vitesses u, v, w sont exprimées dans le repère avion (Body).

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{bmatrix} = R_b^t \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (II,2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\varphi s\theta c\psi - c\varphi s\psi & c\varphi s\theta c\psi + s\varphi s\psi \\ c\theta s\psi & s\varphi s\theta s\psi + c\varphi c\psi & c\varphi s\theta s\psi - s\varphi c\psi \\ -s\theta & s\varphi c\theta & c\varphi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (II,3)$$

II.2.5.2 Equations cinématiques de rotation

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_{b_2}^t(\varphi) \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_{b_2}^t(\varphi) R_{v_1}^{v_2}(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (II,4)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (II,5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \cos \theta \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (II,6)$$

On déduit l'expression inverse :

$$\varphi = p + q \sin \theta \tan \theta + r \cos \theta \tan \theta \quad (II,7)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \quad (II,8)$$

$$\dot{\psi} = r \sin \varphi \sec \theta + \cos \varphi \sec \theta \quad (II,9)$$

II.2.5.3 Equations dynamiques de translation (trièdre avion)

Les équations de mouvement sont obtenues à partir de la deuxième loi de Newton, qui montre que la somme de toutes les forces extérieures agissant sur le corps est égale au taux de variation dans le temps de quantité de mouvement. [11]

$$\sum \vec{F} = \frac{d}{dt} (m\vec{V}) \quad (II,10)$$

Avec :

$$\vec{F} = (F_x \vec{i} + F_y \vec{j} + F_z \vec{k})$$

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

Pour :

δ_m : La masse d'un élément de l'avion ;

V : la vitesse d'un élément de masse par rapport au système d'axes absolu ou inertiel ;

δ_F : la force résultante agissant sur δ_m ;

Alors la deuxième loi de Newton donne :

$$\sum \delta_F = \sum \delta_m \frac{dv}{dt} = F \quad (II,11)$$

$$v = v_c + \frac{dr_x}{dt} \quad (II,12)$$

$$\sum \delta_m = \frac{dv}{dt} = F \quad (II,13)$$

v_c est la vitesse du centre de masse de l'avion, r_x est le vecteur de déplacement d'un élément de l'avion et $\frac{dr_x}{dt}$ est la vitesse d'un élément par rapport au centre de masse. r_x est mesuré à partir du centre de masse.

$$\vec{F} = m \frac{d}{dt} (\vec{V}_c) \quad (II,14)$$

Cette dernière équation lie la force externe F sur l'avion au mouvement du centre de masse de l'avion.

Pour mieux expliquer les équations, nous utiliserons un vecteur arbitraire A_a . Ainsi, on sait que la dérivée d'un vecteur arbitraire A_a par rapport à un système fixé à l'avion $X_a Y_a Z_a$ qui tourne avec une vitesse angulaire ω est représentée par :

$$\left. \frac{d\vec{A}_a}{dt} \right|_t = \left. \frac{d\vec{A}_a}{dt} \right|_a + \vec{\omega} * \vec{A}_a \quad (II,15)$$

Avec :

$$\vec{\omega} = (p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k})$$

Pour une force extérieure :

$$\vec{F} = (F_X\vec{i} + F_Y\vec{j} + F_Z\vec{k})$$

Le développement des équations donne :

$$F_X = m \left(\frac{du}{dt} + qw + vr \right) \quad (II,16)$$

$$F_Y = m \left(\frac{dv}{dt} + ru - pw \right) \quad (II,17)$$

$$F_Z = m \left(\frac{dw}{dt} + pv - qu \right) \quad (II,18)$$

A partir des équations (II,16), (II,17) et (II,18), on obtient :

$$\dot{u} = rv - qw + \frac{F_X}{m} \quad (II,19)$$

$$\dot{v} = pw - ru + \frac{F_Y}{m} \quad (II,20)$$

$$\dot{w} = qu - pv + \frac{F_Z}{m} \quad (II,21)$$

Pour de nombreuses raisons, il est plus pratique d'avoir les équations de forces en termes de α , β et V que u , v et w . Premièrement, les forces et les moments aérodynamiques sont plus faciles à visualiser, à exprimer et peuvent directement être mesurées. [12]

D'après la Figure II-11 on peut exprimer α , β et V en fonction de u , v et w .

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{u}{w} \right) \quad (II,22)$$

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{v}{w} \right) \quad (II,23)$$

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (II,24)$$

$$\dot{\alpha} = \left(\frac{u\dot{w} - w\dot{u}}{u^2 + w^2} \right) \quad (II,25)$$

$$\dot{\beta} = \frac{(u^2 + w^2)\dot{v} - v(u\dot{u} + w\dot{w})}{V^2 \sqrt{u^2 + w^2}} \quad (II,26)$$

$$\dot{V} = \frac{1}{V} (u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}) \quad (II,27)$$

Par la suite, en substituant les équations $[u, v, w]$ par $[\alpha, \beta, \text{ et } V]$

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -\frac{\bar{q}S}{m} C_D + \frac{T}{m} \cos\alpha \cos\beta + g(\cos\varphi \cos\theta \sin\alpha \cos\beta + \sin\varphi \cos\theta \sin\beta \\ & - \sin\theta \cos\alpha \cos\beta) \end{aligned} \quad (II,28)$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} = & -\frac{\bar{q}S}{mV \cos\beta} C_L + q - \tan\beta(p \cos\alpha + r \sin\alpha) + \\ & \frac{g}{V \cos\beta} (\cos\varphi \cos\theta \cos\alpha + \sin\theta \sin\alpha) - \frac{T \sin\alpha}{mV \cos\beta} \end{aligned} \quad (II,29)$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta} = & \frac{\bar{q}S}{mV} C_Y + p \sin\alpha - r \cos\alpha + \frac{g}{V} \cos\beta \sin\varphi \cos\theta + \\ & \frac{\sin\beta}{V} \left(g \cos\alpha \sin\theta - g \sin\alpha \cos\varphi \cos\theta - \frac{T \cos\alpha}{m} \right) \end{aligned} \quad (II,30)$$

II.2.5.4 Equations dynamiques de rotation

La deuxième loi de Newton annonce que la somme des moments externes agissant sur le corps est égale au taux de variation dans le temps du moment d'impulsion angulaire (*terme en anglais, momentum*) [13].

$$\sum \vec{M} = \frac{d}{dt} (\vec{H}) \quad (II,31)$$

Avec :

$$\vec{M} = (L\vec{i} + M\vec{j} + N\vec{k})$$

$$\vec{H} = (H_X\vec{i} + H_Y\vec{j} + H_Z\vec{k})$$

$$\vec{H} = \text{Moment cinétique angulaire}$$

De la même manière qu'on a développé les équations des forces, on peut développer les équations des moments.

Le développement des équations donne :

$$H_X = pI_X - qI_{XY} - rI_{XZ} \quad (II,32)$$

$$H_Y = -pI_{XY} + qI_Y - rI_{YZ} \quad (II,33)$$

$$H_Z = -pI_{XZ} - qI_{YZ} + rI_Z \quad (II,34)$$

Avec :

$$I_X = \iiint (y^2 + z^2) \delta_m$$

$$I_Y = \iiint (x^2 + z^2) \delta_m$$

$$I_Z = \iiint (x^2 + y^2) \delta_m$$

$$I_{XY} = \iiint yx \delta_m$$

$$I_{YZ} = \iiint yz \delta_m$$

$$I_{XZ} = \iiint xz \delta_m$$

Où :

$\vec{H} = \vec{I} * \vec{\omega} =$ (I est le moment d'inertie de l'avion), on obtient selon les 3 axes.

$$L = \dot{H}_x + qH_z - rH_y \quad (II,35)$$

$$M = \dot{H}_y + rH_x - pH_z \quad (II,36)$$

$$N = \dot{H}_z + pH_y - qH_x \quad (II,37)$$

Le développement des équations donne :

$$\dot{p} - \frac{I_{xz}}{I_x} \dot{r} = \frac{\bar{q}Sb}{I_x} C_l - \frac{(I_z - I_y)}{I_x} qr + \frac{I_{xz}}{I_x} qp \quad (II,38)$$

$$\dot{q} = \frac{\bar{q}Sb}{I_y} C_m - \frac{(I_x - I_z)}{I_y} pr - \frac{I_{xz}}{I_x} (p^2 - r^2) + \frac{I_p}{I_y} \Omega_p r \quad (II,39)$$

$$\dot{r} - \frac{I_{xz}}{I_z} \dot{p} = \frac{\bar{q}Sb}{I_z} C_n - \frac{(I_z - I_y)}{I_x} pq - \frac{I_{xz}}{I_z} qr - \frac{I_p}{I_z} \Omega_p q \quad (II,40)$$

Le modèle dynamique de l'UAV est donné par la représentation d'état (II,41) qui est obtenue par le regroupement des équations de la position, des accélérations, et des équations cinématiques.

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{h} \\ \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \cos \phi \cos \psi + v \sin \phi \cos \psi - v \cos \phi \sin \psi + w \cos \phi \sin \psi + w \sin \phi \sin \psi \\ u \cos \phi \sin \psi + v \sin \phi \sin \psi + v \cos \phi \cos \psi + w \cos \phi \cos \psi - w \sin \phi \cos \psi \\ -u \sin \theta + v \sin \phi \cos \theta + w \cos \phi \cos \theta \\ rv - qw + \frac{f_x}{m} \\ pw - ru + \frac{f_y}{m} \\ qu - pv + \frac{f_z}{m} \\ p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ r \sin \phi \sec \theta + \cos \phi \sec \theta \\ \Gamma_1 p q - \Gamma_2 q r + \Gamma_3 L + \Gamma_4 N \\ \Gamma_5 p r - \Gamma_6 (p^2 - r^2) + \Gamma_7 M \\ \Gamma_8 p q - \Gamma_1 q r + \Gamma_4 L + \Gamma_9 N \end{bmatrix} \quad (II,41)$$

$$\Gamma_1 = \frac{(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) I_{xz}}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2}$$

$$\Gamma_2 = \frac{(I_{yy} - I_{zz}) I_{zz} - I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2}$$

$$\Gamma_3 = \frac{I_{zz}}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2}$$

$$\Gamma_4 = \frac{I_{xz}}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2}$$

$$\Gamma_5 = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}$$

$$\Gamma_6 = \frac{I_{xz}}{I_{yy}}$$

$$\Gamma_7 = \frac{1}{I_{yy}}$$

$$\Gamma_8 = \frac{I_{xx} (I_{xx} - I_{yy}) I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2}$$

$$\Gamma_9 = \frac{I_{xx}}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2}$$

➤ Paramètres de vol

Les paramètres de vol définissent l'attitude, la position, la vitesse linéaire, la vitesse angulaire, l'accélération linéaire, et l'accélération angulaire de l'UAV. La mesure ou l'estimation de ces paramètres en temps-réel est nécessaire pour la commande de l'UAV.

- La position de l'UAV est définie par la position du centre de gravité de l'avion. Les composantes de la position sont la position nord (la latitude), la position Est (la longitude) et l'altitude de l'avion par rapport au repère lié au centre de la terre (P_N, P_E, h) .
- L'attitude de l'avion est définie par les trois angles d'Euler, notés φ, θ, ψ .
- Les trois composantes de vitesse angulaire p, q, r , sont mesurées dans le repère lié au corps de l'UAV.
- Les trois composantes de vitesse de translation u, v, w , sont mesurées dans le repère lié au corps de l'UAV. [14]

➤ Paramètres de commande de l'UAV

Les paramètres de commande de l'UAV sont les déplacements des surfaces de commande et de la manette des gaz de l'UAV. La commande de cette dernière est notée δ_{th} , l'angle de l'élévateur est noté δ_e , l'angle de l'aileron est noté δ_a et l'angle de la gouverne de direction est noté δ_r . [15]

II.3 Les actionneurs

II.3.1 Modèle de système de propulsion

II.3.1.1 Moteur Brushless

Les moteurs sans balais (« brushless ») permettent d'obtenir des ratios performances/encombrement très impressionnants par rapport aux technologies plus conventionnelles. Associée à un système électronique, l'amélioration des performances de cette technologie est continue depuis une vingtaine d'années.[16]

Un moteur Brushless est une machine synchrone autopilotée à aimants permanents, est une machine électrique de la catégorie des machines synchrones, dont le rotor est constitué d'un ou de plusieurs aimants permanents et pourvu d'origine d'un capteur de position rotorique (capteur à effet Hall, synchro-résolver, codeur incrémental par exemple) [17].

a) Composition d'un moteur Brushless

Un moteur brushless comporte les mêmes éléments qu'un moteur à courant continu, excepté le collecteur, mais l'emplacement des bobines et des aimants permanents sont

inversés. Le rotor est composé d'un ou plusieurs aimants permanents, et le stator de plusieurs bobinages [17].

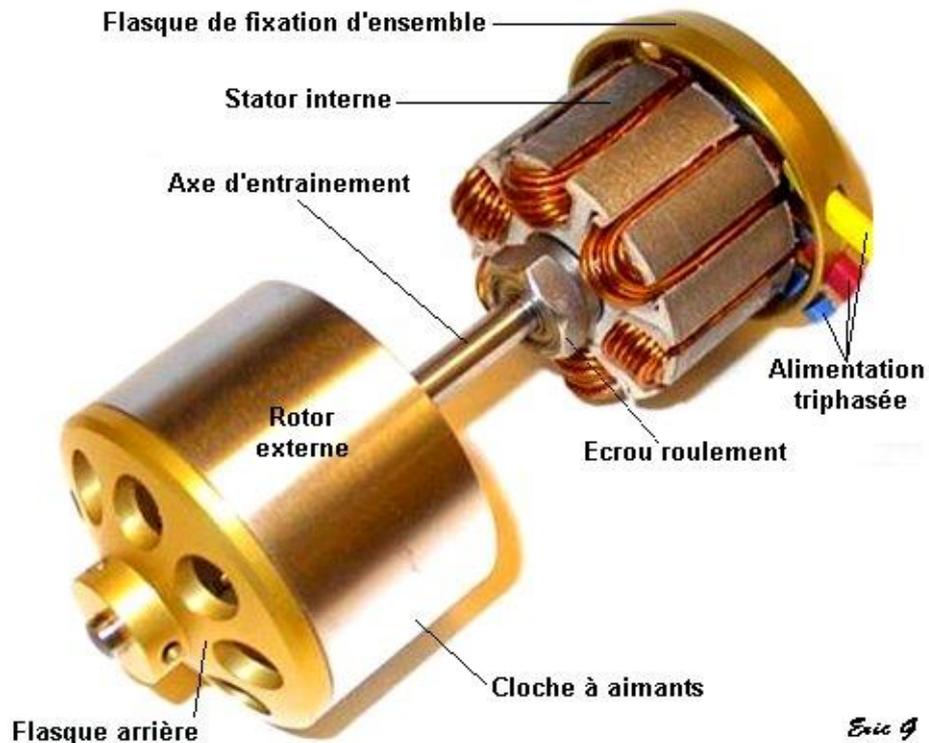


Figure II-12 : composition du moteur Brushless

b) Fonctionnement d'un moteur Brushless

Les bobines sont alimentées de façon séquentielle. Cela crée un champ magnétique tournant à la même fréquence que les tensions d'alimentation. L'aimant permanent du rotor cherche à chaque instant à s'orienter dans le sens du champ.

Pour que le moteur brushless tourne les tensions d'alimentation doivent être adaptées continuellement pour que le champ reste en avance sur la position du rotor et ainsi créer un couple moteur. L'animation ci-dessous montre le fonctionnement :

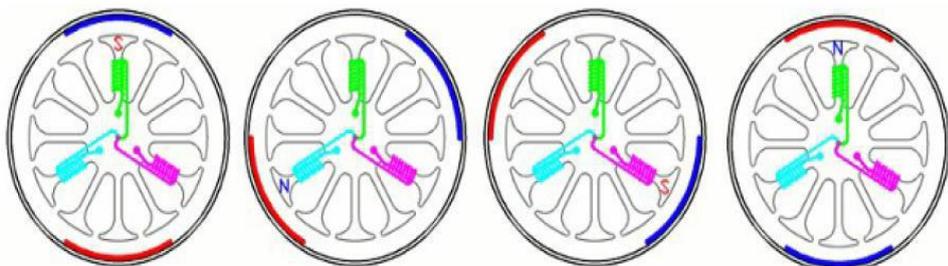


Figure II-13 : Fonctionnement du moteur Brushless

Les enroulements des trois phases étant fixes, la rotation de l'aimant (inducteur) plonge les enroulements dans un champ d'induction variable et provoque l'apparition d'une tension induite de mouvement (fém.) aux bornes de chaque phase, à laquelle se superposent les tensions induites de transformation par les inductances des phases. La tension induite e_i dans la phase i est donnée par la variation du flux totalisé correspondant. Dans le cas où le moteur est sans saillance les tensions aux bornes des trois phases statoriques s'écrivent selon la loi d'Ohm [17] :

$$v_{ab} = R(i_a - i_b) + L \frac{d(i_a - i_b)}{dt} + e_a - e_b \quad e_a = -\omega_p \Phi_F \sin(p\theta) \quad (II,42)$$

$$v_{bc} = R(i_b - i_c) + L \frac{d(i_b - i_c)}{dt} + e_b - e_c \quad e_b = -\omega_p \Phi_F \sin\left(p\theta - \frac{2\pi}{3}\right) \quad (II,43)$$

$$v_{ca} = R(i_c - i_a) + L \frac{d(i_c - i_a)}{dt} + e_c - e_a \quad e_c = -\omega_p \Phi_F \sin\left(p\theta + \frac{2\pi}{3}\right) \quad (II,44)$$

Où v_i , i_i et e_i sont la tension, le courant et la f.é.m. dans la phase i . R et L sont la résistance et l'inductance cyclique par phase, p est le nombre de paires de pôles. ω et θ sont respectivement la vitesse et la position mécaniques.

La dynamique du rotor est approximée à celle d'un moteur à courant continu, elle est donnée par les équations dynamiques suivantes :

$$V = ri + L \frac{di}{dt} + k_e \omega \quad (II,45)$$

$$k_m = J_r \frac{d\omega}{dt} + C_s + k_r \omega^2 \quad (II,46)$$

Avec :

V : La tension d'entrée du moteur.

ω : La vitesse angulaire du rotor.

k_e, k_m : représentent les couples électrique et mécanique respectivement.

k_r : La constante du couple de charge.

r : désigne la résistance du moteur.

J_r : désigne l'inertie du rotor.

C_s : représente le frottement sec.

A partir des équations (II,45) et (II,46), le modèle du rotor s'écrit sous la forme suivante :

$$\dot{\omega} = bV - \beta_0 - \beta_1\omega - \beta_2\omega^2 \quad (II,47)$$

Avec :

$$\beta_0 = \frac{C_s}{J_r} \quad ; \quad \beta_1 = \frac{k_e k_m}{r J_r} \quad ; \quad \beta_2 = \frac{k_r}{J_r} \quad / \quad \beta_2 = \frac{k_m}{J_r}$$

c) Types de moteurs Brushless

Selon les applications, il existe une grande variété de moteurs brushless avec des caractéristiques de couples, de vitesses et d'inertie différentes en fonction de leurs constitutions.[18]

➤ Moteurs brushless outrunner

On appelle « outrunner » les moteurs brushless dont le rotor est autour du stator. Cette configuration est intéressante en termes de couple moteur, car les aimants sont disposés sur un diamètre important, ce qui crée un bras de levier très intéressant. De plus, cette disposition permet de placer facilement plusieurs séries d'aimants (jusqu'à 32 pôles sur certains moteurs brushless outrunners) et de bobines.

Les bobines sont toujours câblées par groupes de 3, et les aimants sont soit collés par groupes de 2, soit constitués d'une partie magnétique comprenant plusieurs pôles.



Figure II-14 : moteur Brushless outrunner

Comme pour un moteur pas à pas, les moteurs brushless outrunners comprenant plus de 3 bobines et 2 pôles ne font qu'une fraction de tour lorsque le champ a tourné de 180° .

Leur fréquence de rotation est donc plus faible mais le couple très élevé. Ces moteurs brushless outrunners sont souvent utilisés dans des applications qui nécessitent un fort couple, car ils peuvent être reliés à la charge sans la nécessité d'un dispositif de réduction. Leur coefficient K_v est relativement faible par rapport aux autres types de moteurs brushless.

Les principales applications des moteurs brushless outrunners sont les suivantes : ventilateurs, moteurs de disques durs, Cd-rom, moteurs de vélos électriques, bateaux ou avions radio commandés...

➤ Moteurs brushless inrunner

Contrairement au type précédent, les moteurs brushless inrunners ont le rotor à l'intérieur du stator. Ils n'ont généralement qu'une seule paire de pôles sur le rotor, et 3 bobines au stator. L'inertie du rotor est beaucoup plus faible que pour un moteur outrunner, et les vitesses atteintes par ce type de moteur sont beaucoup plus élevées.



Figure II-15 : moteur Brushless inrunner

La gestion électronique de la commutation est par contre plus simple car le rotor tourne à la même fréquence que le champ magnétique. Le couple des moteurs brushless inrunners est plus faible que pour un outrunner car les aimants sont sur un diamètre plus petit à taille de moteur égale. Ce type de moteur brushless est très utilisé dans l'industrie car il se rapproche beaucoup d'un moteur à courant continu à balais et collecteur. [17]

➤ Moteurs brushless disques

Le rotor et le stator peuvent également être constitués de deux disques face à face, avec les rayons et les bobines répartis selon les rayons de ces deux disques. Ce type de moteur brushless est peu employé car l'action des bobines sur les aimants crée un effort axial important qui nécessite des butées à billes conséquentes, sans offrir de différences notables au niveau des performances par rapport à un moteur brushless outrunner. [17]



Figure II-16 : moteur type disque

II.3.1.2 Moteur à piston

Les moteurs thermiques sont définis comme des machines qui transforment l'énergie thermique dégagée, obtenue par la combustion d'un mélange d'air et de combustible en énergie motrice mécanique. Selon le lieu de déroulement de la combustion, ils se divisent en deux groupes :

- **Moteurs à combustion externe** : où la combustion est organisée à l'extérieur du moteur. Ex : machine à vapeur...
- **Moteurs à combustion interne** : où la combustion est préparée à l'intérieur du moteur, dans la chambre de combustion. Les moteurs alternatifs et les turbines à gaz (turbomachines) en font partie. [19]

a. Principe de fonctionnement

Les moteurs à allumage commandé fonctionnent selon le principe du cycle à 4 temps, ce cycle est caractérisé par quatre temps ou mouvements linéaires du piston :

➤ Admission

Le cycle commence au point mort haut, quand le piston est à son point le plus élevé. Pendant le premier temps le piston descend (admission), un mélange d'air et de carburant est aspiré dans le cylindre via la soupape d'admission.

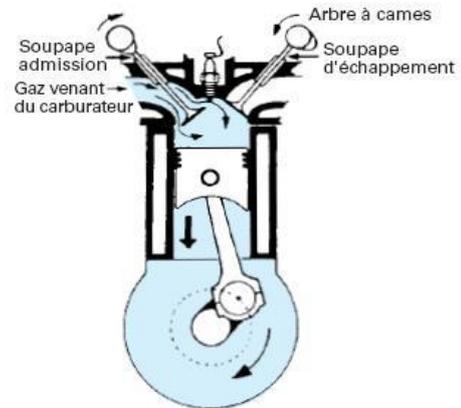
➤ Compression

La soupape d'admission se ferme, le piston remonte (compression) comprimant le mélange admis.

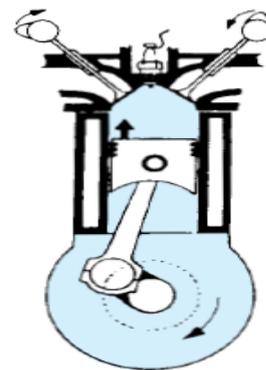
➤ Détente

Le mélange air-carburant est alors enflammé habituellement par une bougie d'allumage, aux environs du deuxième point mort haut (remontée complète du piston).

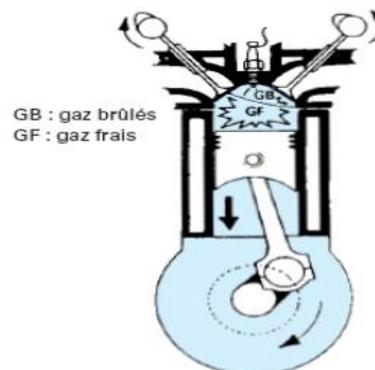
L'expansion des gaz portés à haute température lors de la combustion force le piston à descendre pour le troisième temps (détente). Ce mouvement est le seul temps moteur (produisant de l'énergie directement utilisable).



① admission des gaz
(le piston descend)



② compression
(le piston remonte)



③ combustion et détente
(le piston descend)

➤ L'échappement

Lors du quatrième et dernier temps (l'échappement), les gaz brûlés sont évacués du cylindre via la soupape d'échappement poussés par la remontée du piston.



④ échappement des gaz brûlés (le piston remonte)

b. Caractéristiques des moteurs à combustion interne

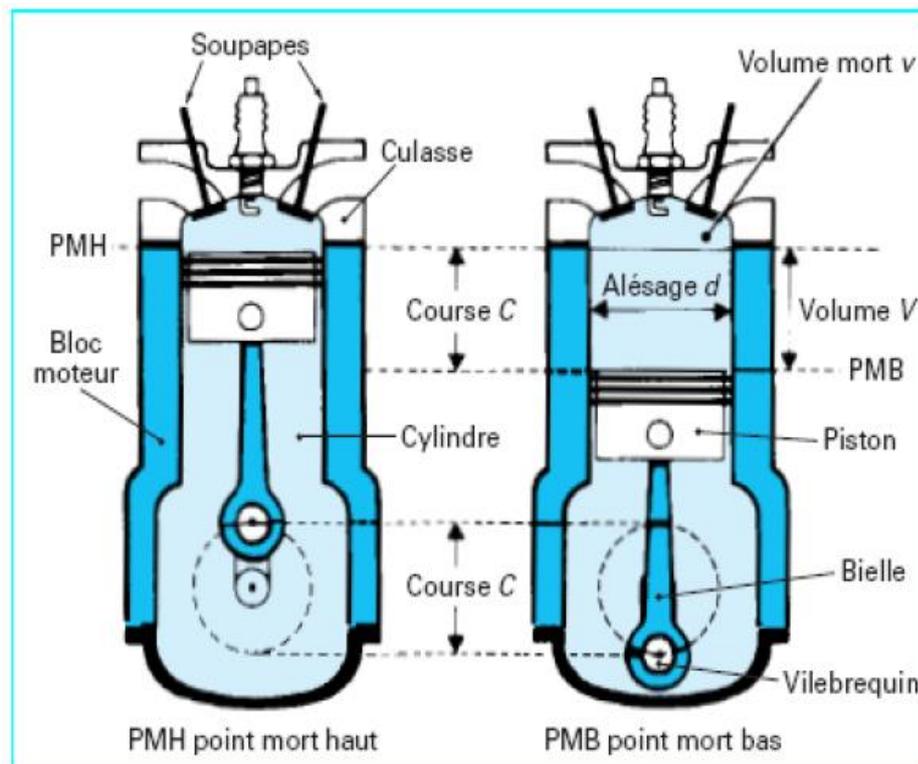


Figure II-16 : Architecture d'un moteur à pistons

- L'alésage : c'est le diamètre (d) du cylindre en millimètre.
- La course : c'est la distance (c) parcourue par le piston entre le Point Mort Haut (PMH) et le Point Mort Bas (PMB).
- La cylindrée :
La cylindrée unitaire (V_u) d'un cylindre c'est le volume balayé par le piston entre le PMH et le PMB.

$$V_u = \frac{\pi d^2}{4} \cdot C \quad (II,48)$$

La cylindrée totale (V_t) d'un moteur c'est la cylindrée unitaire multipliée par le nombre de cylindres.

$$V_t = V \cdot n \quad (II,49)$$

Où n- nombre de cylindres.

- Le rapport volumétrique (ϵ) : c'est le rapport entre le volume total d'un cylindre ($V+v$) et le volume de la chambre de combustion (v).

$$\epsilon = \frac{V+v}{v} \quad (II,50)$$

- Le travail développé s'écrit :

$$W=C \cdot 2\pi \cdot N \quad (II,51)$$

Où C est le couple et N représente le nombre de tours effectués.

- La puissance de moteur : la puissance effective est le travail moteur fourni en une seconde.

Soit pour N tours par minute :

$$P = \frac{W}{t} = \frac{C \cdot 2\pi \cdot N}{60} = C \cdot \omega \quad (II,52)$$

Où ω : la vitesse angulaire de vilebrequin. [20]

c. Influence des paramètres moteur sur la puissance

➤ Pression d'admission

C'est la pression qui règne à l'entrée de la soupape d'admission. Elle est contrôlée, par le contrôleur de débit du mélange aspiré.

➤ Dosage

Le dosage correspond au rapport entre la masse du carburant et la masse d'air composant le mélange carburé.

➤ Température

On démontre que la puissance effective est inversement proportionnelle à la racine carrée de la température T. En pratique, une augmentation de 5°C provoque une diminution de 1% de la puissance.

➤ **Humidité**

C'est l'air sec qui intervient dans la combustion, la vapeur d'eau contenue dans l'air se comporte comme un gaz inerte. Si la quantité de vapeur d'eau contenue dans l'air augmente, donc si l'humidité absolue augmente, le même débit massique d'air humide va correspondre à un débit massique d'air sec plus faible. La masse d'essence par rapport à la masse d'air sec va donc augmenter.

➤ **Altitude**

Lorsque l'altitude augmente, la pression atmosphérique diminue. La masse volumique de l'air diminue également d'où la diminution de la puissance.

II.3.1.3 Hélice

L'hélice peut sembler être un accessoire simple mais c'est parmi les éléments les plus difficiles à choisir. Elle se distingue par quatre éléments caractéristiques :

- Son diamètre.
- Son pas.
- Sa masse.
- Sa forme.

Sa taille est le plus souvent exprimée en pouce.

Une hélice est composée d'au moins deux pales réunies par un moyeu, lui-même solidaire de l'arbre moteur. On remarque aisément que chaque pale vue en coupe présente de très évidentes similitudes avec une aile d'avion. [26]

a. Rôle d'hélice

La production d'énergie assurée par le moteur est transformée en une force de traction rectiligne. De par ses qualités aérodynamiques, l'hélice transforme le couple fourni par le moteur en une force assurant le déplacement de l'avion dans l'air.

Ce sont en réalité les mêmes principes aérodynamiques qui sont utilisés. La pale placée dans le vent relatif (le vent relatif est généré à la fois par la rotation de l'hélice et par la vitesse de déplacement de l'avion) produit, grâce à son profil, une force de traction.

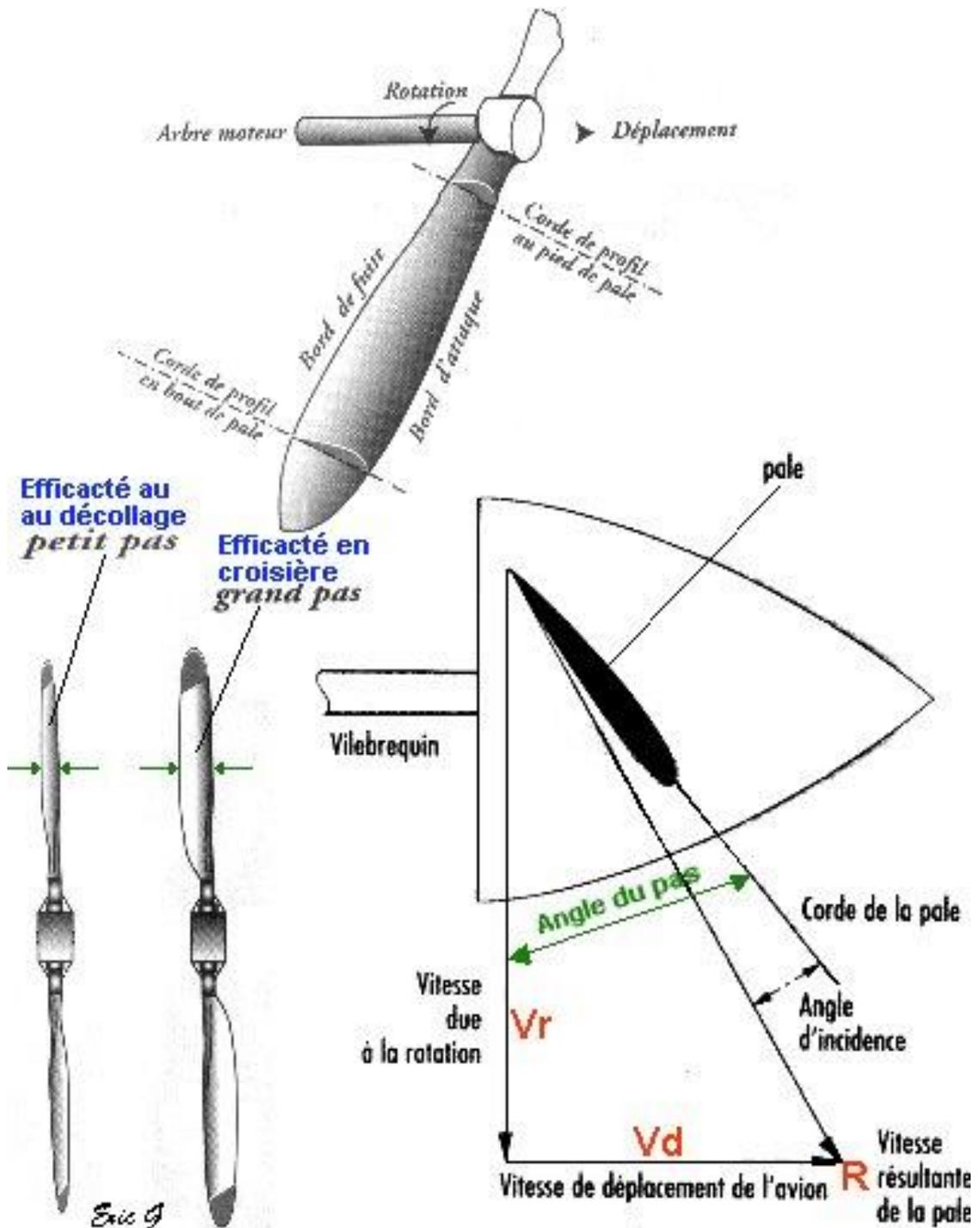


Figure II-17 : principe d'hélice

La forme vrillée de la pale s'explique par la différence de vitesse qui existe entre son extrémité et sa base. Afin d'obtenir une force de traction sur toute sa longueur, un angle d'attaque important est nécessaire là où la vitesse est faible (pied de pale), et un angle d'attaque faible là où la vitesse est forte (bout de pale). Le calage des pales d'une hélice sera adapté à la vitesse de vol. [26]

b. Types d'hélice

➤ **Le pas fixe**

Le rendement n'est correct qu'à une vitesse donnée. Le moteur subit des sous régimes et des sur régimes. La solution généralement adoptée consiste à caler l'hélice en utilisation intermédiaire.

➤ **Le pas variable**

Le rendement est correct sur toute la plage des vitesses de vol. Aucune surcharge ou sous charge du moteur.

Un dernier point en ce qui concerne l'hélice, c'est son équilibrage. Même neuve, une hélice a besoin d'être équilibrée car les vibrations que le déséquilibre engendre vont mener la vie dure aux roulements du moteur, aux éléments de la radio et à la cellule. Plus le diamètre d'une hélice est grand et plus le problème s'aggrave [26].

c. Choix du diamètre/pas

- Plus le diamètre de l'hélice augmente et plus il y a de la traction.
- Plus le diamètre de l'hélice diminue et plus il y a de la vitesse.
- Plus le pas augmente et plus il y a de la vitesse.
- Plus le pas diminue et plus il y a de la traction.

Bien évidemment le diamètre et le pas se juge de façon cohérente. Si vous augmentez le diamètre, il ne faut pas changer le pas sinon vous allez tirer à fond sur la batterie. Si vous diminuez le diamètre et le pas, vous vous retrouver avec un ventilateur qui ne va presque pas faire bouger l'avion.

II.3.2 Servomoteur

Un servomoteur est un système qui a pour but de produire un mouvement précis en réponse à une commande externe, C'est un actionneur (système produisant une action) qui mélange l'électronique, la mécanique et l'automatique.

II.3.2.1 Composition d'un servomoteur

Un servomoteur est composé :

- d'un moteur à courant continu.

- d'un axe de rotation.
- un capteur de position de l'angle d'orientation de l'axe (très souvent un potentiomètre).
- une carte électronique pour le contrôle de la position de l'axe et le pilotage du moteur à courant continu. [28]

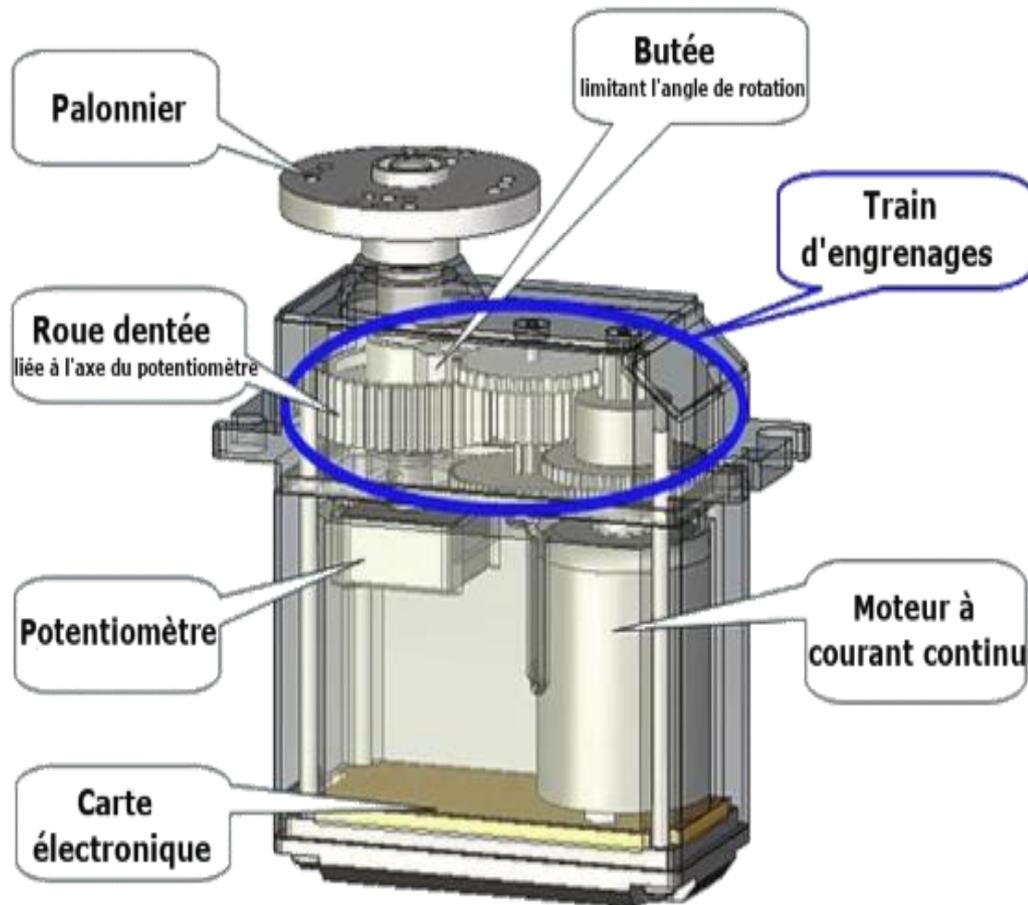


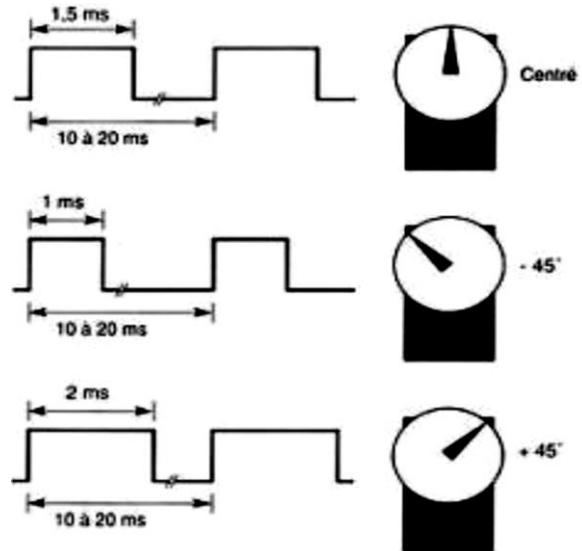
Figure II-18 : composition du servomoteur

II.3.2.2 Fonctionnement d'un servomoteur

Un servomoteur analogique dispose de trois fils codés par des couleurs. Deux fils sont destinés à son alimentation. Le troisième fil sert à transmettre les ordres au servomoteur sous forme d'impulsions codées en largeur.

Il suffit d'envoyer une impulsion et c'est le temps que durera cette impulsion qui déterminera l'angle du servomoteur. Ce temps d'impulsion est de quelques millisecondes et doit être répété à intervalles réguliers (toutes les 20 ms à 50ms). Si le temps d'impulsion varie d'un fabricant à l'autre, les valeurs suivantes sont assez standard :

- 1 ms = -45 degré
- 1.50 ms = 0 degré
- 2 ms = +45 degrés



Ainsi les équations simplifiées du servomoteur sont les suivantes :

▪ **Equation électrique**

$$L \frac{di_a}{dt} + Ri_a + e_f = u_a \quad (II,53)$$

Avec : $e_f = K_e \omega$

▪ **Equation mécanique**

$$J \frac{d\omega}{dt} + f\omega = C_m - C_r \quad (II,54)$$

Avec :

$$C_m = K_m i_a$$

i_a : Courant rotor

e_f : Force contre électromotrice

ω : Vitesse arbre sortie

C_m : Couple moteur

C_r : Couple résistant

L: Inductance rotor

R: Résistance rotor

K_e : Constante de fem

J: Moment d'inertie

f: Coefficient de frottement

II.4 Conclusion

Ce chapitre a donc détaillé le modèle d'état qui décrit le mouvement de l'UAV à voilure fixe ainsi les différents actionneurs y compris les propulseurs et les servomoteurs.

Pour le contrôle, la navigation et le guidage de l'UAV des commandes simples et faciles ont été implémentées (Autopilotage). Cela sera illustrer dans le prochain chapitre.

Chapitre III

*Conception d'un système
de commande pour un UAV
à voilure fixe*

III.1 Introduction

Tout comme son nom, le pilote automatique signifie que le drone sera géré par lui-même, il constitue le centre nerveux du drone, il a été initialement développé pour stabiliser l'avion.

L'objectif de ce chapitre est de concevoir un système de commande pour stabiliser un UAV et d'assurer son guidage en tenant compte de la consommation d'énergie.

III.2 Etat de l'art des architectures de commande linéaire pour les UAVs à voilure fixe

Un aéronef peut effectuer plusieurs tâches (Vol en palier, suivi de trajectoire, décollage, atterrissage...etc.). La réalisation de l'ensemble de ces tâches nécessite la conception d'un système de commande [18] [20]. Dans ce qui suit, deux architectures de commande sont présentées pour élaborer le système de commande.

Bennet propose l'utilisation des blocs Pseudo-dérivatives à retour. Dans son approche, il commande la vitesse par la manette des gaz (pour éviter le décrochage), l'altitude par l'angle de tangage, et le cap par l'angle de roulis [20].

Steven et Frank proposent plusieurs architectures de commandes, sous l'hypothèse que le l'UAV soit en vol de croisière (mouvement longitudinale et latérale découplés). L'architecture de commande du tangage est représentée sur la figure III-1. Dans cette architecture, le tangage θ est commandé par la vitesse angulaire du tangage q . Cette dernière est commandée par l'élévateur. Les paramètres de commande sont déterminés à partir du lieu des pôles u modèle linéarisé de l'UAV autour d'un point d'équilibre.

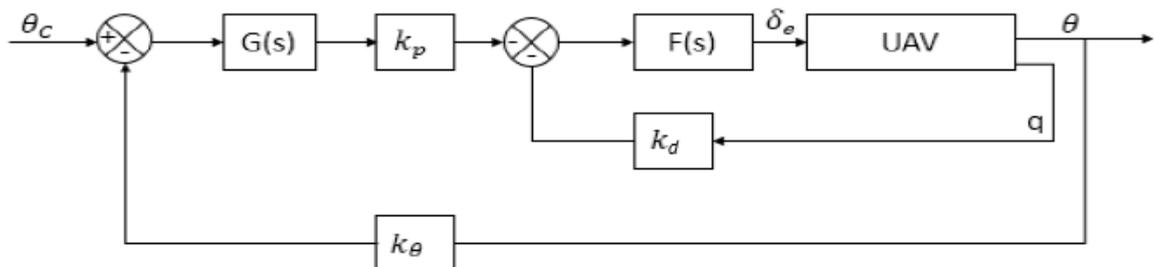


Figure III-1 : La commande de l'angle de tangage proposée par Steven et Frank [20]

Pour la commande de l'altitude, ils proposent l'architecture des boucles de commande imbriquées représentée par la figure III-2. L'altitude est commandée par l'angle de tangage.

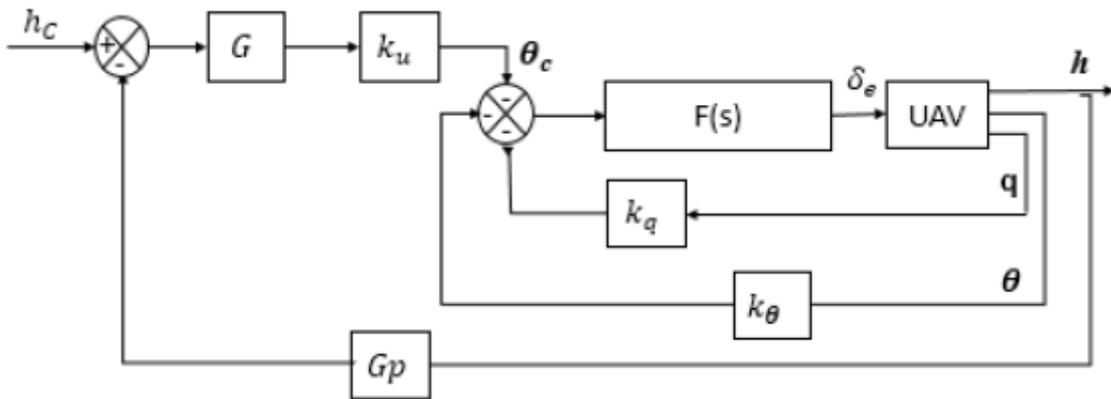


Figure III-2 : La commande de l'altitude proposée par Steven et Frank [20].

L'angle du roulis est commandé par la vitesse angulaire (p). Cette dernière est commandée par les ailerons. L'angle du Cap ψ est commandé à travers le roulis comme représentée sur la figure III-3.

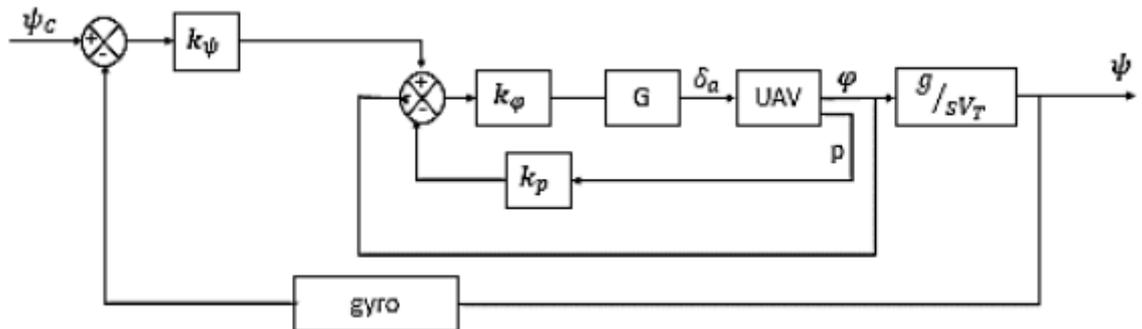


Figure III-3 : La commande de l'angle de Cap proposé par Steven et Frank [20]

Beard et al, proposent une architecture de commande similaire pour commander l'attitude, l'altitude, et la vitesse de l'UAV comme l'illustrer sur les figures III-4 et III-5.

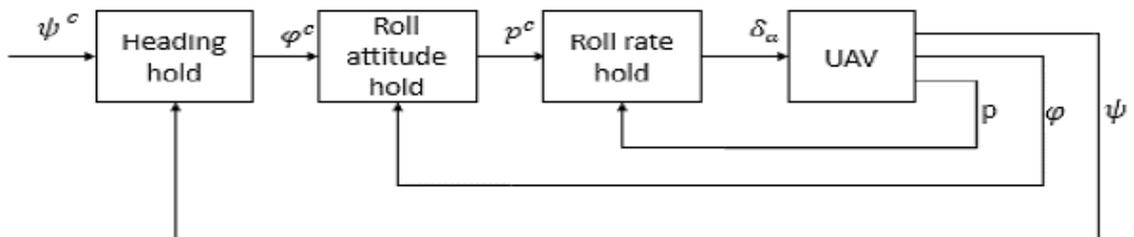


Figure III-4 : La commande du cap proposée par Beard et Al [20]

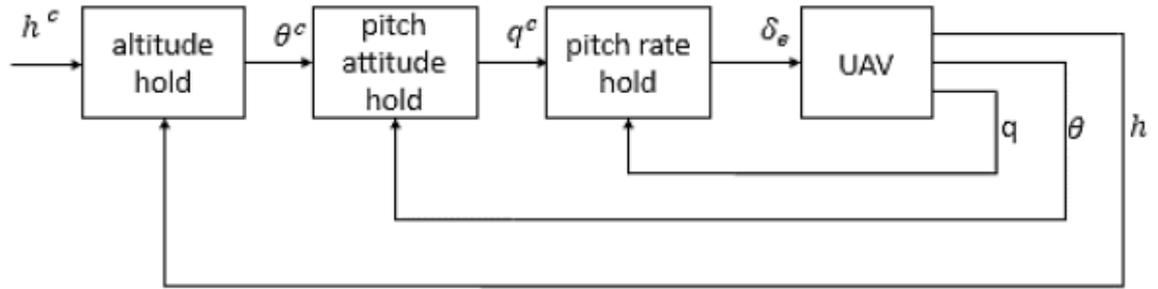


Figure III-5 : La commande de la hauteur proposée par Beard et Al [20]

III.3 Conception du système de commande

La figure III-6 montre l'architecture globale du système de commande proposée. Cette architecture est sous forme de boucles de commande imbriquées. Les correcteurs utilisés sont de type PID et FLOU.

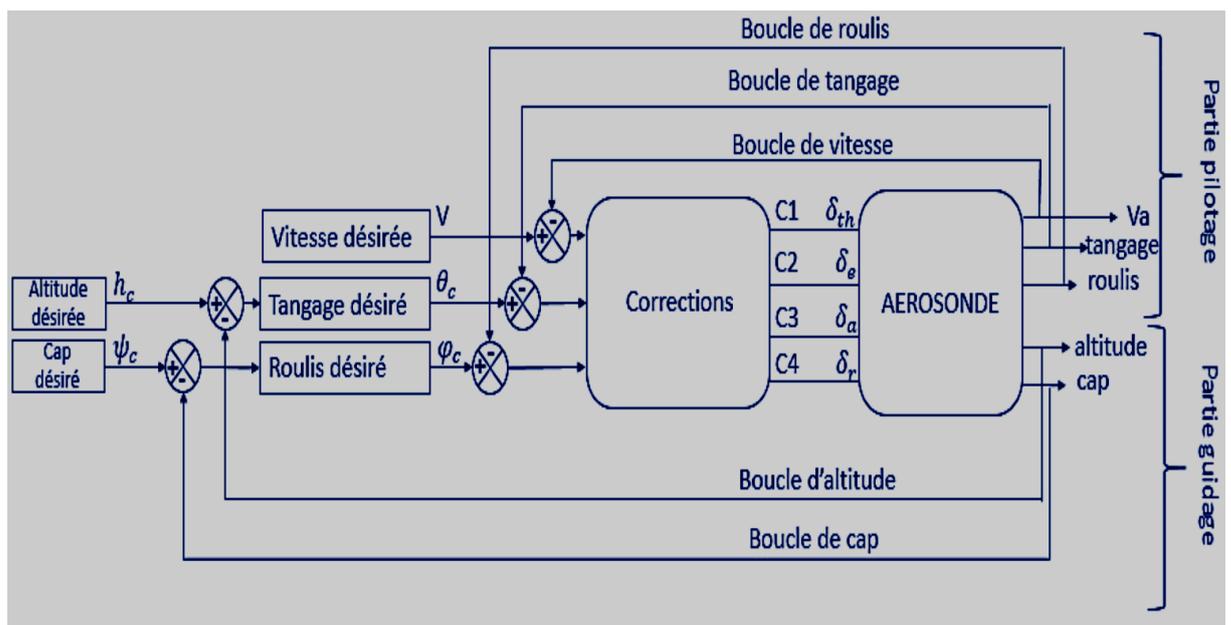


Figure III-6. Architecture globale de l'autopilote.

III.3.1 Systèmes de contrôle étudiés

Les systèmes physiques peuvent présenter une précision insuffisante, une instabilité, un temps de réponse trop lent, un dépassement trop important, des vibrations, une grande sensibilité aux perturbations. Pour cela, il est nécessaire de corriger leurs comportements à l'aide de l'asservissement. Le système asservi doit comporter un réseau de correcteur (contrôleur) dont l'objectif est d'améliorer les performances du système physique.

III.3.1.1 Correcteur linéaire PID

a) Proportionnel (P)

Un correcteur du type proportionnel est constitué d'un l'amplificateur de gain K. La loi de commande est proportionnelle à l'erreur : $u(t) = K \cdot \varepsilon(t)$ et la fonction de transfert de ce correcteur est :

$$C(s) = \frac{u(s)}{\varepsilon(s)} = K \quad (\text{III, 1})$$

Le correcteur à action proportionnelle est le correcteur de base, il agit principalement sur le gain du système asservi.

Une augmentation du gain entraîne une diminution de l'erreur statique, ce qui améliore la rapidité du système asservi. L'expression de la précision statique est :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s\xi(s) = \left[s \cdot \frac{1}{1+KG(s)} E(s) \right] \quad (\text{III, 2})$$

et elle dépend du gain K.

La stabilité du système asservi dépend également du gain K qui modifie l'emplacement des pôles puisque l'équation caractéristique est $1 + KG(s) = 0$.

Effet : un correcteur proportionnel augmente la rapidité du système (effet souhaitable) mais il augmente aussi son instabilité (effet non souhaitable en général). C'est le dilemme stabilité-précision.

b) Intégrateur (I)

Si on choisit un correcteur de type intégrateur pur, la loi de commande $u(t)$ est de la forme :

$$u(t) = \frac{1}{T_i} \int_0^t \varepsilon(t) dt \quad (\text{III, 3})$$

et sa fonction de transfert est :

$$C(s) = \frac{1}{T_i \cdot s} \quad (\text{III, 4})$$

L'intérêt de ce correcteur est d'ajouter dans la chaîne de commande une intégration.

Effet : Il permet d'améliorer la précision, mais introduit un déphasage de -90° qui risque de rendre le système instable (diminution de la marge de phase). Le correcteur intégral est un correcteur à retard de phase.

c) Dérivateur (D)

La loi de commande est de la forme :

$$u(t) = T_d \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (\text{III, 5})$$

La fonction de transfert est donc :

$$C(t) = T_d \cdot s \quad (\text{III, 6})$$

Ce type de correcteur est purement théorique, un système physique ne peut pas avoir un numérateur de degré supérieur au dénominateur.

Effet : Une commande dérivée (K_d) aura l'effet d'augmenter la stabilité du système, de réduire le dépassement, et d'améliorer la réponse transitoire. Le correcteur est un correcteur à avance de phase.

d) Proportionnel Intégrateur Dérivateur (PID)

L'intérêt du correcteur PID est d'intégrer les effets positifs des trois correcteurs précédents. La détermination des coefficients K_p , T_d du correcteur PID permet d'améliorer à la fois la précision (T_d et K_p) la stabilité (T_d) et la rapidité (T_d , K_p).

Le réglage d'un correcteur PID est en général assez complexe, mais des méthodes pratiques de réglages permettent d'obtenir des bons résultats.

Notez que ces corrélations peuvent ne pas être exactement précises, parce que K_p , K_i et K_d dépendent l'un de l'autre. En fait, changer un de ces variables peut changer l'effet des deux autres.

Effet : Le correcteur P.I.D se comporte pour les basses fréquences comme un intégrateur donc le système sera précis d'un point de vue statique, mais aux hautes fréquences l'avance de phase est de $+90^\circ$ donc on aura une amélioration de la stabilité.

e) Stabilité relative et marge de stabilité

Dans l'analyse qualitative d'un système bouclé, la stabilité absolue telle qu'elle peut être attestée par le critère de Nyquist n'est pas l'unique indice pertinent. La manière dont un système est stable est également primordiale et conduit à l'étude de la stabilité relative du système bouclé. Dans le domaine temporel, cette notion est reliée aux paramètres tels que le dépassement maximal et l'amortissement. Dans le domaine fréquentiel, le pic de résonance peut également servir à cet effet. Un autre moyen de mesurer le degré de stabilité relative dans le domaine fréquentiel consiste à mesurer la distance du lieu de transfert en boucle ouverte au point critique défini comme le point d'affixe $(-1, j0)$ dans le plan de Nyquist.

Cette distance peut être mesurée dans deux directions différentes donnant lieu à la définition de la marge de phase et de la marge de gain.

- **Marge de phase et marge de gain**

La marge de phase est définie par :

$$M_\Phi = \Phi(\omega_{co}) + 180^\circ$$

Où ω_{co} est la pulsation de coupure à 0 dB, (gain-crossover fréquence), de la fonction de transfert en boucle ouverte :

$$L(j\omega_{co}) = 0 \text{ dB}$$

Pour trouver la marge de phase, on trouve la fréquence ω_{co} ou la courbe d'amplitude traverse la ligne de 0dB. La marge de phase est alors la différence entre la phase actuelle ω_{co} et la ligne de -180° . Si la marge de phase est négative, le système est instable.

$$K_g = \frac{1}{|L(j\omega_{180^\circ})|}$$

$$K_g \text{ dB} = -20 \log_{10} |G(j\omega_{-180^\circ})|$$

Où : ω_{-180° est la pulsation pour laquelle la phase de la boucle ouverte vaut -180° , (phase crossover frequency).

$$\text{Arg}[L(j\omega_{-180^\circ})] = 180^\circ$$

Pour trouver la marge de gain, on trouve la fréquence w_g ou la phase coupe l'axe de -180° . La marge de gain est la différence entre l'amplitude $|G(jw_g)| = G_g$ et la ligne de 0dB. Si la marge de gain est négative (quand la courbe est plus grande que 0dB a w_g), le système est instable.

Remarque :

Pour un système a minimum de phase, cela indique de combien le gain peut être augmenté avant de devenir instable. La marge de phase et de gain mesurent la distance du lieu de Nyquist au point critique -1 .

Ordre de la grandeur de marge :

- ✓ Marges de gain minimales : de l'ordre de 10 à 12 dB,
- ✓ Marges de phase minimales : de l'ordre de 45° à 50° .

Ces indicateurs sont représentés graphiquement dans les différents plans.

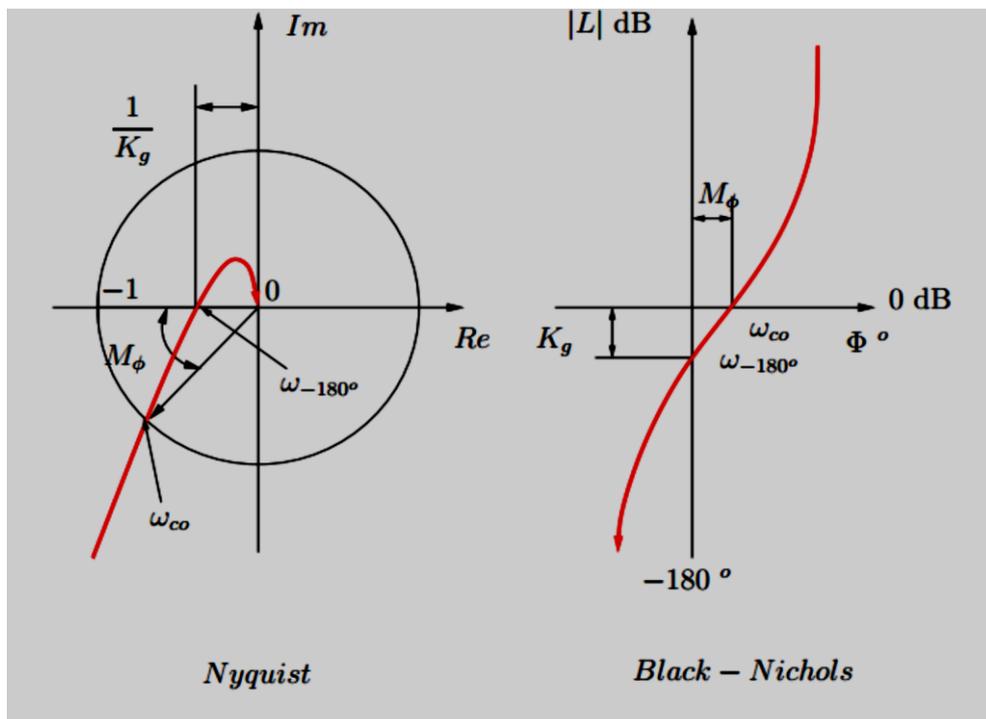


Figure III-7 : Marges de gain et de phase dans les plans de Nyquist et de Black

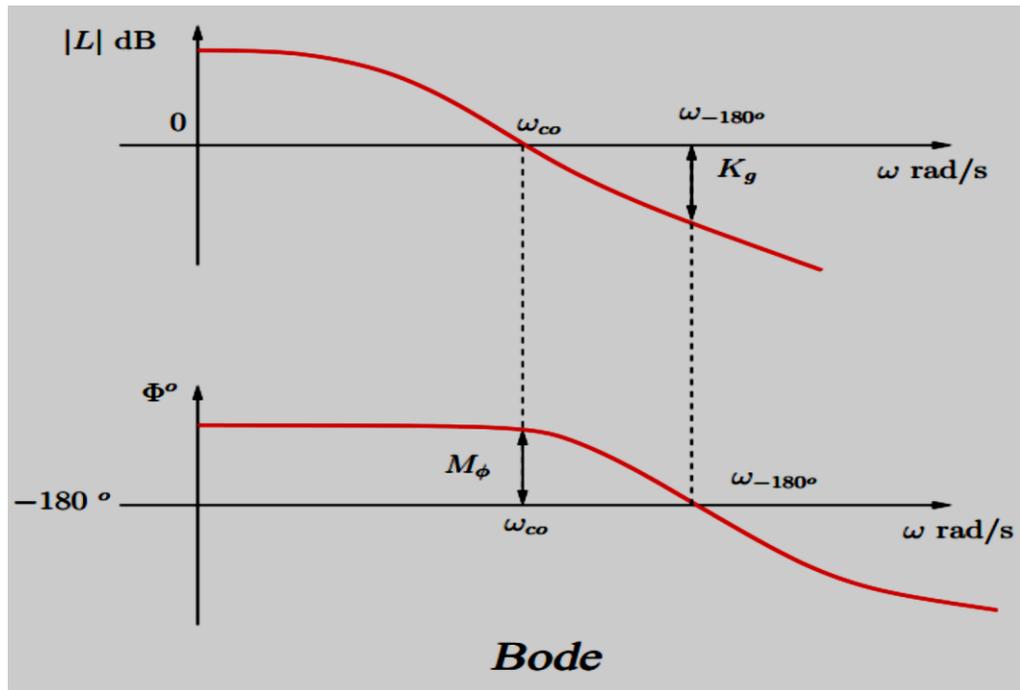


Figure III-8 : Marges de gain et de phase dans le plan de Bode

f) Avantages et inconvénients

Tableau III-1. Avantages et inconvénients de correcteur PID

Correcteurs	Avantages	Inconvénients
P	-Simplicité -Meilleure précision	-Risque d'instabilité si $K_c \gg 1$
PI	-Simplicité -Erreur statique nulle	-Système parfois lent en BF
PD	-Amélioration de la stabilité et de la rapidité	-Sensibilité du système aux bruits
Avance de phase	-Amélioration de la stabilité et de la rapidité	-Sensibilité du système aux bruits
PID	-Très utilisé en industrie -Action PI + PD	-Réglage des paramètres plus difficile
Retard de phase	-Diminution de l'erreur statique	-Rapidité diminuée

III.3.1.2 Correcteur FLOU

La logique floue s'affirme comme une technique opérationnelle utilisée en intelligence artificielle. Elle fait une entrée discrète mais appréciée dans les automatismes de contrôle industriel. Les bases théoriques de la logique floue (fuzzy logic) ont été établies au début des années 1965 par le professeur Zadeh de l'université de Californie de Berkeley. Cette technique associe les notions de « sous-ensemble flou » et de « théorie des possibilités ». Il s'agit d'une approche calquée sur le raisonnement humain plutôt que sur des calculs rigides, pour des problèmes mal définis, l'être humain est irremplaçable [21].

La logique floue est une extension de la logique classique qui permet la modélisation des imperfections des données et se rapproche dans une certaine mesure de la flexibilité du raisonnement humain.

Elle suscite actuellement un intérêt général de la part des chercheurs, des ingénieurs et des industriels, mais plus généralement de la part de tous ceux qui éprouvent le besoin de formaliser des méthodes empiriques, de généraliser des modes de raisonnement naturels, d'automatiser la prise de décision dans leur domaine, de construire des systèmes artificiels effectuant les tâches habituellement prises en charge par les humains [22].

a) **Éléments de base de la commande floue**

Les éléments de base de la logique floue sont :

➤ **Variables Linguistiques**

La description d'une certaine situation, d'un phénomène ou d'un procédé contient en général des qualificatifs flous tels que :

- * peu, beaucoup, énormément
- * rarement, fréquemment, souvent
- * froid, tiède, chaud
- * petit, moyen, grand
- * etc...

Exemple : la variable linguistique « température » peut appartenir aux ensembles flous « froid », « tiède » ou « chaud ».

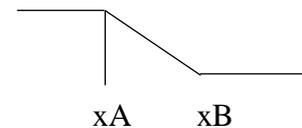
➤ Fonctions d'appartenance

Dans la logique conventionnelle, l'appartenance d'un élément à un objet est décrite de manière binaire, c'est-à-dire que l'élément peut soit appartenir entièrement ou ne pas appartenir du tout à l'ensemble. On a donc deux possibilités $\{0,1\}$. Dans le cas de la logique floue, un élément appartient à un ensemble avec un degrés d'appartenance, qui est compris dans l'intervalle $[0,1]$. Ces deux logiques ne s'opposent pas, au contraire la logique floue est une extension de la logique booléenne pour laquelle les degrés de vérité (degrés d'appartenance que l'on note μ), au lieu d'être vrai ou faux peuvent prendre des valeurs comprises entre 0 et 1[23].

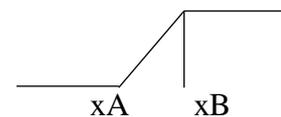
Les fonctions d'appartenance peuvent théoriquement prendre n'importe quelle forme. Toutefois, elles sont souvent définies par des segments de droites, et dites « linéaires par morceaux ». (Très utilisées car elles sont simples et comportent des zones où la notion est vraie, des zones où elle est fausse, ce qui simplifie le recueil d'expertise).

✓ Fonctions d'appartenance d'entrée

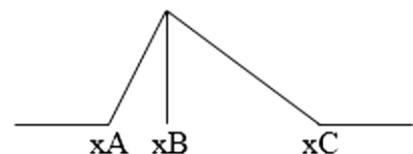
- Demi-trapèze gauche



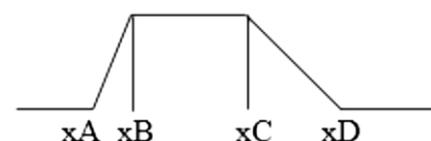
- Demi-trapèze droit



- Triangle symétrique ou asymétrique



- Trapèze symétrique ou asymétrique



✓ **Fonction d'appartenance de sortie**

- Singletons ou Rectangles Etroits



- Triangle / Trapèze



➤ **Déductions aux inférences**

Plusieurs valeurs de variables linguistiques sont liées entre elles par des règles et permettent de tirer des conclusions.

Les règles peuvent alors être exprimées sous la forme générale :

Si condition 1 alors action 1 ou

Si condition 2 alors action 2 ou

Si ...

Si condition n alors action n.

Les conditions peuvent dépendre de plusieurs variables liées entre elles par des opérateurs **OU** ou **ET**. Si température froide et hygrométrie importante alors ouvrir la vanne d'admission d'air chaud. Une simplification de la description des inférences s'obtient à l'aide d'une représentation par tableau, appelée matrice d'inférence.

		Ecart de température			
		+300 +	0	- -300	
Ecart d'humidité	+200 +	○	+	++	+ ouvrir légèrement la vantelle
	0	-	○	+	++ ouvrir totalement la vantelle
	- -200	--	-	○	0 conserver la position de vantelle
					- fermer légèrement la vantelle
					-- fermer totalement la vantelle

b) Les différentes parties de la commande floue

Un contrôleur flou est un système à base de connaissances particulier, en utilisant un raisonnement en profondeur limité, dans une procédure de chaînage avant règles (activation des règles par les prémisses).

On peut distinguer plusieurs étapes dans le traitement des règles. Un schéma représentatif peut-être le suivant :

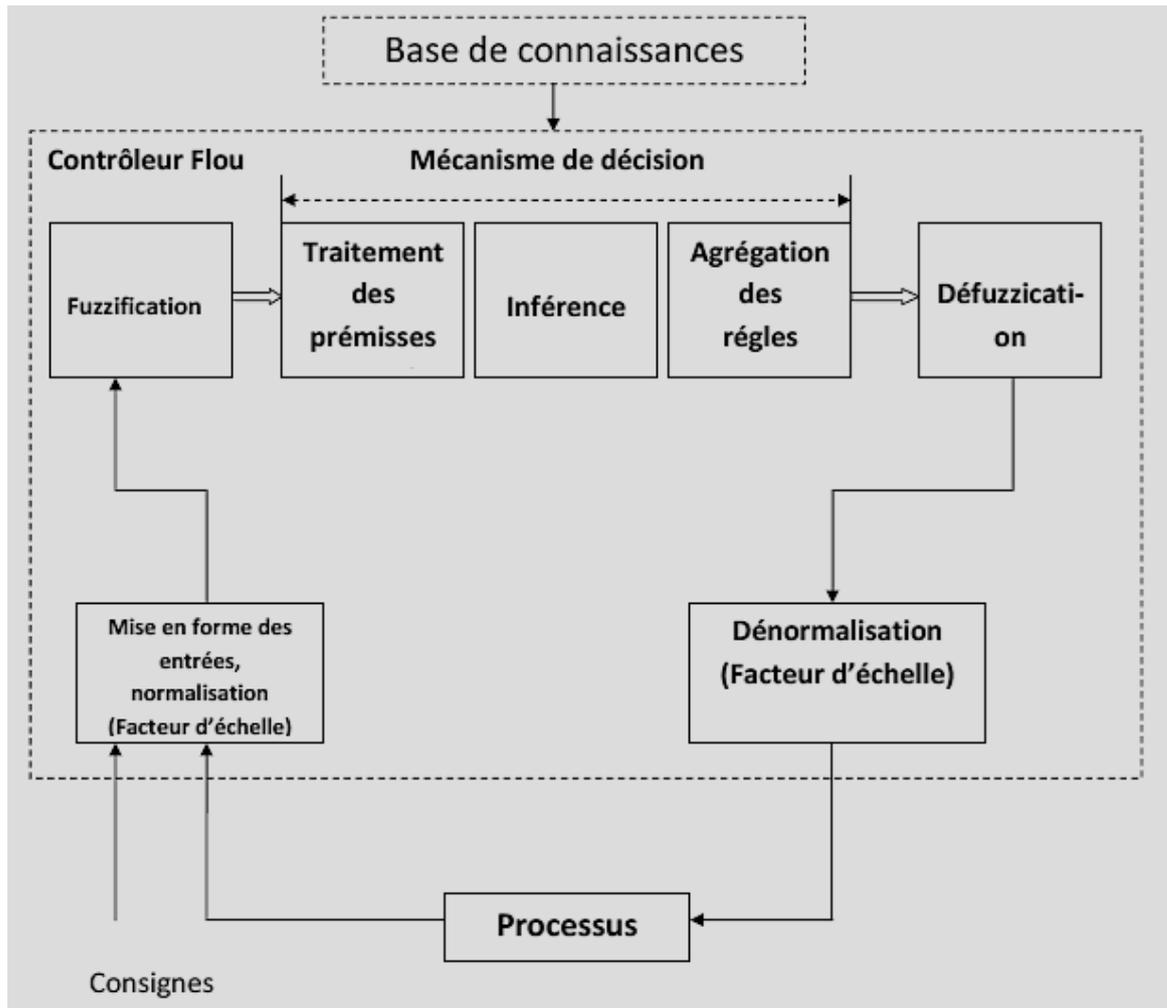


Figure III-9 : Structure de base d'un contrôleur flou

➤ Mise en forme des entrées, normalisation

Cette première étape permet le traitement des variables d'entrée du contrôleur flou par exemple calcul de l'erreur et des variations d'erreurs. L'utilisation de domaines normalisés (univers de discours compris entre -1 et 1) nécessite une transformation d'échelle transformant les grandeurs physiques des entrées en des valeurs normalisées appartenant à l'intervalle $[-1,1]$.

➤ Fuzzification

C'est l'opération de projection des variables physiques réelles sur des ensembles flous caractérisant les valeurs linguistiques prises par ces variables.

Le choix de la forme des fonctions d'appartenance (triangulaires, trapézoïdales, exponentielles, gaussiennes, ...) est arbitraire. Les formes triangulaires facilitent la programmation ce qui explique qu'elles soient le plus fréquemment utilisées. Quant au nombre de fonctions d'appartenance, il est généralement impair car elles se répartissent autour de zéro [21].

➤ Traitement des prémisses composées

En général, les prémisses des règles vont comporter plusieurs clauses liées par des connecteurs « ET », « OU » et « NON ».

Dans la pratique, pour les opérations de conjonction et de disjonction, on a souvent recours, parmi les normes et co-normes triangulaires, aux opérateurs *min* et *max*. Quant à la négation A^c d'un ensemble flou A elle est caractérisée par :

$$\mu_{A^c}(x) = 1 - \mu_A(x)$$

➤ Inférence floue

Elle repose sur l'utilisation d'un opérateur d'implication permettant d'évaluer le degré de vérité d'une règle R de la forme « **Si** X est A et X **Alors** Y est B ».

En d'autres termes, cet opérateur quantifie la force de la liaison entre la prémisse et la conclusion de la règle.

Les opérateurs les plus courants en commande sont de type conjonctif :

- L'implication de Mamdani (1974) :

$$\mu_R(x, y) = \min(\mu_A(x), \mu_B(x))$$

- L'implication de Larsen (1980) :

$$\mu_R(x, y) = \mu_A(x) \cdot \mu_B(x)$$

➤ Agrégation des règles

Selon le type de l'implication, classique ou conjonctive, l'opérateur utilisé pour agréger les règles est de type conjonctif ou disjonctif. Ainsi, en commande, l'implication étant généralement de type conjonctif, cela revient à considérer que les règles sont liées par un opérateur **OU**. En pratique, on utilise l'opérateur **max** :

$$\mu_B(y) = \max_{i=1,\dots,N} (\mu_{B_i}(y))$$

➤ Défuzzification

La défuzzification consiste à transformer l'ensemble flou résultant de l'agrégation des règles en une grandeur de commande précise. Là aussi il existe plusieurs méthodes parmi lesquelles :

- La méthode de la hauteur.
- Le premier des maximas.
- Le dernier des maximas.
- La moyenne des maximas.
- Le centre de gravité.
- Le centre des aires.
- Le centre de la plus grande surface.
- Le centre des maximas.

Les méthodes de défuzzification les plus utilisées en commande floue sont le centre de gravité, le centre des aires et le centre des maximas [21].

➤ Dénormalisation

Cette dernière étape transforme les valeurs normalisées des variables de commande en des valeurs appartenant à leur domaine physique respectif.

c) Avantages et inconvénients de la commande floue

➤ Les avantages de la commande par logique floue

- La simplicité de définition et de conception.
- Le non nécessité d'une modélisation mathématique rigoureuse du processus.
- La réduction du temps de développement et de maintenance.

- La robustesse de la commande.
- La maîtrise du procédé avec un comportement complexe (fortement non-linéaire et difficile à modéliser).
- L'obtention fréquente de meilleures prestations dynamiques (régulateur non linéaire).
- Deux solutions sont possibles : solution par logiciel (par microprocesseur) ou solution matérielle (par fuzzy processeurs).

➤ **Les inconvénients de la commande par logique floue**

- Le manque de directives précises pour la conception d'un réglage (choix des grandeurs à mesurer, détermination de la fuzzification, des inférences et de la défuzzification).
- L'impossibilité de la démonstration de la stabilité du circuit de réglage en toute généralité (en l'absence d'un modèle valable).
- La possibilité d'apparition de cycles limites à cause de fonctionnement non-linéaire.
- Il est difficile de trouver la méthode correcte pour la défuzzification. Le calcul de la valeur de sortie nette est soit :
 - complexe, lent et correct **ou** rapide, mais avec un mauvais résultat.
- La cohérence des inférences non garantie a priori (apparition de règles d'inférence contradictoires possible) [21].

III.4 Architecture globale avec commandes implémentées

En s'inspirant des travaux de *Beard* et *al* pour proposer l'architecture de commande représentée dans les figures III-10 et III-12, ces architectures sont sous forme de boucles imbriquées et tous les contrôleurs sont à base de PID ou flou. Le roulis est commandé par la vitesse angulaire p qui est commandée à son tour par l'aileron.

De même, le tangage est commandé par la vitesse angulaire q qui est commandée à son tour par l'élévateur. La vitesse air de l'avion est commandée directement par la manette des gaz (*throttle*). Les commandes de l'altitude et du cap, qui constituent la couche de guidage de l'avion, sont effectuées, respectivement par l'asservissement du tangage et du roulis.

III.4.1 Architecture avec correcteur PID

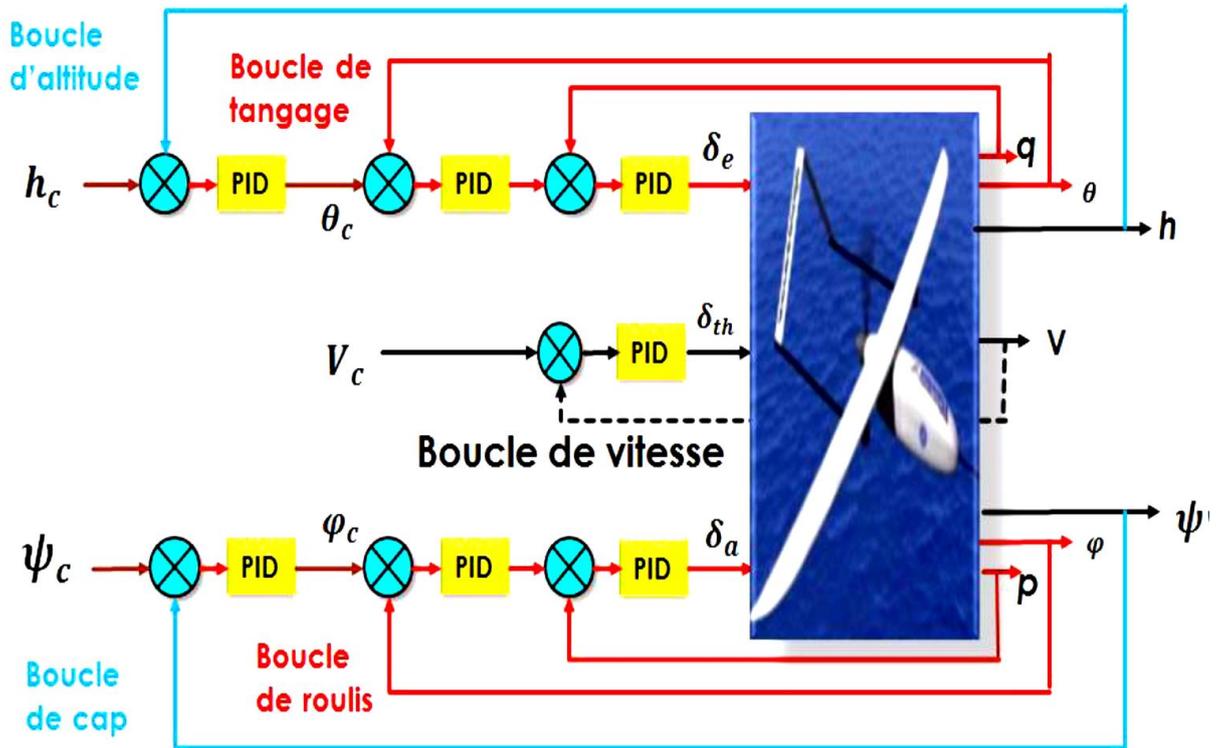


Figure III-10 : Architecture Globale du système de commande PID [24].

La forme discrète du contrôleur PID est adoptée, où P est le gain proportionnel, I le gain intégral, D le gain dérivé, T_s est la période et le N est le coefficient du filtre de l'action dérivée.

Cette forme discrète du contrôleur PID est adoptée pour faciliter son implémentation sur les systèmes numériques.

$$PID(z) = P + I * T_s \frac{1}{z-1} D \frac{N}{1 + N * T_s \frac{1}{z-1}} \quad (\text{III, 7})$$

En utilisant l'utilitaire Matlab « PID Tuner » (figure III-11) pour régler les gains d'un contrôleur PID, l'algorithme implémenté par cet utilitaire ajuste les gains du régulateur PID pour atteindre un bon équilibre entre la performance et la robustesse.

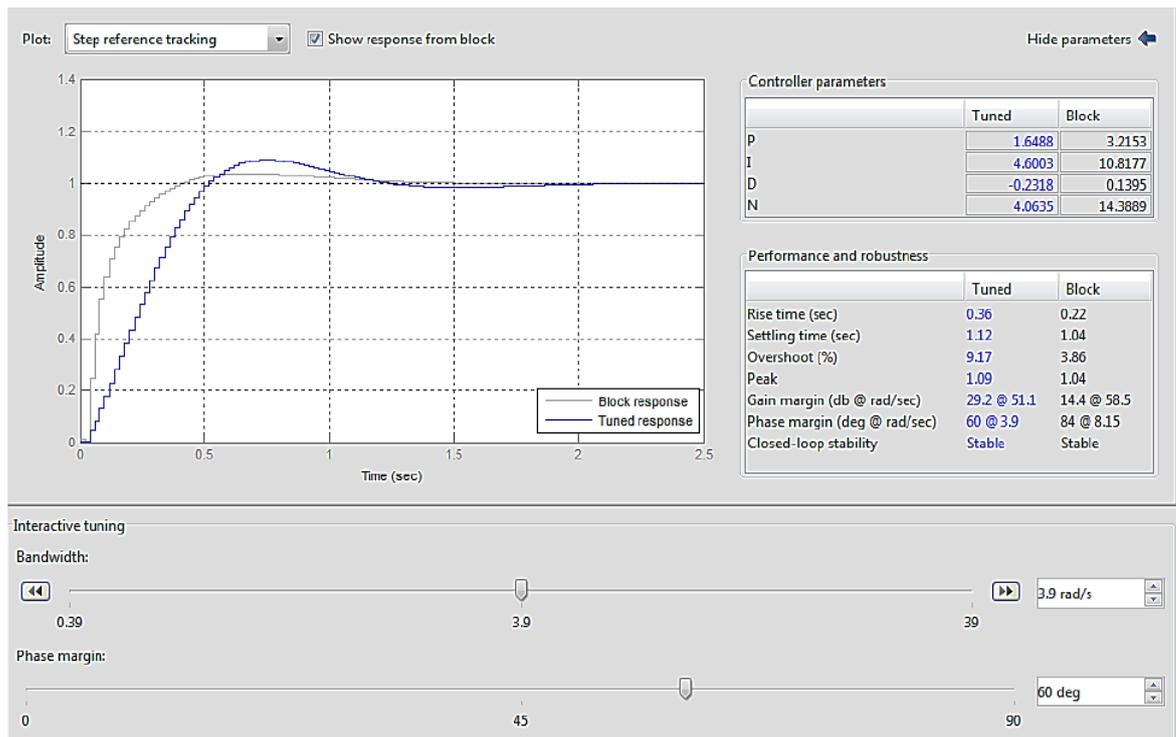


Figure III-11 : L'utilitaire Matlab « PID Tuner »

III.4.2 Architecture avec correcteur FLOU

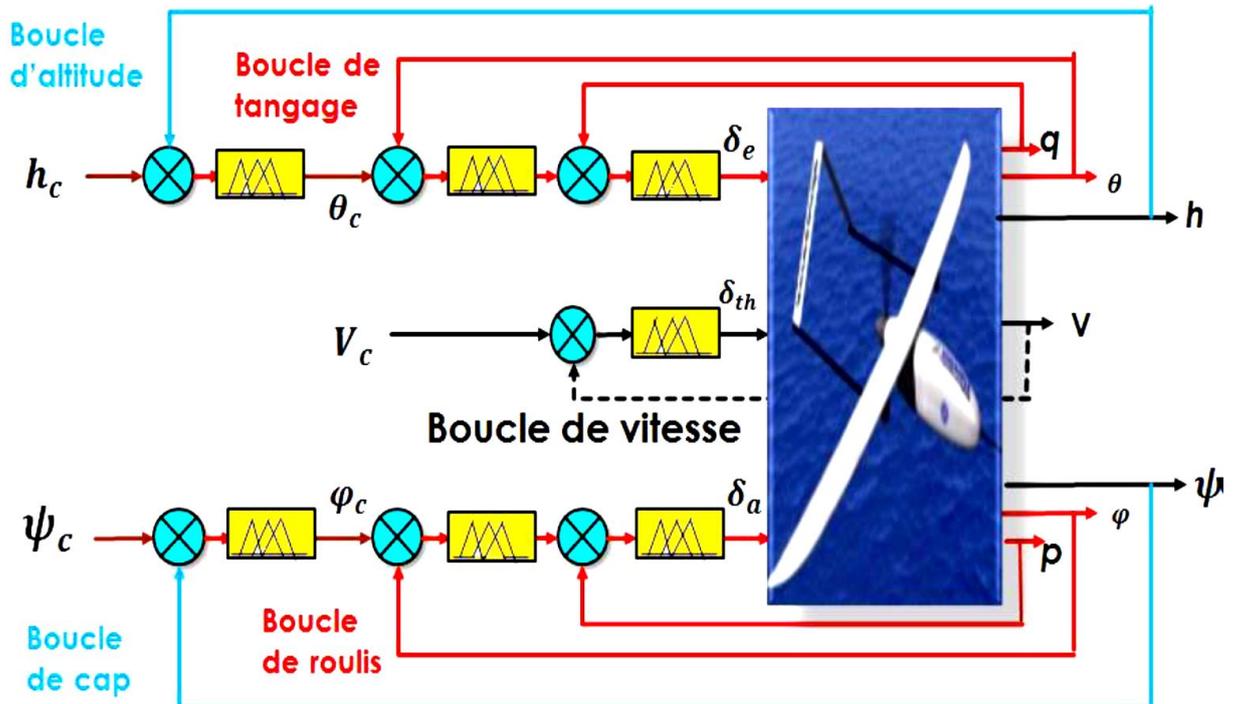


Figure III-12 : Architecture Globale du système de commande FLOU

Le design du contrôleur flou se fait de la même façon que tous les systèmes flous avec Matlab.

On commence en tapant 'fuzzy' à la ligne de commande. On utilise l'erreur et sa dérivée comme deux variables de contrôle. On a donc un système très simple, avec deux entrées et une sortie.

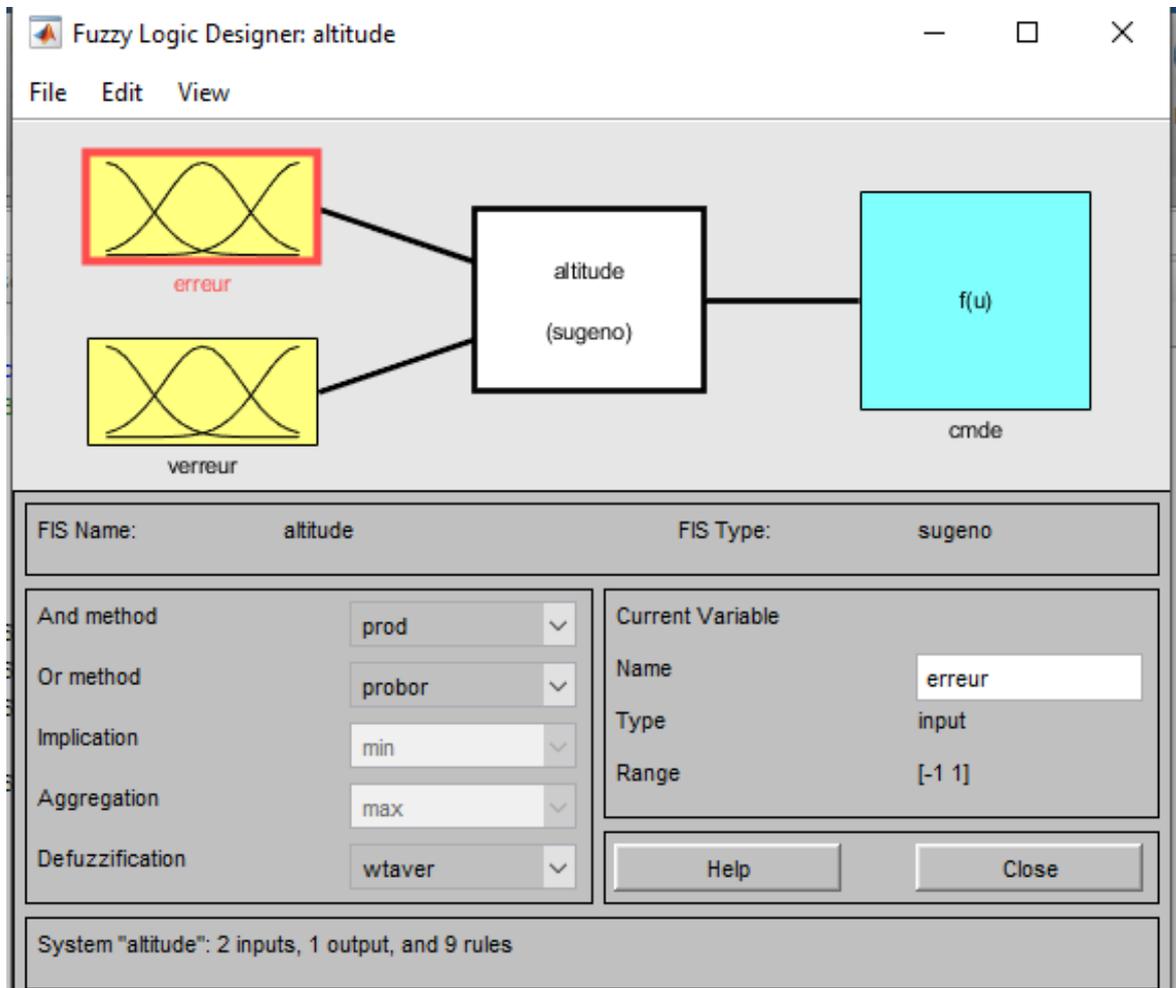


Figure III-13 : Le système de contrôleur flou

Il faut aussi bien choisir les limites du système (limites de l'entrée et de la sortie). On a choisi que 3 valeurs linguistiques possibles, soit NG, Z et PG. Il est généralement plus facile de commencer avec un nombre restreint de valeurs linguistiques possibles pour simplifier le design initial. Par après, si la précision demandée est plus grande, on peut ajouter des valeurs linguistiques.

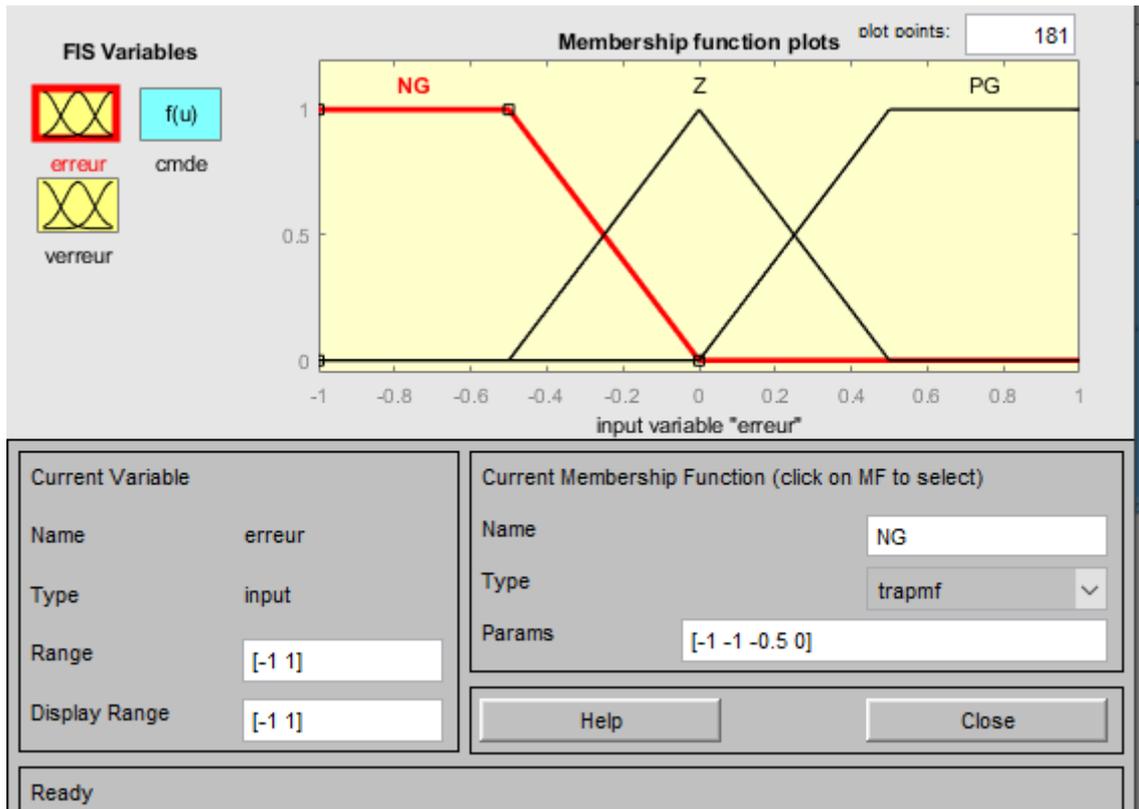


Figure III-14 : Editeur de fonction d'appartenance pour l'entrée d'erreur

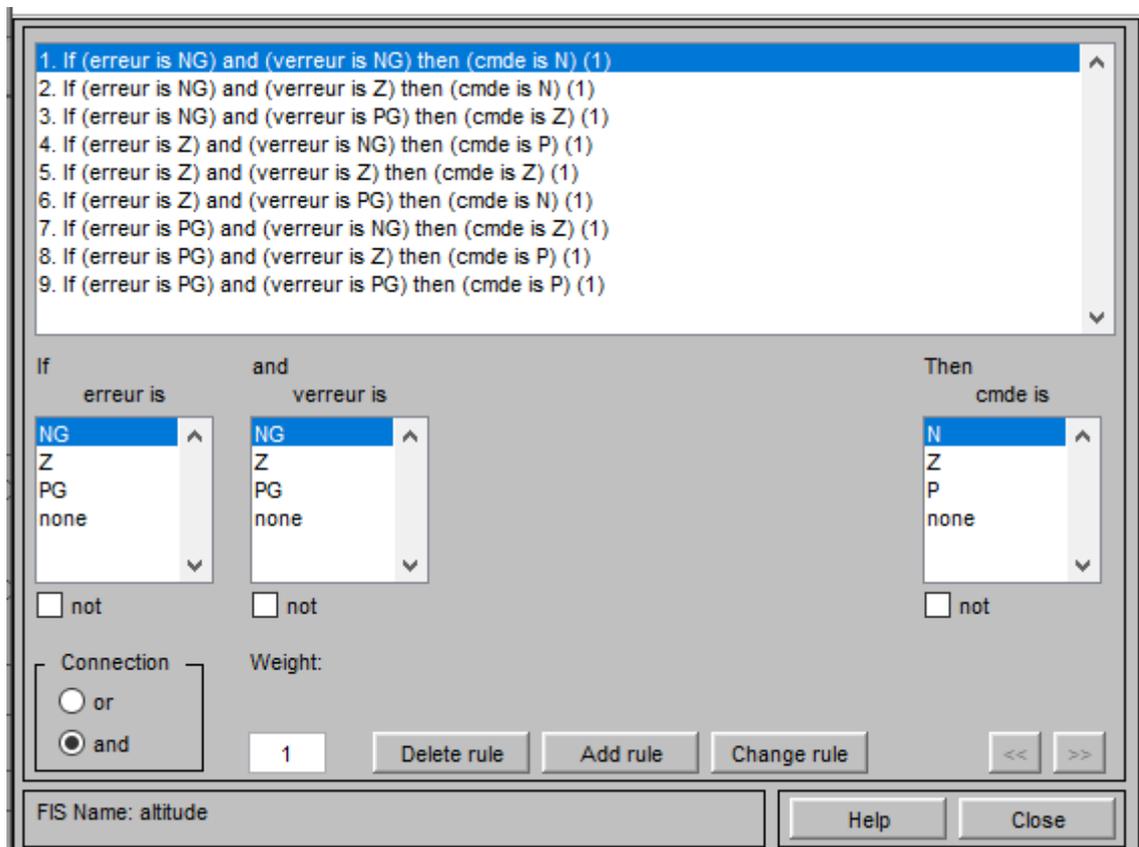


Figure III-15 : Editeur de table de règle

Les figures dans ce qui suit montrent les deux types de correcteurs FLOU utilisés (le FLOU PD et le FLOU PID) dans les différentes boucles de la commande FLOUE.

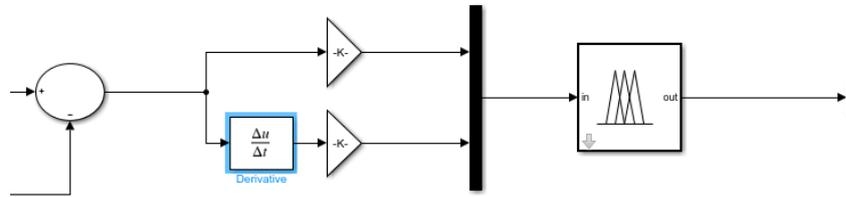


Figure III-16 : Boucle de commande d'altitude

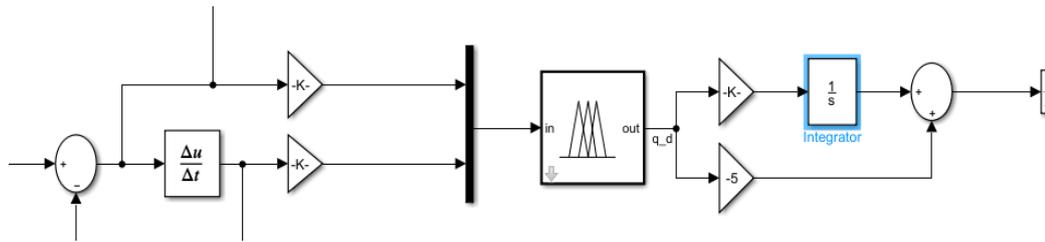


Figure III-17 : Boucle de commande d'angle θ

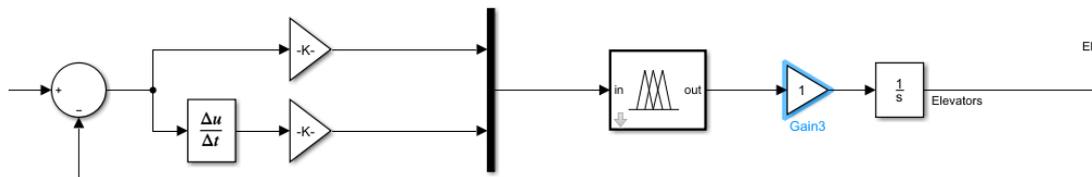


Figure III-18 : Boucle de commande de la vitesse angulaire « q »

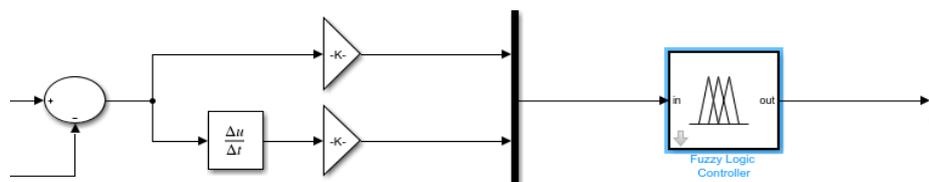


Figure III-19 : Boucle de commande du cap « ψ »

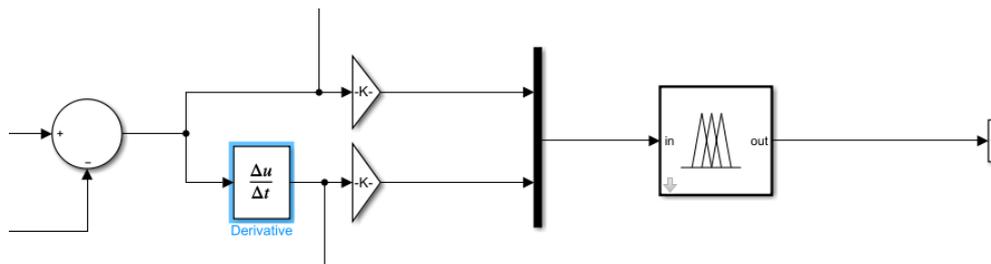


Figure III-20 : Boucle de commande d'angle « ϕ »

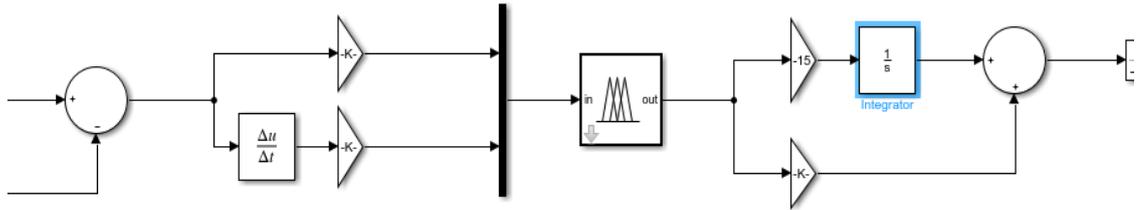


Figure III-21 : Boucle de commande de la vitesse angulaire « p »

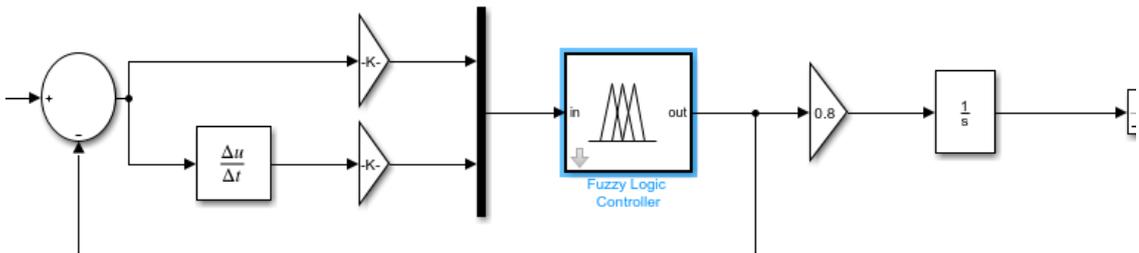


Figure III-22 : Boucle de commande de vitesse

Le tableau III-2, montre les gains des boucles de la commande FLOUE.

Tableau III-2. Les gains des boucles de la commande FLOUE

Boucle	Type	P	I	D
Altitude	PD	1/520	/	1/1500
Angle « θ »	PID	1/30	-0.003	1/1000
Vitesse angulaire « q »	PID	1/110	1	-1/140
Cap « ψ »	PD	1/360	/	1/360
Angle « φ »	PD	1/50	/	1/300
Vitesse angulaire « p »	PID	1/50	-15	1/250
Vitesse	PID	1/25	0.8	1/200

III.5 Conclusion

Ce chapitre a donc présenté la technique de commande choisie (commande linéaire basée PID, commande non-linéaire flou) pour l'UAV à voilure fixe. Ensuite définir l'architecture globale avec correcteurs implémentés et leur application pour stabiliser le système du drone.

Le prochain chapitre évalue le comportement du système réel tout en suivant un scénario de guidage souhaité.

Chapitre IV

Résultats et simulation

IV.1 Introduction

Ce chapitre décrit en première partie, la plateforme de simulation utilisée. Ensuite il présente un scénario de guidage comportant toutes les configurations de vol pour tester les architectures de commande implémentées.

Enfin, ce chapitre discute les résultats de simulation de la commande PID et FLOU pour un UAV utilisant, respectivement, un moteur Brushless et un moteur à piston.

Le logiciel utilisé est Matlab/Simulink dont les blocs diagramme composé des sous-systèmes est donné, pour comparer les performances des systèmes de commande implémentées en termes de stabilité, précision et consommation d'énergie.

IV.2 Plateforme de simulation

On a implémenté les modèles développés, à savoir, le modèle de l'UAV, des deux systèmes de propulsion et des deux types de commande, sur MATLAB/Simulink en utilisant, notamment le toolbox « Aerosim ».

IV.2.1 Matlab

Le logiciel MATLAB est un logiciel de manipulation de données numériques et de programmation dont le champ d'application est essentiellement les sciences appliquées. Son objectif, par rapport aux autres langages, est de simplifier au maximum la transcription en langage informatique d'un problème mathématique.

IV.2.2 Simulink

SIMULINK est une extension de MATLAB qui permet aux ingénieurs de construire des modèles dynamiques rapidement et avec une haute précision en utilisant les notations des diagrammes de bloc.

L'utilisation du SIMULINK facilite la modélisation des systèmes complexes non linéaires. Un modèle SIMULINK peut inclure des composants des systèmes continus, hybrides et discrets, ce modèle peut produire des animations et des graphes qui montrent le progrès de la simulation.

IV.2.3 Aerosim

Le toolbox de simulation aéronautique « AeroSim » fournit un ensemble d'outils pour le développement rapide de modèles aérodynamiques non-linéaires à 6ddl. La Figure IV-1 et la Figure IV-2 montrent respectivement la bibliothèque de l'AeroSim et le schéma bloc du modèle aérodynamique à 6ddl fourni par le toolbox « AeroSim ».

En plus de la dynamique de base de l'aéronef, la bibliothèque comprend également des modèles complets des avions qui peuvent être personnalisés à travers des fichiers de paramètres. Les composants du blockset AeroSim sont construits en utilisant uniquement blocs Simulink de base et code C/C++.

Les exemples de modèles d'aéronefs comprennent l'UAV d'Aerosonde et le Navion avion de l'aviation générale [8].

On a implémenté les paramètres de l'UAV « AEROSONDE » qui est le drone choisi pour tester les commandes de contrôle et de guidage. La Figure IV-3 montre le modèle détaillé de la commande et de l'UAV implémentés sur MATLAB/Simulink.



Figure IV-1 : La bibliothèque de l'AeroSim

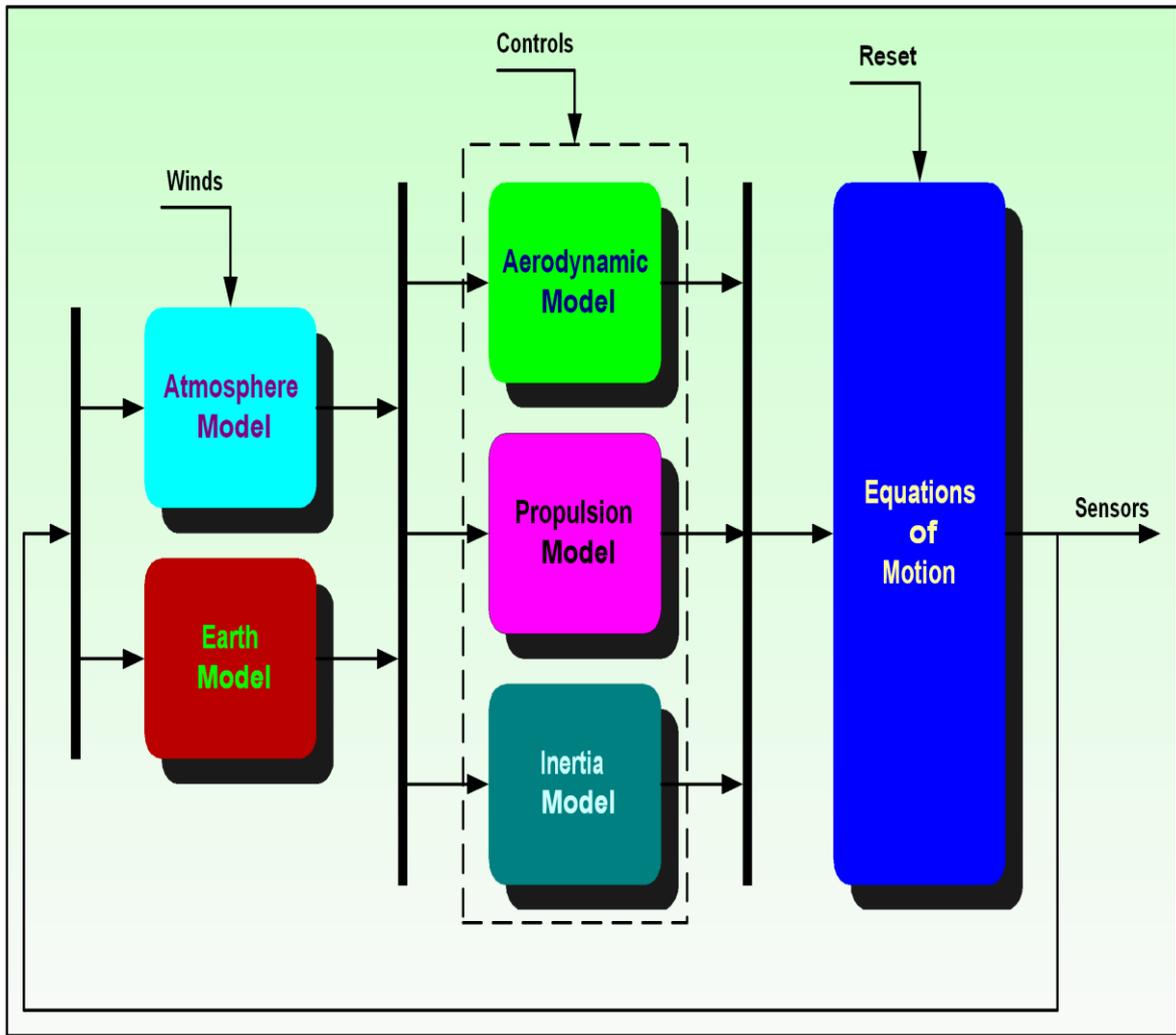


Figure IV-2 : Schéma bloc du modèle aérodynamique à 6ddl d'AeroSim.

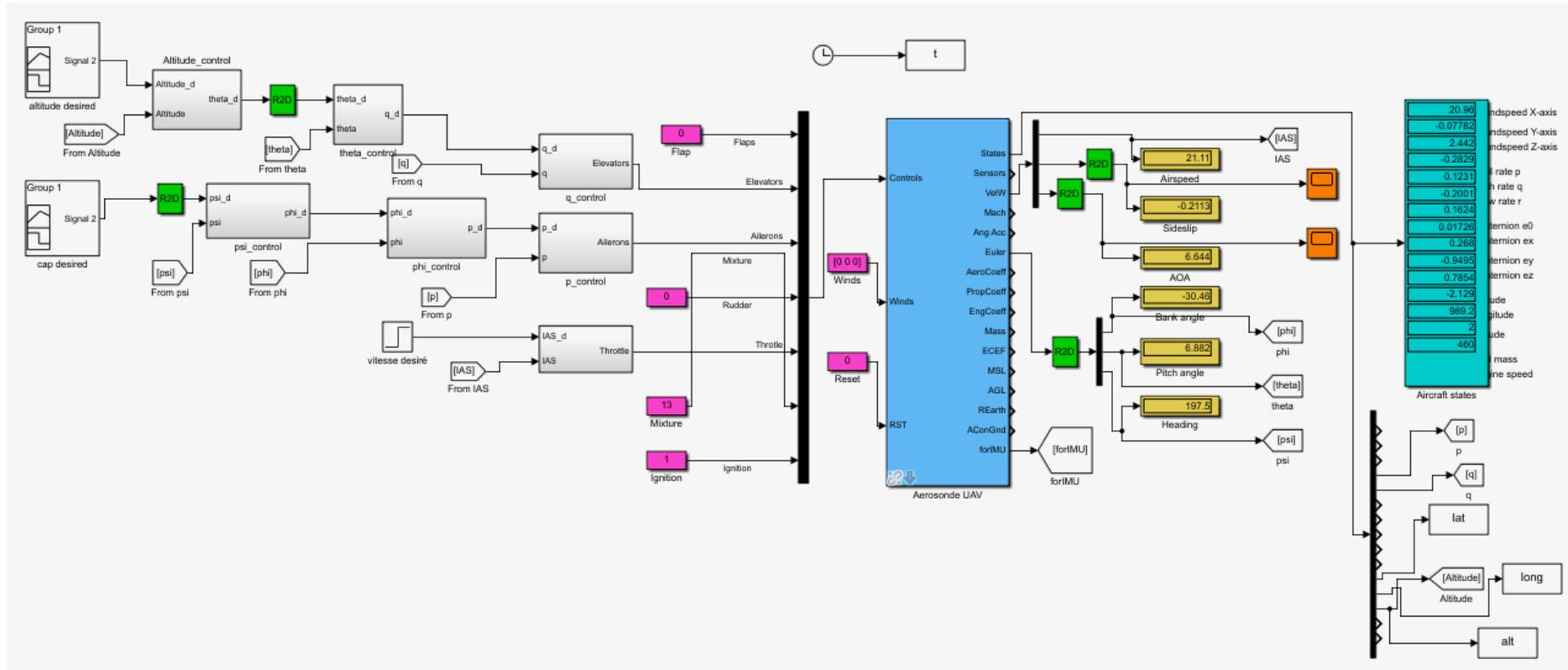


Figure IV-3 : Modèle de la commande et de l’UAV sur MATLAB/Simulink.

IV.3 Génération de la trajectoire imposée pour tester les commandes implémentées

Pour tester les architectures de commande décrites dans le chapitre III, on a opté pour le scénario de guidage représenté sur la Figure IV-4. Ce scénario, d'une durée de 1000s, décrit une trajectoire en forme de « 8 » et contient toutes les configurations de vol que l'UAV doit faire. Les phases de vol dudit scénario sont définies dans le Tableau IV-1.

Tableau IV-1 : Phases de vol du scénario de guidage imposé.

Phase 1	Une montée à partir de l'altitude 1000m vers l'altitude 1100m avec un cap de 45° pendant 250 secondes.
Phase 2	Un virage à droite pour prendre le cap 135° en maintenant l'altitude de 1100m pendant 125 secondes.
Phase 3	Un virage à droite pour prendre le cap 225° en maintenant l'altitude de 1100m pendant 125 secondes.
Phase 4	Un virage à droite pour prendre le cap 315° avec une descente à partir de 1100m vers 1000m pendant 250 secondes.
Phase 5	Un virage à gauche pour prendre le cap 225° en maintenant l'altitude de 1000m pendant 125 secondes.
Phase 6	Un virage à gauche pour prendre le cap 135° en maintenant l'altitude de 1000m pendant 125 secondes.

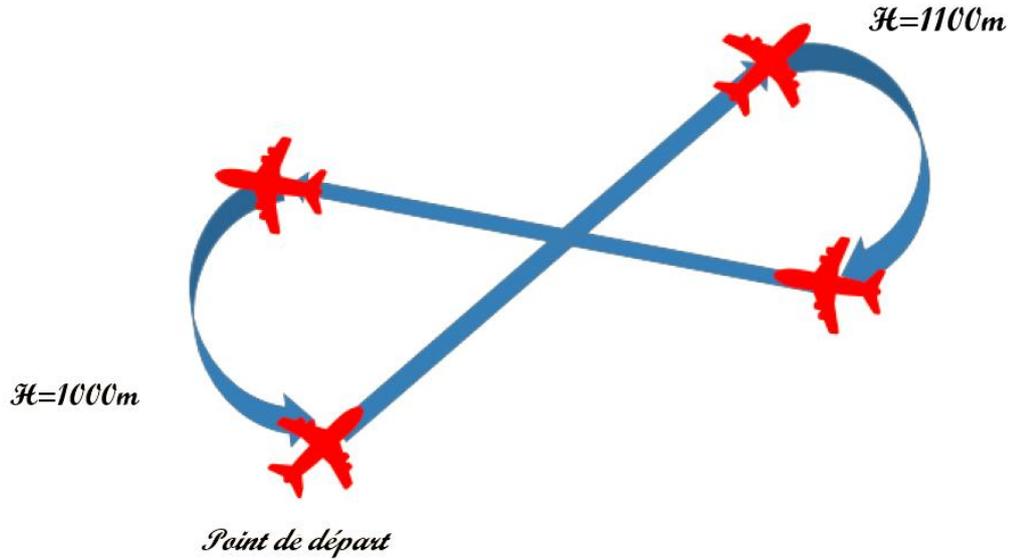


Figure IV-4 : Scénario de guidage.

Pour quantifier la précision et la consommation d'énergie d'une commande, on calcule, respectivement, l'erreur quadratique moyenne et la consommation du courant ou du carburant par les équations qui suivent :

$$\text{EQM} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (s_d(k) - s(k))^2 \quad (\text{IV}, 1)$$

$$\text{consommation courant [A * h]} = \left(\sum_{k=1}^N I(k) \right) * \frac{3600}{N * T_s} \quad (\text{IV}, 2)$$

$$\text{consommation carburant [kg * h]} = \left(\sum_{k=1}^N c(k) \right) * \frac{3600}{N * T_s} \quad (\text{IV}, 3)$$

Où :

s_d : est la consigne

s : est la mesure

I : est le courant

c : est le flux de carburant

k : est l'itération de simulation

N : est le nombre total d'itérations

T_s : est le pas temporel de simulation

IV.4 Résultats de simulation de la commande PID et FLOUE pour l'UAV utilisant le moteur Brushless

Les trajectoires de l'UAV représentées en 2 dimensions (longitude en fonction de latitude) sur la Figure IV-5, montrent clairement que la commande floue exécute le scénario de guidage prescrit mieux que la commande PID. De plus, on note le virage effectué par la commande PID avant de rejoindre le cap désiré.

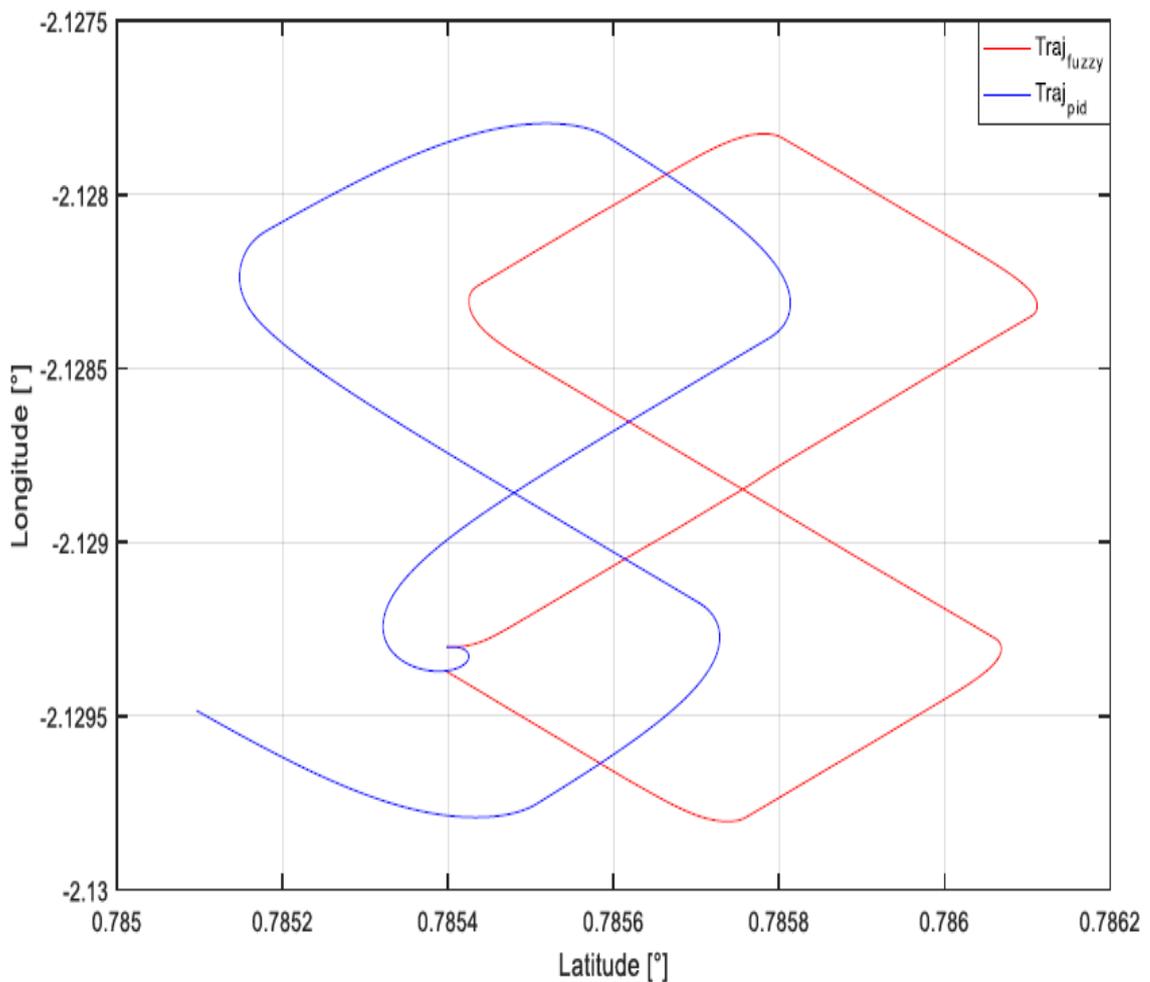


Figure IV-5 : Résultats de simulation pour le moteur Brushless
« Trajectoires ».

Les résultats de simulation de la Figure IV-6 montre des oscillations, au début de la simulation, dans le cap de l'UAV utilisant la commande PID. La commande floue, quant à elle, suit la consigne de cap désiré avec un meilleur temps de réponse et une meilleure précision. Cependant, cette commande génère plus de broutement sur le roulis.

Les deux commandes génèrent du broutement sur la vitesse angulaire p et la commande des ailerons, mais d'une amplitude moindre par rapport à la commande floue.

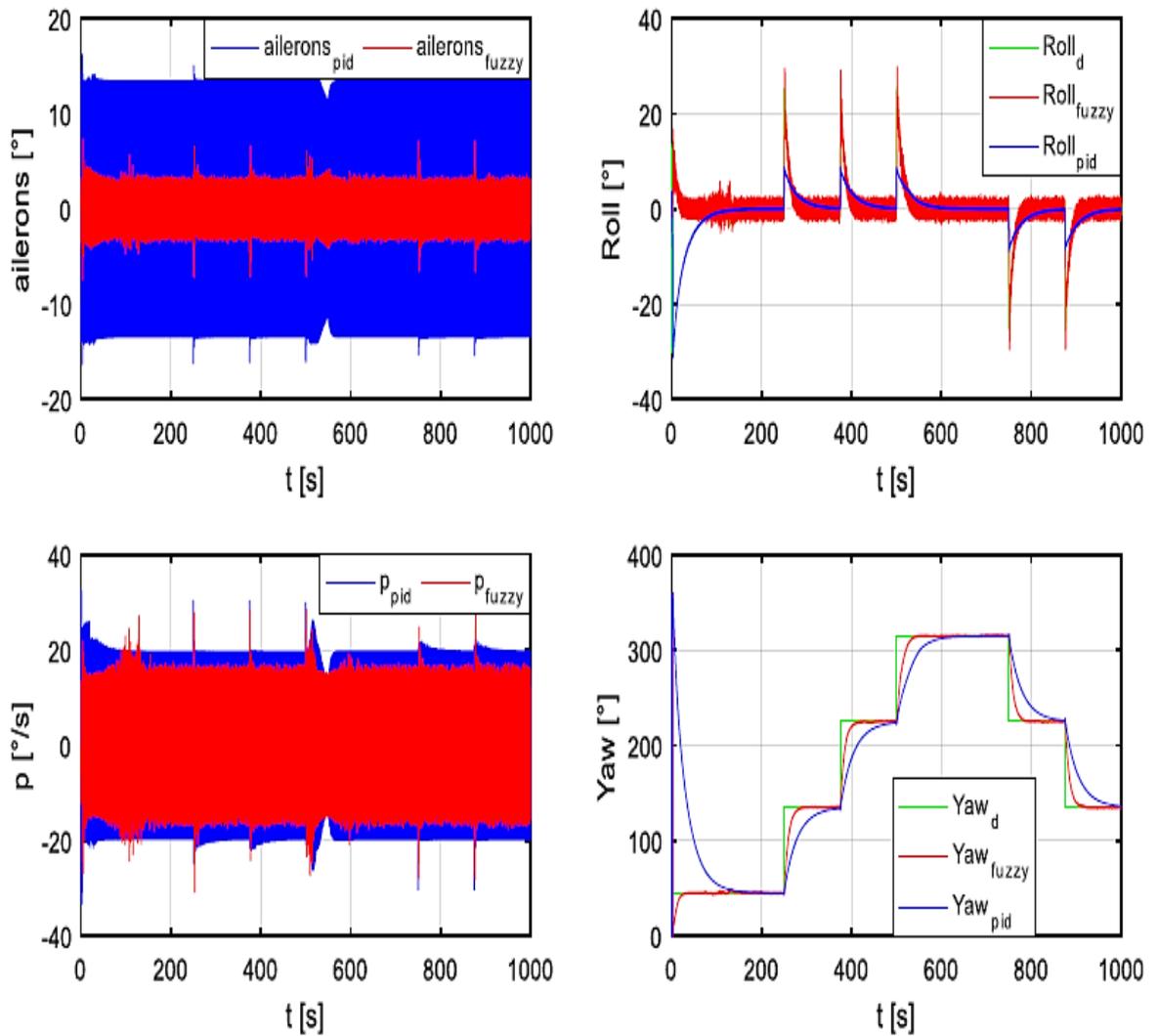


Figure IV-6 : Résultats de simulation pour le moteur Brushless

« Partie latérale ».

La Figure IV-7 montre que l'UAV suit la consigne d'altitude, avec une erreur qui ne dépasse pas 15m et cela pour les deux types de commande. Toutefois, la commande floue a une erreur statique par rapport à l'altitude désirée.

Pour l'angle de tangage, on remarque que la commande Floue est plus précise que la commande PID. De plus, la vitesse angulaire q présente un broutement plus important dans le cas de la commande PID, ce qui est traduit pratiquement par des vibrations.

Pour l'élève, la commande floue génère des oscillations d'amplitudes supérieures à ceux de la commande PID mais d'une fréquence moindre.

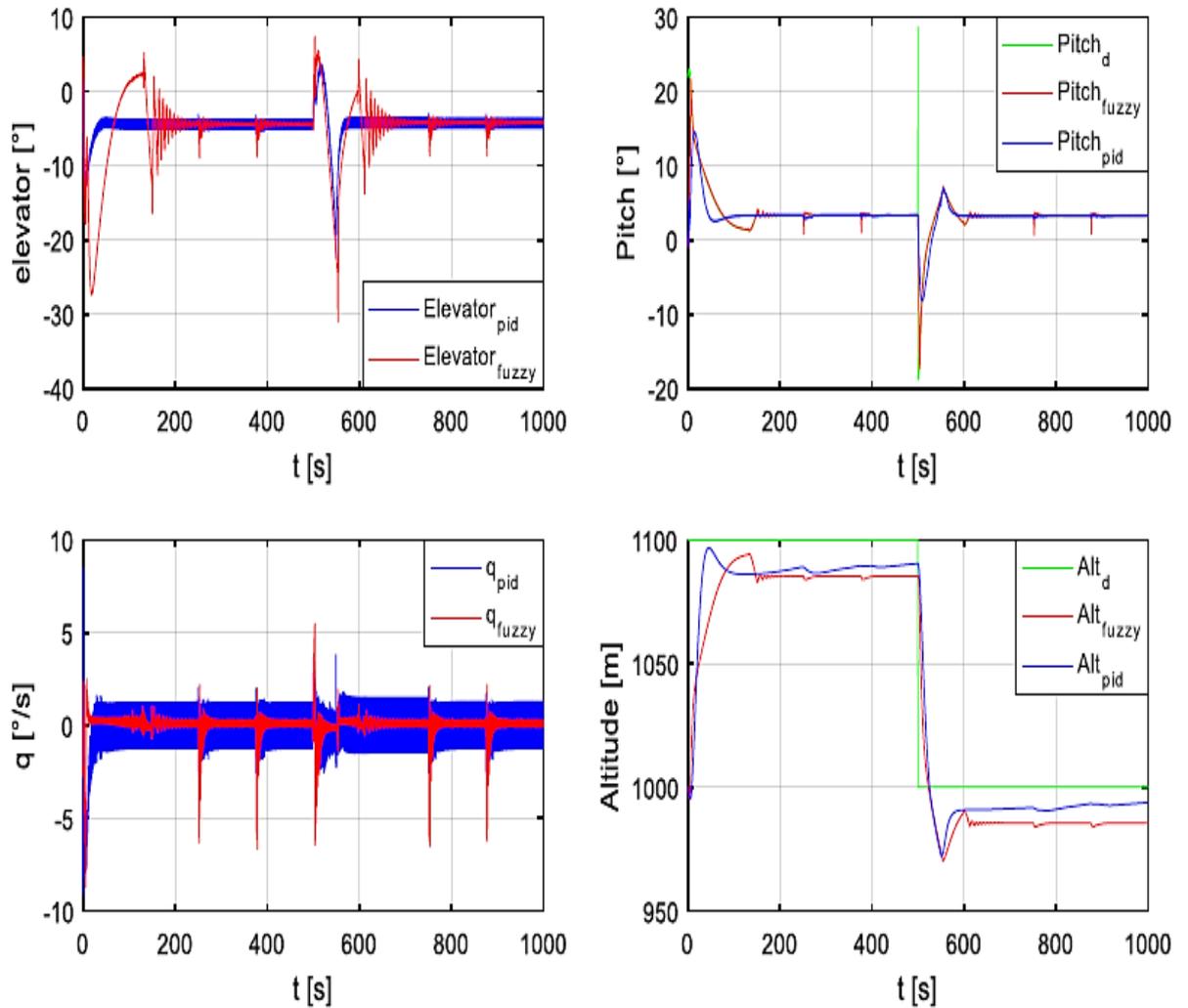


Figure IV-7 : Résultats de simulation pour le moteur Brushless

« Partie longitudinale ».

La Figure IV-8 montre que la vitesse de l'UAV est proche de la vitesse désirée pour les deux commandes. Toutefois, on note, dans le cas de la commande floue, des oscillations, lors de changement de phase de vol. Ces oscillations sont causées par les oscillations de la commande des manettes des gaz (*throttle*), qui se répercutent aussi sur le courant consommé. Ces oscillations sont dues, éventuellement, aux paramètres de la commande floue.

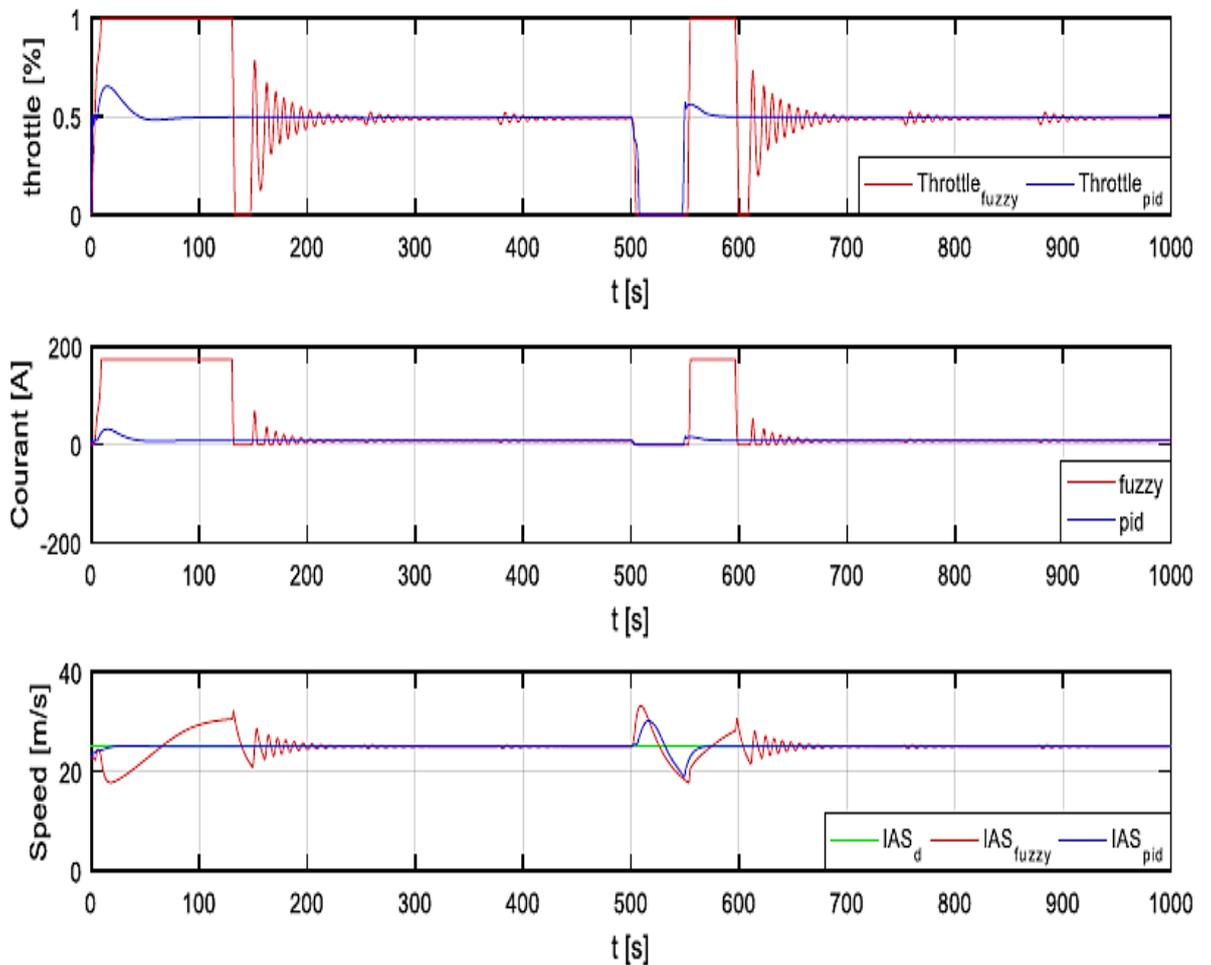


Figure IV-8 : Résultats de simulation pour le moteur Brushless

« Rapport de la manette des gaz ».

Le tableau IV-2 présente les résultats de la comparaison entre la commande PID et la commande floue, en termes de précision, qui est quantifiée par l'erreur quadratique moyenne (EQM) et en termes de consommation de courant.

On constate que la commande PID est plus précise par rapport à la commande floue pour l'asservissement de l'altitude, ce qui est dû à l'erreur statique de la deuxième commande.

De plus, les oscillations de la vitesse dans le cas de la commande floue, rendent cette dernière imprécise et énergivore (voir la consommation du courant).

Toutefois, la commande floue est plus performante dans l'asservissement du cap.

Tableau IV-2 : Comparaison entre les deux types de commandes pour le moteur Brushless

EQM \ Commande	PID	FLOUE
Altitude	13.9445	15.8082
Cap	26.2173	15.4392
Vitesse	0.8790	1.8014
Consommation de courant (A.h)	8.29	35.97

IV.5 Résultats de simulation de la commande PID et FLOU pour un UAV utilisant un moteur à piston

On discute dans cette section les résultats de simulation, des commandes PID et floue, dans le cas d'un moteur à piston. Nous constatons que les résultats, représentés sur la Figure IV-9, la Figure IV-10 et la Figure IV-11, sont similaires à ceux obtenus pour un moteur Brushless.

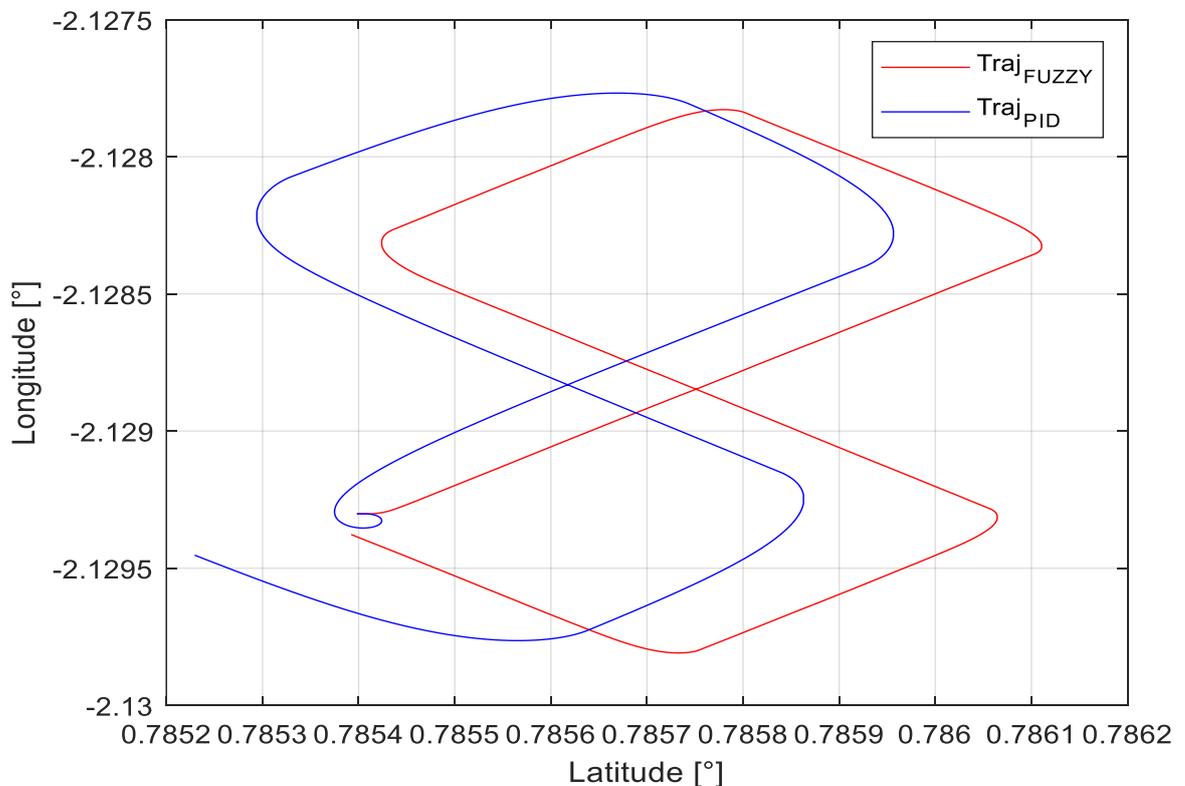


Figure IV-9 : Résultats de simulation pour le moteur à piston
« Trajectoires ».

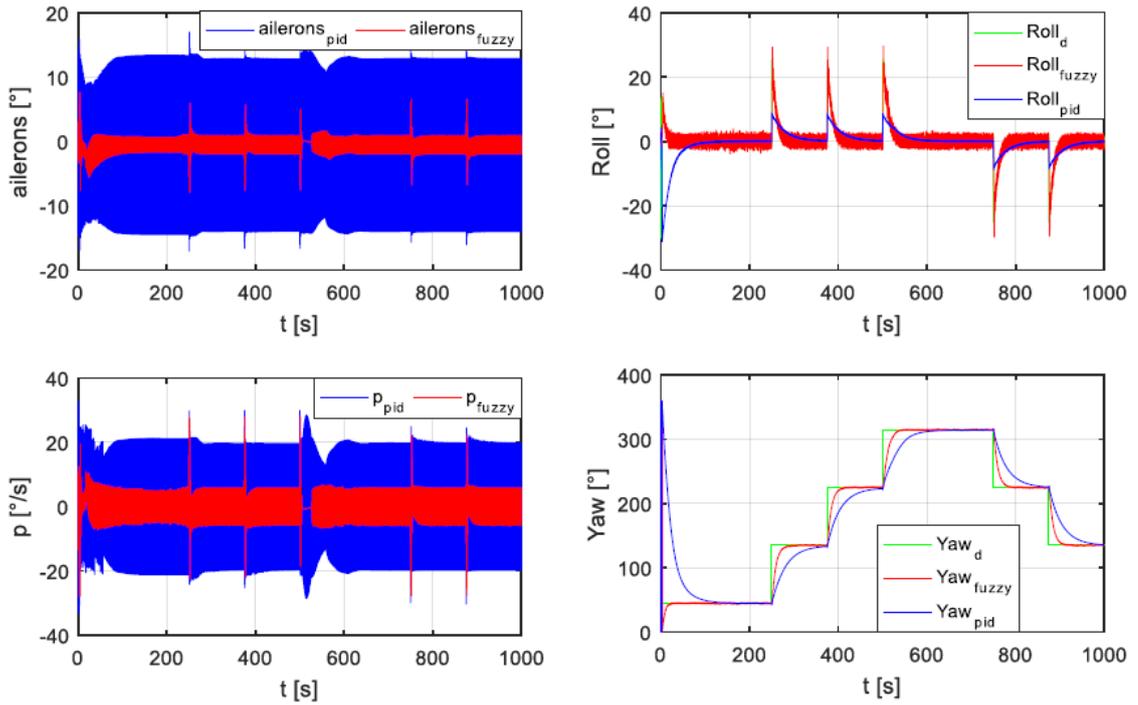


Figure IV-10 : Résultats de simulation pour le moteur à piston

« Partie latérale ».

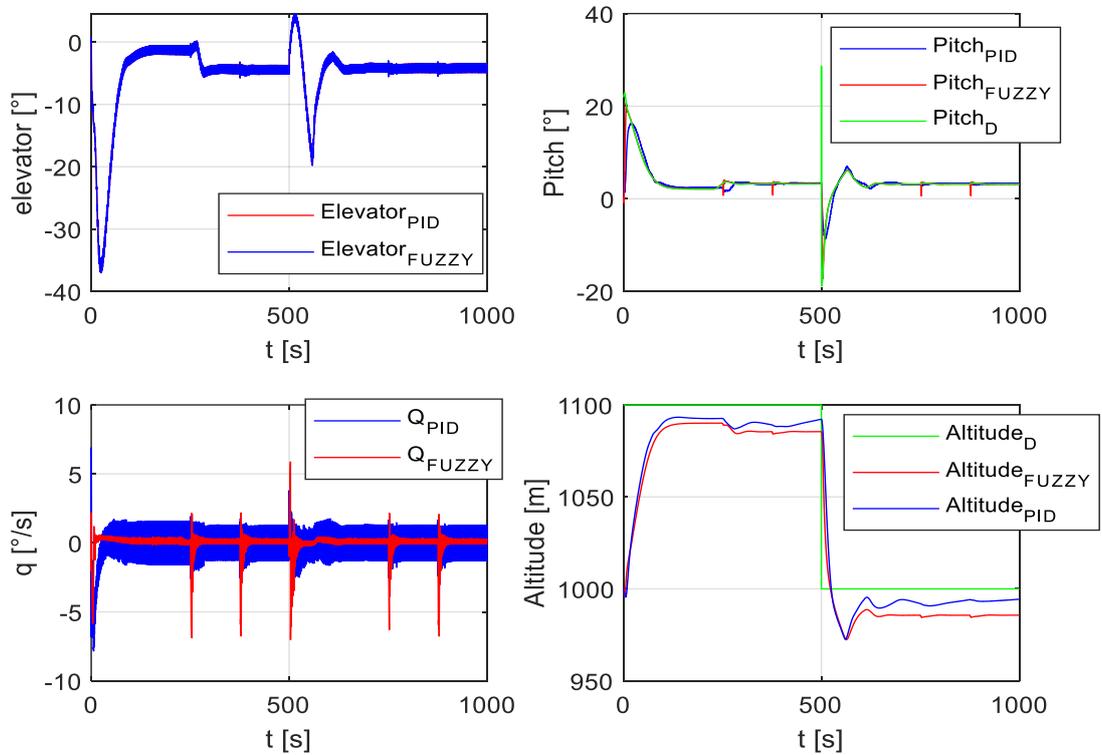


Figure IV-11 : Résultats de simulation pour le moteur à piston

« Partie longitudinale ».

La commande de la manette des gaz, la vitesse de l'UAV et la consommation du carburant (Figure IV-12), présentent moins d'oscillations, dans le cas de la commande floue que celles constatées pour un moteur Brushless.

Ceci est dû, éventuellement, aux paramètres de la commande floue qui sont choisis par tâtonnement.

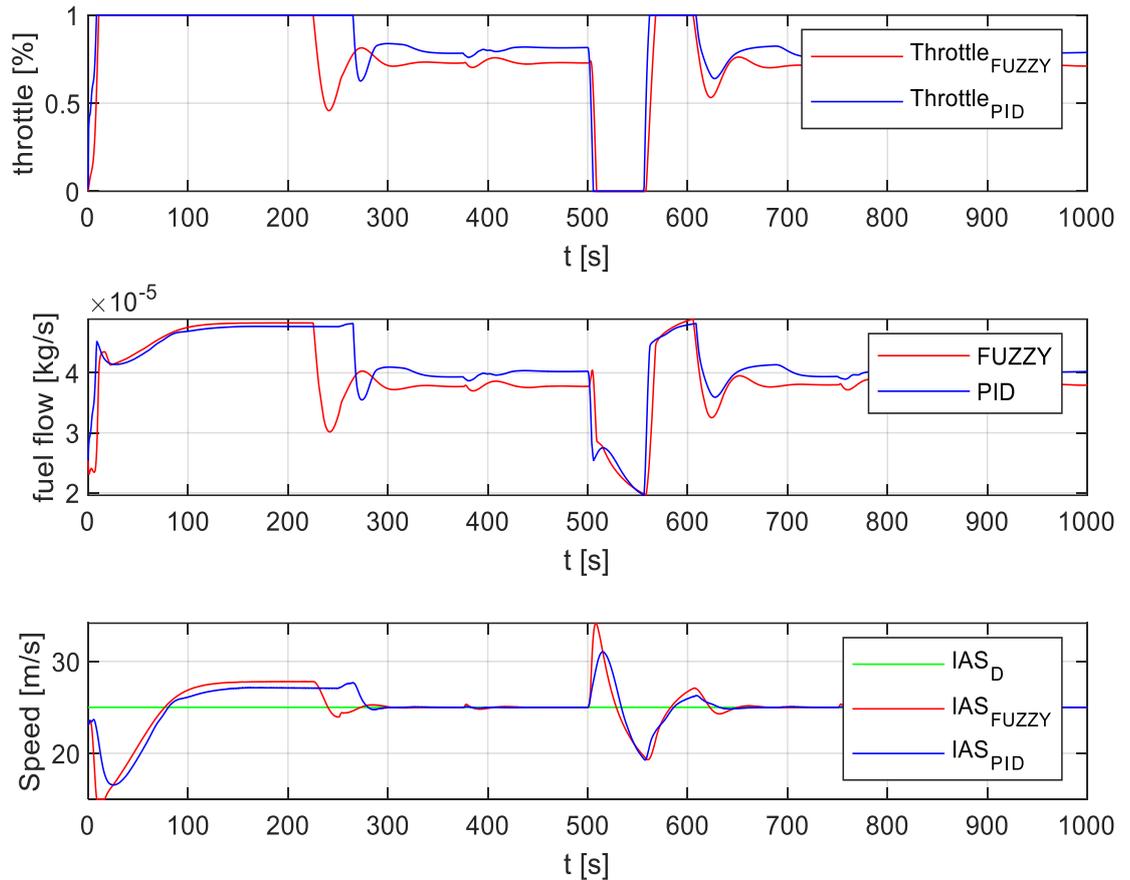


Figure IV-12 : Résultats de simulation pour le moteur à piston

« Rapport de la manette de gaz, du débit de carburant et de la vitesse ».

Le tableau IV-3 fait une comparaison quantitative entre les deux types de commande.

De même que pour le cas d'un moteur Brushless, la commande floue est moins précise que la commande PID sauf pour l'asservissement du cap. De plus, nous constatons que la commande floue est moins énergivore.

Tableau IV-3 : Comparaison entre les deux types de commandes pour le moteur à piston.

EQM \ Commande	PID	FLOUE
Altitude	13.2968	15.8109
Cap	26.4811	16.0173
Vitesse	1.4490	1.6929
Consommation de carburant (Kg.h)	0.144	0.141

IV.6 Conclusion

Après la description de la plateforme de simulation et du scénario de guidage prescrit, on a étudié les performances d'une commande PID et d'une commande floue, dans le cas d'un moteur Brushless et un moteur à piston.

Pour le guidage Les deux commandes arrivent à guider l'UAV correctement, cependant, on a constaté que la commande PID est plus précise dans l'asservissement de la vitesse et de l'altitude, tandis que la commande floue est meilleure dans l'asservissement du cap.

Concernant la consommation d'énergie, la commande PID est plus économe dans le cas d'un moteur Brushless, alors que la commande floue est meilleure dans le cas d'un moteur à piston.

Dans la phase de conception d'un vrai drone, l'estimation de l'énergie consommée permettra d'estimer l'autonomie du système (endurance de l'UAV). De plus, elle aidera pour le choix de la capacité de la batterie ou la capacité du réservoir de carburant à embarquer.

Conclusion générale

CONCLUSION GENERALE

Les UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission de façon semi autonome ou en mode téléguidé. Ils connaissent un essor important car ils peuvent remplacer l'Homme dans des environnements hostiles tel que les champs de bataille. L'implémentation d'un système de Contrôle, Guidage et Navigation (Guidance, Navigation and Control Systems GNC) permet à ces véhicules de naviguer dans leurs environnements sans intervention humaine (d'une façon autonome).

Dans ce mémoire, on a élaboré l'étude d'un UAV à voilure fixe en considérant deux types de systèmes de propulsion : un moteur Brushless et un moteur à piston. Pour contrôler ces systèmes, on a conçu et implémenté une commande PID et une commande floue.

On a commencé l'étude par la modélisation dynamique d'un aéronef à voilure fixe qui est un modèle non-linéaire instable et fortement couplé tout en abordant les principes de fonctionnement et les modèles du moteur Brushless, du moteur à piston, de l'hélice et des servomoteurs.

Le drone est assigné à être autonome tout au long de son vol et à exécuter sa mission, mais le plus grand problème, réside dans la complexité de son modèle non linéaire.

Par ailleurs, on a conçu et implémenté deux architectures de commande : la première est basée-PID, tandis que la seconde est basée-floue.

Ces deux commandes arrivent à guider l'UAV correctement, cependant, on a constaté que la commande PID est plus précise dans l'asservissement de la vitesse et de l'altitude, tandis que la commande floue est meilleure dans l'asservissement du cap.

Concernant la consommation d'énergie, la commande PID est plus économe dans le cas d'un moteur Brushless, alors que la commande floue est meilleure dans le cas d'un moteur à piston. Donc il serait judicieux, d'adopter une commande mixte PID-floue.

De plus, il est important de noter que les résultats obtenus dans ce mémoire sont valables pour les paramètres utilisés. Sachant que les paramètres de la commande linéaire PID ont été obtenus par « Tuning », une étude plus rigoureuse exigerait, alors, l'optimisation des paramètres de la commande floue.

Enfin, l'application du régulateur linéaire PID et du régulateur flou peut fournir un contrôle satisfaisant en termes de précision et de commande des paramètres. De plus ces résultats sont encourageants et permettent d'envisager l'implémentation des commandes étudiées sur un vrai drone.

Par ailleurs, l'estimation de l'énergie consommée permettra, lors de la conception d'un vrai drone, d'estimer l'autonomie du système (temps de vol). De même, elle aidera pour le choix de la capacité de la batterie ou la capacité du réservoir de carburant à embarquer.

Bibliographie

Bibliographie

- [1] I. Colomina and P. Molina, "Unmanned aerial systems for photogrammetry and remote sensing: A review," ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, vol. 92, pp. 79-97, 2014. J.Clerk Maxwell, A Treatise on Electricity and Magnetism, 3rd ed., vol. 2. Oxford : Clarendon, 1892, pp.68-73.
- [2] Article N° 215 SÉNAT, SESSION ORDINAIRE DE 2005-2006, Annexe au procès-verbal de la séance du 22 février 2006, Par Mme Maryse BERGÉ-LAVIGNE et M. Philippe NOGRIX, Sénateurs. Page 7 – 8.
- [3] « Contribution Au Développement d'un Simulateur de système Multi UAVs », MEMOIRE Présenté pour l'obtention du diplôme de MAGISTERE, Par : M. BENGHEZAL Amar, École Militaire Polytechnique, 2015.
- [4] FINOKI,Edouard, "Commande de vol non linéaire d'un drone à voilure fixe par la méthode du backstepping", Thèse de doctorat. Ecole de technologie supérieure,2015.
- [5] Article de Maria De Fatima Bento, "Unmanned aerial vehicles: An overview", Janvier 2008
- [6] RIDA, Mokhtari Mohammed, "observation et commande d'un drone miniature à birotor coaxial".Thèse de doctorat 2012,Université Henri Poincaré-Nancy I.
- [7] Article : Politique de sécurité : analyses du CSS, N° 78 • juillet 2010
- [8] AEROSIM BLOCKSET Version 1.2 User's Guide.
- [9] Eugene A. Morelli and Vladislav Klein " Aircraft System Identification: Theory and Practice " AIAA, 2006.
- [10] François Veysset "modélisation et identification de l'avion en vol turbulent par modèles à retards «, thèse doctorat, UST de Lille ,2006.
- [11] BOUADI Hakim « synthèse de lois de commande stabilisante pour UAV type quadrotor », mémoire magister, EMP Algérie, 2008.
- [12] A.C. KERMODE « Mécanique du vol » Editions MODULO.
- [13] R. C. NELSON. " Flight Stability and Automatic Control ", (1998).
- [14] Michael David Schmidt, simulation and control of a quadrotor unmanned aerial vehicle University of Kentucky. 2011
- [15] GACEM Hind " Prototypage COTS : système de navigation pour UAV ", mémoire magister, EMP, 2012.
- [16] Zoom sur, « Les Moteurs BruShless», N° 3 - Septembre 2013

- [17] Nicolas Bernard. Conception, dimensionnement et commande d'un moteur/générateur synchrone à excitation homopolaire et à bobinages dans l'entrefer pour accumulateur électromécanique d'énergie. Sciences de l'ingénieur [physics]. École normale supérieure de Cachan - ENS Cachan, 2001.
- [18] Dong-in Han, et al., "Autonomous flight test using angle of UAV's velocity vector," presented at the International Conference on Control, Automation and Systems 2008.
- [19] Tadeo Espinoza, Alejandro Dzul, and Miguel Llama Linear and Nonlinear Controllers Applied to Fixed-Wing UAV *Instituto Tecnológico de la Laguna, Torreón, México*.
- [20] BRIAN L. STEVENS and F. L. LEWIS. (2004). AIRCRAFT CONTROL AND SIMULATION.
- [21] Jose F. Gomez and Mo Jamshidi FUZZY LOGIC CONTROL OF A FIXED-WING UNMANNED AERIAL VEHICLE Autonomous Control Engineering Center University
- [22] B.Bouchon-Meunier, (La logique floue), «COLLECTION ENCYCLOPEDIQUE, fondée par Paul Angoulvent ».
- [23] T. Laamayad "Commande Optimale d'une Machine Asynchrone Apport de La Logique Floue", université de Batna, 2008.
- [24] Rabah LOUALI, Omar BENGHEZAL and Mohamed El Yazid BOUDAREN "An incremental model-based approach for the design of an UAV linear control system" Institut d'Electronique Fondamentale (IEF), Université Paris-Sud; Ecole Militaire
- [25] <http://allofaero.free.fr/propulsion/moteur.php>
- [26] www.aviationsmilitaires.net
- [27] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Drone>
- [28] <https://www.studiosport.fr/guides/drones/qui-a-invente-le-premier-drone.html>
- [29] <https://www.studiofly.fr/les-drones-un-siecle-de-recherches-et-d-elaboration/>
- [30] https://journals.ametsoc.org/view/journals/atot/25/1/2007jtecha914_1.xml
- [31] https://en.wikipedia.org/wiki/AAI_Aerosonde
- [32] <http://kezako.unisciel.fr/Kezako08/co/Kezako08.html>
- [33] <http://avanceestechniquesenaviationib.weebly.com/avanceacuttee-1-la-theacuttorie-du-vol.html>