

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية  
République Algérienne démocratique et populaire

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي  
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

جامعة سعد دحلب البليدة  
Université SAAD DAHLAB de BLIDA

كلية التكنولوجيا  
Faculté de Technologie

قسم البية والكتروتقني  
Département d'Automatique et électrotechnique



## Mémoire de Master

Filière Automatique

Spécialité Automatique et informatique industriel

Présenté par :

Boutchicha Selsabil

---

# Commande D'un Quadrotor Par La Technique Backstepping

---

Proposé par : Benselama Zoubir

Encadré par : Benkherouf Toufik

Année Universitaire 2021-2022

# *Remerciements*

Louange à « Dieu » le tout puissant de m'avoir permis de réaliser ce modeste travail dans de très bonnes conditions, m'accordant toute l'énergie qu'il me fallait.

Au terme de ce mémoire, il est temps d'exprimer par quelques lignes bien maigres ma gratitude aux personnes qui m'ont aidé, soutenu, appris à accomplir mon projet de recherche dans des conditions optimales.

Je souhaite en premier lieu exprimer ma profonde reconnaissance envers mon directeur de de recherche, Dr. Benselama Zoubir pour m'avoir offert l'opportunité d'accomplir ce travail ainsi que pour ses conseils et ses critiques son soutien, sa compagnie et le temps que tu m'as consacré. Je remercie également Prof Mr. Kazed pour ses précieux conseils et ses remarques et commentaires toujours pertinents.

Je souhaite aussi remercier particulièrement Center de recherche et développement CRD-FA/ERMAero de Dar el Beida pour l'aide précieuse qu'il a apportée à ce projet.

Je souhaite également remercier chaleureusement mon encadrant Mr. Benkherouf Merci de partager ainsi avec une générosité exemplaire son temps, son expérience, sa sagacité, et de la clarté dans les raisonnements.

Je souhaite à présent adresser de profonds remerciements à Mr. Meheya Hamza pour ses précieux conseils et son soutien dans le choix du thème pour son aide au quotidien sur des points aussi bien la modalisation, la conception et le contrôle par Simulink Matlab et son soutien invariable depuis mes débuts à CRD.

De même, je remercie le jury Mr. Guessoum et Mr. Yakhalef qui a dû consacrer une partie de son temps à examiner ce travail, ainsi que toutes les personnes ayant collaboré de près ou de loin à cet accomplissement.

Enfin, merci à vous, lecteur d'avoir ouvert ce mémoire.

# *Dédicaces*

Louange à Dieu tout puissant, qui m'a permis de voir ce jour tant attendu

Je dédie ce modeste travail :

## **A Mon Très Cher Père Belkacem Boutchicha**

A l'homme de ma vie, Je voudrais te remercier pour ton amour, ta générosité, ta compréhension... Ton soutien fut une lumière dans tout mon parcours. Je t'aime papa et j'implore le tout-puissant pour qu'il t'accorde une bonne santé et une vie longue et heureuse.

## **A Ma Chère Mère Abida Salima**

A la lumière de mes jours, la source de mes efforts, la flamme de mon cœur, mon exemple éternel, mon soutien moral, ma vie et mon bonheur, maman que j'adore.

## **A Mes Chères Sœurs Belkisse, Soundous, Isra et Tesnim**

Qui je le sais ma réussite est très importante pour vous. Que Dieu vous paye Pour tous vos bienfaits. Merci pour tout votre amour et votre confiance, pour m'avoir aidé à ranger mon éternel désordre et pour votre énorme support pendant la rédaction de mon projet, Je vous aime beaucoup.

## **A Mon Meilleur Oncle Ziane**

Tu es quelqu'un spéciale pour moi tu es mon frère mon ami en gage de ma profonde estime pour l'aide que tu m'as apporté. Tu m'as soutenu, réconforté et encouragé depuis mon enfance  
merci je t'aime

## **A Toute Ma Famille**

Je vous dédie ce travail en reconnaissance de l'amour que vous m'offrez quotidiennement et votre bonté exceptionnelle. Que Dieu le Tout Puissant vous garde et vous procure santé et bonheur.

**A Mes Amis Abir, Sara, Ferial, Yousra, Yassmine, Linda, Hadjer, Aziza, Fouad**

**Et Mes Cousines Nora, Rahma, Nour Elhouda, Souraya**

Vous êtes pour moi des sœurs et des amies sur qui je peux compter. En témoignage de l'amitié qui nous unit et des souvenirs de tous les moments que nous avons passés ensemble, je vous dédie ce travail et je vous souhaite une vie pleine de santé et de bonheur.

**A toute la promotion de Master AII 2020/2022.**

**A toute personne Qui m'a Aidé à franchir un horizon dans ma vie**

## ملخص

تعتبر دراسة المركبات الجوية غير المأهولة مجالاً بحثياً نشطاً وموضوعياً للغاية. تحقيقاً لهذه الغاية، تم تنفيذ نمذجة رياضية للرباعي، مع الأخذ في الاعتبار القيود غير الشاملة ذات الترتيب العالي من أجل تطوير مخطط تحكم جديد بالإضافة إلى الظواهر الفيزيائية المختلفة، والتي يمكن أن تؤثر على ديناميكيات الهيكل الطائر. هذه تسمح لنا بتقديم تمثيل جديد لمساحة الدولة. ثانياً، يستخدم نهج Backstepping لتكريب أخطاء التتبع ووظائف Lyapunov، وإدارة جميع العناصر غير الخطية للنظام والمطلوبة مسارات التتبع. في نهاية هذا العمل، أجرينا عمليات محاكاة عددية لإظهار جدوى قوانين التحكم المركبة باستخدام برنامج Simulink / Matlab

**كلمات مفتاحية:** الطائر رباعي المرواح، الرجوع المرحلي التحكم الغير خطي، التحكم الخطي، تمثيل الحالة، برنامج

المحاكاة Matlab/Simulink

## Résumés

L'étude des véhicules aériens sans pilote est un domaine de recherche très actif et d'actualité. Dans ce travail, on s'intéresse principalement au contrôle non linéaire du quadrotor. Pour ce faire, une modélisation mathématique du quadrotor a été effectuée, en prenant en compte les contraintes non holonomes d'ordre élevé afin de développer un nouveau schéma de contrôle ainsi que les différents phénomènes physiques, qui peuvent influencer la dynamique d'une structure volante. Ceux-ci nous permettent d'introduire une nouvelle représentation de l'espace d'état. Ensuite, l'approche Backstepping est utilisé pour la synthèse des erreurs de suivi et des fonctions de Lyapunov, la gestion de toutes les non-linéarités du système et des trajectoires de suivi souhaitées. A la fin de ce travail, nous avons fait des simulations numériques pour montrer la faisabilité des lois de commande synthétisées en se servant du logiciel Simulink/Matlab.

**Mots clés:** Quadrotor, Backstepping, Commande non-linéaire, Représentation d'état, Simulink / Matlab.

## Abstract

The study of unmanned aerial vehicles is a very active and topical area of research. To this end, a mathematical modelling of the quadrotor has been carried out, taking into account the high order non-holonomic constraints in order to develop a new control scheme as well as the different physical phenomena, which can influence the dynamics of a flying structure. These allow us to introduce a new representation of the state space. Secondly, the Backstepping approach is used for the synthesis of the tracking errors and Lyapunov functions, the management of all the nonlinearities of the system and the desired tracking trajectories. At the end of this work, we performed numerical simulations to show the feasibility of the synthesised control laws using Simulink/Matlab software.

**Key words:** Quadrotor, Backstepping, Nonlinear Control, Linear Control, State Representation, Simulink / Matlab.



# Table de Matière

Remerciement	
Dédicace	
Résumé	
Liste des Figures	
Liste des Tableaux	
Liste des Abbreviations	
Introduction Générale .....	1
<b>Chapitre I État De l'Art Des Drones</b>	
I.1 Introduction .....	4
I.2 Définition d'un drone .....	4
I.3 Étymologie .....	5
I.4 Historique .....	5
I.4.1 L'origine des premiers drones .....	5
I.4.2 L'entre-deux guerres mondiales .....	6
I.4.3 La guerre froide .....	7
I.4.4 La guerre du Vietnam .....	8
I.4.5 La guerre du Kippour .....	8
I.4.6 La guerre de Golfe .....	9
I.4.7 Le 21 siècle .....	9
I.4.8 La guerre de Ukraine-Russie .....	10
I.5 Classification des drone .....	11
I.5.1 Les drones à voilure fixe.....	11
I.5.2 Les drones à voilure tournante.....	13
I.5.3 Les drones à ailes battantes.....	13
I.6 Domaine d'application des drones .....	14
I.6.1 Drone militaire.....	16
I.6.2 Dans La police .....	16
I.6.3 Dans La marine.....	17
I.6.4 Drone Civile.....	17
a) L'agriculture .....	17
b) Cinématographie.....	18
c) Transport et Logistique.....	18

I.7 Avantages et inconvénients des drones .....	19
I.8 Règlementation sur l'utilisation des drones .....	20
1.8.1 La législation drone europeenne appliquee en 2022 .....	21
1.8.2 La balise d'identification a distance.....	21
I.9 État de l'art des Quadrotor .....	22
I.9.1 Définition .....	22
I.9.2 Historique.....	22
I.9.3 Projets importants sur les quadrotors.....	23
I.10 Conclusion.....	26
<b>Chapitre II Modélisation Dynamique Du Quadrotor</b>	
II.1.Introduction.....	28
II.2.Description générale du quadrirotor .....	28
II.3 Les mouvements du Quadrotor .....	30
II.3.1 Mouvement vertical.....	30
II.3.2 Mouvement de roulis.....	31
II.3.3 Mouvement de tangage.....	31
II.3.4 Mouvement de lacet .....	32
II.3.5 Mouvement de translation .....	33
II.4 Modélisation dynamique du Quadrotor .....	34
II.4.1 Repères définies.....	34
II.4.2 Paramètres descriptifs.....	35
II.4.3 Modèle mathématique selon le formalisme de Newton-Euler .....	36
II.4.3.1 Matrice d'inertie diagonale (J).....	37
II.4.3.2 Matrice de rotation .....	37
II.4.3.3 Vitesses angulaires .....	38
II.4.4 Les effets aérodynamiques agissants sur le quadcopter .....	39
II.4.4.1 Les forces .....	39
II.4.4.2 Les moments .....	41
II.5 Equation de la dynamique de guidage .....	42
II.6 Equation de la dynamique d'attitude .....	43
II.7 Modèle d'état.....	44
II.8 Equation de la dynamique des rotors .....	46
II.9 Conclusion .....	47

## **Chapitre III Commande Par La Méthode Backstepping**

III.1.Introduction .....	49
III.2 Modèle de synthèse .....	49
III.3 Théorie non linéaire générale .....	50
III.4 Théorie de Lyapunov .....	51
III.5 Fonction quadratique de Lyapunov .....	52
III.6 Commande par Backstepping.....	52
III.7 Le principe du backstepping.....	52
III.8 Algorithme de base pour les systèmes d'ordre 3 .....	53
III.9 Synthèse des lois de commande par la technique « Backstepping ».....	56
III.10 Conclusion .....	66

## **Chapitre IV Résultats Et Simulation**

IV.1 Introduction .....	68
IV.2 Les Paramètres de simulation.....	69
IV.3 Commande par Backstepping sans perturbation .....	71
IV.5 Conclusion.....	78
Conclusion Générale.....	79
Bibliographie .....	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>

# Liste des Figures

## Figure Chapitre I État De l'Art Des Drones

Figure I.1: Drone .....	4
Figure I.2: L'insecte bumble-bee.....	5
Figure I.3 : Vue aérienne de Labruguière.....	5
Figure I.4 : Vue aérienne de de la plage de Berck en 1891 .....	6
Figure I.5 : Plans du drone de max Boucher et Maurice Percheron en 1923 .....	7
Figure I.6 : Unmanned US Navy Grumman F6F – 5K Hellcat drone 1946.....	7
Figure I.7 : Un avion-espion abattu au-dessus de l'URS .....	8
Figure I.8 : DC-130 Hercules décoller avec deux drones AQM-34L (Ryan Model 147SC).....	8
Figure I.9 : Un drone israélien dans la guerre du Kippour .....	9
Figure I.10: Force américaine au-dessus des puits de pétrole du Koweït .....	9
Figure I.11: Drone américain en ciel de Libye.....	10
Figure I.12: Le Switchblade 300 .....	10
Figure I.13: Le Bayraktar TB2 .....	10
Figure I.14: Drone kamikaze russe (KUB-BLA) .....	11
Figure I.15: Drones à voilure fixe. ....	12
Figure I.16: Drones à voilure tournante.....	13
Figure I.17: Drones à ailes battantes .....	14
Figure I.18: Organigramme des domaines d'application des drones .....	15
Figure I.19: Un mini-drone tactique israélien tombé au Liban en 2017.....	16
Figure I.20: Exemple d'utilisation des drones (Contrôle de foules).....	16
Figure I.21: Drone de la Marine nationale française .....	17
Figure I.22: Drone dans l'agriculture de précision.....	17
Figure I.23: Drone à Hollywood.....	18
Figure I.24: Amazon Prime Air : première livraison réussie .....	18
Figure I.25: Aperçu global de l'état actuel de la réglementation des véhicules aériens sans pilote avec une résolution au niveau du pays (statut : octobre 2016).....	21
Figure I.26: Mesicopter. ....	23
Figure I.27: X-4 Flyer Mark II. ....	24
Figure I.28: version finale du OS4 .....	24
Figure I.29: STARMAC.....	25

## **Figure Chapitre II Modélisation Dynamique Du Quadrotor**

Figure II.1: Structure générale du Quadrotor .....	29
Figure II.2: Schéma synoptique d'un rotor.....	29
Figure II.3: Mouvement vertical.....	30
Figure II.4: Mouvement de roulis.....	31
Figure II.5: Mouvement de tangage .....	32
Figure II.6: Mouvement de lacet .....	33
Figure II.7: Illustration des mouvements.....	33
Figure II.8: Configuration du Quadrotor .....	35
Figure II.9: Angles d'Euler.....	38

## **Figure Chapitre III Commande Par La Méthode Backstepping**

Figure III.1: Interprétation géométrique du théorème de Lyapunov .....	51
Figure III.2: Structure de la commande par la technique Backstepping .....	57

## **Figure Chapitre IV Résultats Et Simulation**

Figure IV.1: Poursuite de la trajectoire selon les axes (x, y, z) et les angles ( $\varphi$ , $\theta$ , $\psi$ ) .....	72
Figure IV.2: Les signaux de commande.....	73
Figure IV.3: Les tensions de commande .....	74
Figure IV.4: Asservissement des quatre moteurs .....	75
Figure IV.5: Les erreurs de poursuite selon les axes (x,y,z) .....	76
Figure IV.6: Evolution de la position en 3D .....	77

## **Liste des Tableaux**

### **Tableau Chapitre I État De l'Art Des Drones**

Tableau I.1: Avantages et inconvénients des drones..... 19

### **Tableau Chapitre II Commande Par La Méthode Backstepping**

Tableau IV.1: Etude comparative entre les commandes développées pour le Quadrotor..... 69

## Liste des Abréviations

CAA: Civil Aviation Authority

CCW: Counter ClockWise

CW : ClockWise

DDL : Degré De Liberté

FAA : Fédéral Aviation Administration

GPS : Global Positioning Système

HALE: High Altitude High Endurance

IOT: Internet Of Things

LQR: Linear Quadratic Regulator

MALE: Medium Altitude High Endurance

MAV : Micro / Mini Air Vehicle

OTAN : Organisation du Traité de l'Atlantique Nord

PID: Proportional Integrator Derivator

SAM: Surface-to-Air Missile

STARMAC: Stanford Testbed Of Autonomous Rotorcraft For Multi-Agent Control

TSF: Transmission Sans Fil

TUAV: Tactical Unmanned Aerial Vehicle

UAV: Unmanned Aerial Vehicle

UCAV: Unmanned Combat Air Vehicle

VTOL: Vertical Take-off and Landing

VTUAV: Vertical Take-off Unmanned Aerial Vehicle



---

# *Introduction générale*



## Introduction Générale

Au fil du temps, grâce aux progrès de la technologie de fabrication et aux innovations bien connues dans les technologies des capteurs et des ordinateurs numériques, en particulier celles qui ont tendance à être plus petites et plus précises, la structure physique des petits robots volants est devenue moins coûteuse et plus facile à mettre en œuvre. Possible parmi les nombreuses tâches, une nouvelle génération de quadricoptères a vu le jour. Cette nouvelle génération comprend des prototypes conçus comme des véhicules aériens sans pilote (UAV), également appelés drones. Le contrôle d'un robot volant nécessite un modèle dynamique qui tient compte à la fois des effets gyroscopiques et de l'aérodynamique. Ces plates-formes volantes sont plus communément appelées drones ou UAV (véhicules aériens sans pilote). Ces drones à voilure fixe, à voilure tournante et à voilure battante.

Parmi les drones à voilure tournante, le Quadrotor qui est le sujet de ce mémoire se détache comme étant l'un des systèmes les plus prometteurs à cause de la diversité des applications pour lesquelles il peut être utilisé, les missions de surveillance et d'observation, prises de vue aériennes, la poursuite, l'espionnage, contrôle de l'état d'un édifice difficilement accessible ou même le transport de marchandise.

Le Quadrotor est un aéronef à voilure tournante comportant quatre rotors pour sa sustentation et peut effectuer six degrés de liberté. Non seulement il est un système sous-actionné, mais aussi complexe, non linéaire, multi variables, instable notamment et présente une dynamique fortement couplée.

Les avantages des drones multi-rotors viennent avec des modèles dynamiques hautement couplés, ce qui rend la conception d'une loi de commande découplée qui stabilise les systèmes une tâche difficile. Les progrès dans le domaine des drones multi-rotors conduisent à l'adoption de la modélisation géométrique pour éviter les singularités et l'ambiguïté. Cependant, la non linéarité et les systèmes fortement couplés nécessitent un système de contrôle avancé. La méthode de commande par backstepping est considérée comme l'une des approches avancées de régulation des systèmes non linéaires, qui peut donner des lois de commande robustes et découplées.

On s'intéresse dans le cadre du PFE à la synthèse des lois de commande robustes pour le guidage et le pilotage du Quadrotor par la technique Backstepping a été conçu pour atteindre une stabilité et une robustesse globales contre les paramètres de désadaptation.

Pour mener à bien ce travail, nous avons opté pour le plan suivant :

## Introduction générale

---

Le **premier chapitre** : on présente un bref état de l'art et des généralités sur les drones et plus précisément les Quadrotor.

Le **deuxième chapitre** : est consacré à la modélisation dynamique du Quadrotor en utilisant la méthode de Newton-Euler après avoir entamé la mécanique du vol de ce système et expliqué ses mouvements possibles et ses modes de vol.

Le **troisième chapitre** : est réservé aux fondements et aspects théoriques de la technique de commande est la commande par Backstepping. Puis, la synthèse des lois de commande et la validation de ces approches sur le modèle du Quadrotor.

Le **dernier chapitre** : on va présenter notre travail qui consiste à simuler, par le logiciel Simulink, les lois de commande synthétisé avec le modèle dynamique développé et présenter les résultats obtenus et leurs interprétations.

**Conclusion générale** : sur le travail effectué et les résultats obtenus et évoquons quelques perspectives.

# *Chapitre 1*



---

## *État de l'Art des drones*

## I.1 Introduction

Un drone, également appelé UAV (de l'anglais : Unmanned Aerial Véhicule) est un aéronef sans pilote aéroporté capable d'effectuer des tâches de manière plus ou moins autonome. Dans ce chapitre nous allons exposer dans un premier temps la définition et l'historique d'évolution des drones au fil du temps et des guerres. Dans un deuxième temps, nous allons énumérer les différentes classifications des drones, les différents domaines d'utilisation et leurs avantages et inconvénients. Dans un dernier temps, nous détaillons l'état de l'art des quadrotors.

## I.2 Définition d'un drone

Différentes définitions du terme drone ont été proposées au fil du temps, le groupe de travail de la FAA définissant un drone comme : "Un aéronef capable de voler au-delà de la ligne de mire à des fins civiles sous contrôle à distance ou autonome. Les drones ne sont pas utilisés pour le sport ou le divertissement et ne transportent pas de passagers ou d'équipage" [1].

Une autre définition introduite par l'OTAN consiste à définir les drones comme suit : "Les aéronefs motorisés ne transportent aucun opérateur humain, utilisent la puissance aérodynamique pour assurer la portance, peuvent voler de manière autonome ou à distance, ne sont ni réutilisables ni récupérables et transportent des charges utiles létales ou non létales. Les missiles balistiques ou semi-balistiques, les missiles de croisière et les obus d'artillerie ne sont pas sous réserve d'être considéré comme un drone " [2].

La UK Civil Aviation Authority (CAA) donne une troisième définition plus récente : "Aéronef conçu pour fonctionner sans pilote humain et ne transportant personne. De plus, les drones sont capables de voler en continu de manière aérodynamique ; pilotés à distance ou volant de manière autonome avec des profils de vol préprogrammés..." [3].



Figure I. 1: Drone

### I.3 Étymologie

Le nom drone vient de l'anglais qui signifie littéralement faux bourdon et rappelle le bourdonnement (buzzing ou droning) caractéristique de l'insecte (bumble-bee) comme (Figure I.2), une autre traduction anglaise très connue est UAV [4]. En français, le mot drone peut s'appliquer à un engin aérien, terrestre ou sous-marin [5].



Figure I.2: L'insecte bumble-bee

### I.4 Historique

Il y a plus d'un siècle Né le drone dans un monde purement militaire, été utilisées pour piloter à distance des aéronefs. Nous évoquons dans cette partie l'histoire des drones dans le monde.

#### I.4.1 L'origine des premiers drones

L'histoire des drones commence en 1883, lorsque Douglas Archibald installe un anémomètre sur un cerf-volant. Il a réussi à mesurer la vitesse du vent à 400 m d'altitude [6]. Cinq ans plus tard, Arthur Batut équipe le cerf-volant d'un appareil photo et réalise la première photographie aérienne dans sa ferme d'En Laure à Labruguière le 20 et 30 juin 1888 [7]. (Voir Figure I.3) Ce sont les premiers avions équipés de surveillance ou de détection.



Figure I.3 : Vue aérienne de Labruguière [8].

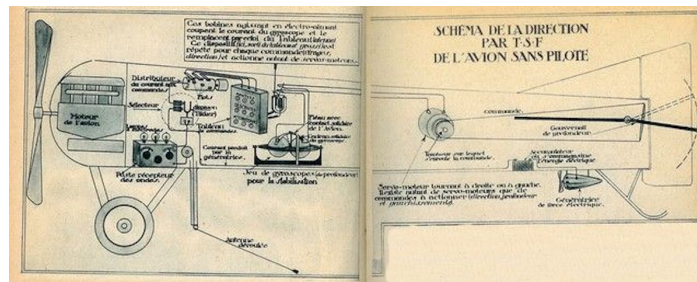
En 1891, fort de l'expérience de Arthur Batut, Émile Wenz perfectionne la méthode en se servant de l'électricité pour le déclenchement. Il obtient des vues de la plage de Berck (voir Figure I.4) dès lors, de nombreux « aérophotographes » vont se succéder [8].



**Figure I. 4 :** Vue aérienne de de la plage de Berck en 1891 [8].

#### I.4.2 L'entre-deux guerres mondiales

Pendant la Première Guerre mondiale, les drones ont été développés pour les besoins de l'armée. L'ingénieur et auteur britannique Archibald Low a développé la cible aérienne en 1916, un projet d'avion cible sans pilote contrôlé à distance sur les ondes radio TSF au Royaume-Uni. Pendant ce temps, aux États-Unis en 1917, les ingénieurs Elmer Ambrose Sperry, Lawrence Sperry et Peter Cooper imaginent un avion radiocommandé, le Hewitt-Sperry Automatic. Du Côté français, le capitaine Max Boucher parcourt avec succès 1 km sans pilote le 2 juillet 1917, grâce aux travaux préliminaires d'Octave Détable commencés en 1894. Cet exploit pousse Georges Clémenceau, alors président de la commission sénatoriale de l'armée, à lancer une course de drones en 1918 [9]. En fait, les pilotes de l'armée coûtent cher au pays. Le temps de formation était long et la réduction des pertes de personnel après une guerre longue et meurtrière était importante. Maintenir le pilote éloigné de l'aéronef représente une réduction significative des risques. Le 14 septembre 1918, Max Boucher améliore son système et pilote un avion Voisin BN3 pendant 51 minutes sur un parcours de 100 kilomètres (voir Figure I.5) Le 17 avril 1923, accompagné de l'ingénieur Maurice Percheron, il pilote avec succès un véritable drone piloté par TSF. L'avion radiocommandé est né ! Mais la guerre était finie et les militaires se désintéressaient du projet [10].



**Figure I.5 :** Plans du drone de max Boucher et Maurice Percheron en 1923 [10].

Durant la Seconde Guerre mondiale, à partir de 1944, les Allemands ont développé des applications plus militantes, développant des missiles sol-air radiocommandés. Toutes ces armes innovantes n'ont pas pu être produites en masse, mais après la défaite des nazis, ces technologies ont été utilisées par les Alliés pour développer de nouvelles armes.



**Figure I.6 :** Unmanned US Navy Grumman F6F – 5K Hellcat drone 1946 [10].

### I.4.3 La guerre froide

Le premier événement majeur dans le développement ultérieur des drones s'est produit le 1er mai 1960. Un avion de reconnaissance U-2 de l'armée américaine a été abattu par les troupes soviétiques alors qu'il survolait le territoire soviétique pour prendre des photos. Le 1er juillet de la même année, un Boeing RB-47 de reconnaissance est abattu par les troupes soviétiques alors qu'il survole la frontière soviétique. Ces événements avec l'Union soviétique pendant la guerre froide ont soulevé la question du remplacement des avions espions par des drones ou des satellites. Ce n'est qu'en 1962, lorsqu'un U-2 est abattu par un SA-2 SAM (Surface-to-Air Missile) soviétique que des positions de missiles soviétiques sont identifiées au-dessus de Cuba (voir la Figure I.7), que le programme de drones de reconnaissance décolle vraiment [11].



**Figure I.7 :** Un avion-espion abattu au-dessus de l'URS [11].

#### **I.4.4 La guerre du Vietnam**

La première utilisation militaire à grande échelle de drones remonte à la guerre du Vietnam. En fait, à partir du milieu des années soixante, les Américains ont utilisé le drone Firebee développé par Teledyne-Ryan (voir Figure I.8) pour localiser la rampe de lancement du missile sol-air soviétique SAM-2 de l'armée nord-vietnamienne. Tout au long du conflit, les drones américains ont effectué environ 3500 missions [12].



**Figure I.8 :** DC-130 Hercules décoller avec deux drones AQM-34L (Ryan Model 147SC) [11].

#### **I.4.5 La guerre du Kippour**

C'est un fait que nul ne conteste. Israël est devenu le premier exportateur mondial de drones militaires, qu'il utilise depuis près de trente ans pour protéger son territoire [13]. En 1973, pendant la guerre du Yom Kippour, Israël, autre acteur majeur dans le domaine des drones, sature et leurre les systèmes de défense antiaérienne égyptiens installés le long du canal de Suez avec un grand nombre de drones à bas prix afin qu'ils ne puissent pas être réutilisés. Puis, lors de l'opération de paix de 1982 en Galilée, Israël a utilisé la même tactique pour détecter et tromper les batteries anti-aériennes syriennes installées dans le sud du Liban.





**Figure I.9** : Un drone israélien dans la guerre du Kippour [11].

#### I.4.6 La guerre de Golfe

En 1991, pendant la guerre du Golfe, les Américains utilisent des drones Pioneer pour la surveillance de jour comme de nuit, l'acquisition d'objectifs, le réglage d'artillerie... Ces drones effectuent plus de 500 missions (voir Figure I.10). Dans le même conflit, les Britanniques ont utilisé des drones Phoenix et les Français des drones Mart mini-avion de reconnaissance télépiloté [12].



**Figure I.10** : Force américaine au-dessus des puits de pétrole du Koweït [11].

#### I.4.7 Le 21 siècle

Depuis le début des années 2000, le rôle des drones s'est sans cesse accru ils occupent désormais une place centrale dans les opérations militaires. En 2003, lors de la seconde guerre d'Irak, les Américains ont utilisé des drones comme leurres pour être détectés par les défenses aériennes de Bagdad. Lors du conflit en Afghanistan (2001-2014), plus de 600 drones de différents types ont été déployés, certains armés de missiles ou de bombes à guidage laser [12]. En 2011, la guerre aérienne en Libye a surtout été menée par des drones de toutes tailles. Étant bon marché, les UAV sont non-seulement devenus la marque de fabrique de l'intervention militaire étrangère, mais ils ont également mis en lumière une tendance plus large qualifiée de "guerre de substitution". Avec plus de 1 000 frappes aériennes menées par des drones ces dernières années, le représentant

spécial des Nations Unies en Libye, Ghassan Salame, a en effet qualifié le conflit de "plus grande guerre de drones au monde". L'armée syrienne a utilisé pour la première fois des drones (voir Figure I.11) fournis par la Russie, dans des opérations contre des extrémistes dans le nord et l'est du pays [14].



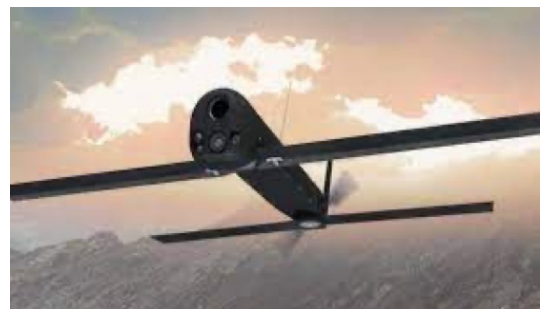
**Figure I.11** : Drone américain en ciel de Libye [14].

#### I.4.8 La guerre de Ukraine-Russie

En 2022, L'armée ukrainienne utilise un drone VTOL à décollage et atterrissage verticaux pour cibler les véhicules blindés russes. Trouvez des ennemis et attaquez. Les drones de combat sont la force de l'armée ukrainienne. Avec prudence, le Bayraktar TB2 (voir Figure I.13) peut voler à très grande vitesse pendant 24 heures à 6 800 mètres d'altitude. Un autre drone soi-disant kamikaze alors qu'il plonge vers sa cible. Le Switchblade 300 (voir Figure I.12), fourni par les américains, pèse 2,5 kg et peut être déployé sur tous les terrains. Leur utilisation permanente sape la stratégie russe. La destruction des drones ukrainiens est devenue la priorité absolue de l'armée russe [15].



**Figure I.13**: Le Bayraktar TB2



**Figure I.12**: Le Switchblade 300

L'armée Russe a envoyé plusieurs nouveaux drones "suicides" Kub (ou Kyb en russe) (voir Figure I.14) pour attaquer des cibles en Ukraine, en particulier autour de la capitale Kyiv. Ces engins, fabriqués par la société Zala qui appartient elle-même au célèbre fabricant d'armes Kalachnikov sont chargés de se faufiler à travers les fortifications ennemies avant de toucher les cibles ennemies avec 3 kg d'explosifs [16].



**Figure I.14** : Drone kamikaze russe (KUB-BLA) [16].

## I.5 Classification des drones

La classification des drones est un travail très difficile car il varie d'un pays à l'autre. Cependant, les drones aériens peuvent être classés selon trois critères, à savoir l'altitude de croisière, l'endurance en termes de temps de vol et leurs principales dimensions. Dans ce cas, le domaine de fonctionnement du drone peut être divisé en trois parties :

### I.5.1 Les drones à voilure fixe :

Les UAV de cette famille se composent d'une paire d'ailes qui assurent la portance (voir Figure I.15) et la propulsion est assurée par une ou plusieurs hélices. La collection comprend les catégories suivantes :

#### Les drones (HALE) :

Le drone stratégique HALE (Haute Altitude Longue Endurance) d'une portée de 1500 à 3000 km, d'une endurance de 24 à 36 heures et d'une altitude de vol de 15 000 à 2000m [17]. Une charge utile importante, des caméras (visibles et infrarouges) et divers radars. Pour les missions de reconnaissance stratégique à longue portée.

**Les drones (MALE) :**

Le drone MALE (Moyenne Altitude Longue Endurance) est une plateforme dotée de capteurs optiques et radar qui sont spécialisés dans la surveillance du sol [18]. Il utilise une charge utile pouvant atteindre 100kg, peut voler à une altitude de 5 000 à 15 000 mètres, et a une autonomie d'environ 30 heures.

**Les drones de combat UCAV :**

Un **drone de combat** (en anglais UCAV : Unmanned Combat Air Véhicule) est équipé de matériel d'observation et/ou d'armements divers. Il est programmé pour suivre un trajet et atteindre un objectif, mais conduit sa mission avec une grande autonomie, sans intervention humaine [19]. Il est équipé de systèmes d'armes ou de recueils de renseignements et destinés à accomplir des missions de reconnaissance, d'attaque et de tir, ils peuvent embarquer une charge utile létale.

**Les drones tactiques TUAV :**

Les drones tactiques à voilure tournante dans les engagements contemporains. Ils peuvent voler à une altitude de 200 à 5 000 mètres avec une autonomie d'une dizaine d'heures, ils se décomposent en deux catégories qui sont :

**Les micro-drones MAV :** Ils ont une taille inférieure à 15 cm, de quelques dizaines à quelques centaines de grammes, ils peuvent voler jusqu'à dizaine de kilomètres pendant une vingtaine de minutes et accomplir des tâches dont des drones plus gros sont incapables, ils sont généralement dotés d'hélices entraînées par des moteurs électriques [20].

**Les mini-drones MAV :** Ils ont une dimension de l'ordre d'un mètre et peuvent voler jusqu'à un plafond de 300 mètres avec une autonomie de quelques heures et une charge utile très légère [20].



**Figure I.15 :** Drones à voilure fixe

### I.5.2 Les drones à voilure tournante :

Cette famille de drones est caractérisée par le décollage et l'atterrissage vertical, capables de faire du vol stationnaire, à basse vitesse et à basse altitude donc n'ont pas besoin de piste de décollage ou d'atterrissage, ils utilisent un ou plusieurs rotors tel que présenté à la Figure I.16, ils peuvent réaliser des missions irréalisables par les véhicules à voilure fixe. Cette famille englobe plusieurs catégories :

- **Mono rotor** : se compose d'un rotor principal avec barre stabilisatrice qui permet la sustentation et la propulsion.
- **Birotors** : se composent de deux rotors tournant en sens opposés et à même vitesse qui permettent la sustentation, la translation.
- **Quadri rotors** : se compose d'une armature en croix symétrique avec un moteur à l'extrémité de chaque tige.
- **Convertibles** : sont des machines munies d'un mécanisme de basculement des rotors qui permet à la fois le vol stationnaire, le décollage et l'atterrissage vertical dans des zones restreintes et difficiles, le principal inconvénient de ces appareils c'est l'instabilité lors de la phase de transition entre le vol en mode avion et en mode hélicoptère [20].



Figure I.16 : Drones à voilure tournante

### I.5.3 Les drones à ailes battantes :

L'utilisation des ailes battantes pour un drone offre une multitude de possibilités de vols (battu, plané, quasi stationnaire) aux combinaisons de trajectoires multiples, que ne permettent pas les systèmes à voilure fixe ou à voilure tournante. Le vol à ailes battantes tel que présenté à la Figure I.17 renforce la furtivité du drone en permettant d'imiter le vol d'un oiseau ou d'un insecte

et de le confondre ainsi dans son allure et comportement. D'améliorer le système de propulsion, le mécanisme de mouvement des ailes et l'amélioration des capacités de vol. Ces améliorations passent notamment par l'ajout d'une assistance au pilotage, l'automatisation de séance de vol comme le vol en ligne droite, la capacité à varier la vitesse de vol, avec possibilité de vol quasi stationnaire, mais aussi une augmentation de la vitesse de ces drones [21].



Figure I.17 : Drones à ailes battantes [21].

## I.6 Domaine d'application des drones :

Avez-vous déjà imaginé que les armes militaires pourraient devenir des jouets pour les enfants, des outils pour les photographes ou des véhicules extrêmes pour les coureurs. Connus à l'origine pour un usage militaire, les drones sont aujourd'hui utilisés par des particuliers ou de grandes entreprises pour accomplir de multiples tâches. Aujourd'hui, les domaines d'application des drones sont illimités. Les technologies autrefois conçues pour la destruction sont maintenant utilisées au profit de l'humanité. Les drones sont devenus un œil dans le ciel, nous donnant une vue majoritaire descendante. Toute une industrie a émergé alors que les drones sont autorisés à des fins commerciales. C'est pourquoi la plupart des pays développés et en développement travaillent dur pour intégrer les drones dans leur espace aérien national [22]. Dans cette section, nous montrons les énormes utilisations des drones dans le monde par Organigramme puis on donne quelque exemple sur ces domaines dans la Figure I.18 :

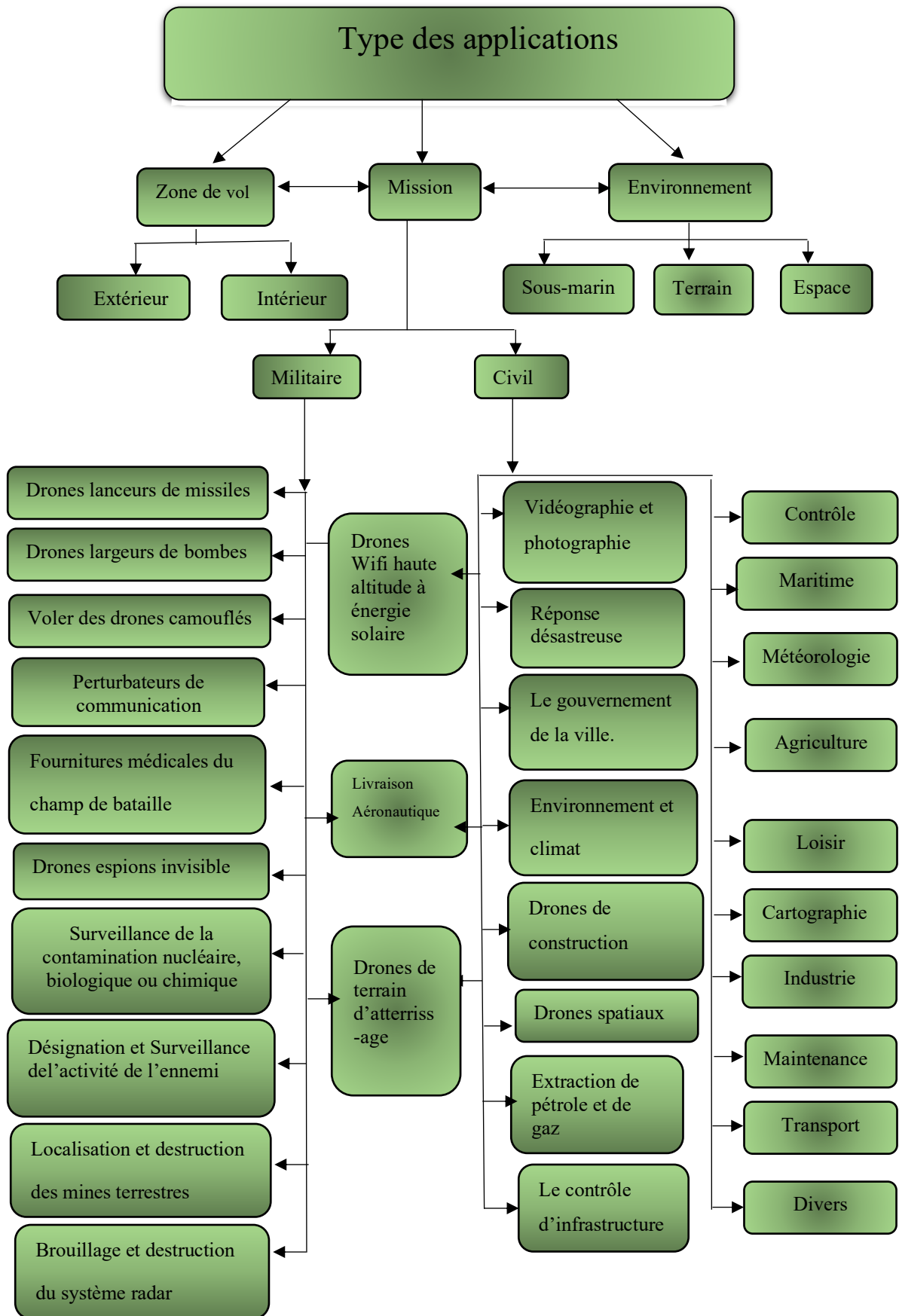


Figure I.18 : Organigramme des domaines d'application des drones [22].



### I.6.1 Drone militaire :

Le développement des drones s'accélère et suscite un intérêt croissant. Leur utilisation la plus connue et la plus controversée est celle des militaires. En effet, les missions qui leur sont dévolues sont très variées

- **Dans L'armée**

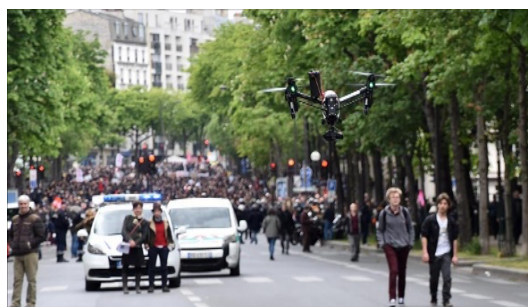
En Israël, les drones sont un outil quotidien de la gestion militaire des frontières : Un drone pulvérise des gaz lacrymogènes sur des manifestants palestiniens, un autre pénètre (voir Figure I.19) les positions du Hezbollah au Liban, un troisième attaque le Jihad islamique dans la bande de Gaza [23].



**Figure I.19 :** Un mini-drone tactique israélien tombé au Liban en 2017 [23].

### I.6.2 Dans La police :

La police est équipée de drones caméra ELSA et DJI pour filmer les manifestations (voir Figure I.20) et pouvoir lutter plus efficacement contre la violence urbaine, transformant ces appareils en caméras de surveillance volante [24].



**Figure I.20 :** Exemple d'utilisation des drones (Contrôle de foules) [24].



### I.6.3 Dans la marine

Selon la Marine nationale, le mini-drone Aliaca du patrouilleur de haute mer a subi "30 heures de vol expérimental pour caractériser les limites et le potentiel de leur utilisation opérationnelle" (voir Figure I.21). Et apparemment, elles sont actuellement satisfaisantes, notamment pour les missions de police des pêches [25].



Figure I.21: Drone de la Marine nationale française [25].

### I.6.4 Drone Civile

#### a) L'agriculture

L'agriculture vit une nouvelle mutation qui tend à prendre un virage numérique qui se caractérise par : l'informatique, les communications, la robotique, ou encore la collecte des données [26]. Aujourd'hui, l'agriculture se modernise pour répondre aux défis de son temps. Elle devient une agriculture de plus en plus connectée et utilise les drones pour cartographier, analyser et traiter les cultures. Il ne s'agit pas de simple application de nouvelles technologies, mais d'une révolution de l'information, (voir Figure I.22) qui peut aboutir à des systèmes de gestion agricole plus précis et plus efficaces [27].



Figure I.22 : Drone dans l'agriculture de précision [27].

**b) Cinématographie**

Ces dernières années, les drones pour filmer ont parcouru un long chemin avec des mécanismes améliorés et des caméras haute résolution. Les cinéastes amateurs et professionnels en ont pris note. Les drones sont devenus une partie intégrante de la réalisation de films (voir Figure I.23). Dans le passé, les cinéastes étaient obligés d'utiliser des hélicoptères, des tyroliennes ou même des grues pour obtenir cette prise de vue aérienne qui ajoute plus d'excitation dans un film. La qualité vidéo de ces petites caméras, attachées aux drones eux-mêmes, s'est considérablement améliorée au fil des ans [28].



**Figure I.23** : Drone à Hollywood [28].

**c) Transport et Logistique**

Les drones sont apparus récemment dans le domaine de la logistique, et de nombreuses entreprises s'y sont intéressées depuis plusieurs années. En ce moment, ils sont à l'honneur car nous traversons une période de croissance rapide du marché de cette technologie. Les sociétés de logistique les développent dans le but de les rendre opérationnels dans les prochaines années. Amazon s'est intéressé pour la première fois aux drones lorsqu'il a lancé son programme Prime Air en 2013. L'objectif du projet est de livrer des colis dans les 30 minutes suivant la commande à une adresse située à 16 kilomètres de l'entrepôt d'une multinationale. Au cours des dernières années, Amazon a effectué des vols d'essai à plusieurs endroits dans le monde pour faire fonctionner des drones dès que la loi le permet (voir Figure I.24). Au cours des prochaines années, les drones seront utilisés au quotidien comme les camions le sont aujourd'hui [29].



**Figure I.24** : Amazon Prime Air : première livraison réussie [29].

## I.7 Avantages et inconvénients des drones

Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> <li>• 100 % sans pollution</li> <li>• Simple et rapide à déployer : décollage en quelques minutes.</li> <li>• Il peut y avoir plusieurs points d'altitude en plusieurs heures (selon la distance).</li> <li>• Qualité d'enregistrement (minimum 4K), stabilité et grande fluidité</li> <li>• Proche du sujet à filmer ou photographe (plusieurs mètres ou moins)</li> <li>• Vitesse d'évolution proche de 50 km/h</li> <li>• Le sujet a une large gamme d'évolution en raison de son opérabilité et de sa réactivité</li> <li>• Survolez (ou revenez) très précisément sous le même angle avec le GPS.</li> <li>• Autonomie par vol – +/-30 minutes selon drone et conditions météorologiques et climatiques</li> <li>• Large choix de systèmes de prise de vue</li> <li>• DJI Mini 2 permet de survoler des personnes, des animaux et des bâtiments</li> <li>• Des domaines d'action qui changent selon le scénario</li> <li>• Accès à distance aux zones dangereuses ou infranchissables</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Les conditions météorologiques, et plus particulièrement le vent, doivent être dans les limites du drone pour garantir un bon résultat pour vos séquences.</li> <li>• La pluie, les drones n'aiment vraiment pas l'eau ! Par contre, ils supportent la neige, le froid et les très hautes altitudes (sous certaines conditions).</li> <li>• Pas de survol direct de personnes ou d'animaux avec des drones autres que le DJI Mini 2 (distance minimale de 3 m en mode lent pour les autres drones plus lourds).</li> <li>• Les vols de nuit sont limités en fonction des conditions et des machines. (Les vols de nuit sont définis comme ayant lieu 30 minutes avant ou après le lever ou le coucher du soleil.</li> <li>• le survol de grandes villes est soumis à des restrictions locales et aux autorisations nécessaires préalables. (Notamment à proximité des aéroports).</li> </ul>

Tableau I. 1: Avantages et inconvénients des drones [30].

## I.8 Règlementation sur l'utilisation des drones :

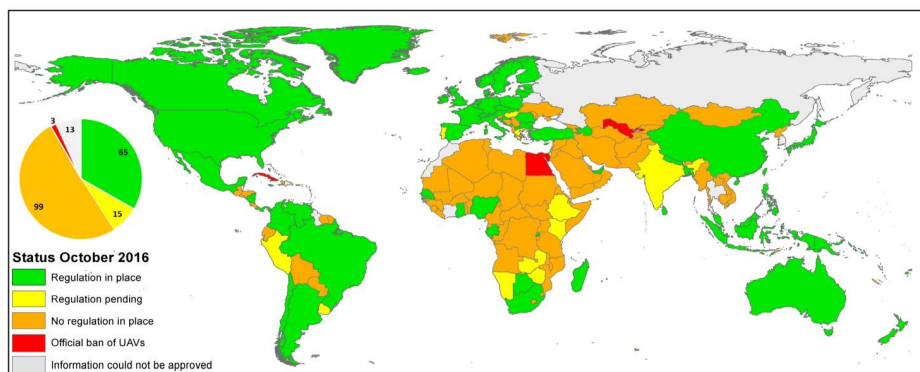
Les récentes améliorations technologiques et l'augmentation des capacités opérationnelles présentent certains défis pour les exploitants aériens et les autorités de l'aviation en termes de confidentialité, de protection des données et de sécurité publique. Afin de minimiser les risques d'accidents ou d'accidents causés par des drones, de plus en plus d'autorités nationales et internationales ont mis en place des dispositions légales. Ces réglementations ont un impact majeur sur la manière, le lieu et le moment de la collecte des données et sur la diffusion de la technologie dans les pays. En raison de l'émergence rapide de cette technologie, la législation et l'élaboration de politiques liées aux drones sont encore à la traîne par rapport à la technologie, et on peut s'attendre à une hétérogénéité et à des niveaux variables de mise en œuvre des réglementations nationales. Observé. Cela crée des obstacles importants à la R&D et à l'exploitation des opportunités de marché.

Les drones étant de nouveaux objets dans l'espace aérien, ils présentent un risque potentiel pour les autres usagers de l'espace aérien ainsi que pour les tiers au sol. Par conséquent, pour minimiser ce risque, de plus en plus de pays mettent en place des réglementations. Les résultats montrent que les réglementations sur les drones sont liées par la législation nationale et se concentrent sur trois domaines clés :

- ✈ Limiter l'utilisation de l'espace aérien par les drones car ils représentent un grave danger pour les aéronefs pilotés.
- ✈ Définissez des restrictions opérationnelles pour assurer des vols corrects.
- ✈ Procédures administratives de traitement des autorisations de vol, des licences de pilote et des autorisations de collecte de données.

Des avis sur les réglementations en vigueur ont été trouvés dans 15 pays (voir Figure I.24). À cet égard, certains pays, comme le Kenya, ont publié des versions provisoires. À Cuba, en Égypte et en Ouzbékistan, les drones sont officiellement interdits, donc la plateforme est interdite. Dans 13 cas, les informations contenues dans la liste préétablie n'ont pas pu être vérifiées et aucun document n'a été trouvé pour prouver l'existence d'une réglementation particulière [31]. Carte du monde Le programme complet est disponible sur Google My Maps. Une application pour

smartphone contenant les mêmes données a également été publiée et peut être trouvée sur Android et iOS.



**Figure I.25 :** Aperçu global de l'état actuel de la réglementation des véhicules aériens sans pilote avec une résolution au niveau du pays (statut : octobre 2016) [31].

### 1.8.1 La législation drone européenne appliquée en 2022

Les règlements 2019/947 et 2019/945 de la législation drone européenne sont en vigueur. Ils ne catégorisent plus les utilisateurs via leur statut (particulier ou professionnel) mais via une approche sur les risques encourus de la pratique d'un drone. Pour cela, les règlements se basent sur le poids du drone, ses spécifications et l'intention avec laquelle on compte l'utiliser. On retrouve ainsi les trois grandes catégories : Ouverte, Spécifique et Certifiée et leurs sous-catégories.

### 1.8.2 La balise d'identification à distance

Il vous faut ajouter une balise électronique d'identification à distance sur votre drone si celui-ci dépasse les 800 grammes. Cet élément permet de rendre votre drone identifiable à distance par les autorités. Ces balises émettent des informations capitales : numéro de série de la balise, les coordonnées GPS du drone et du point de décollage, la vitesse du drone et la direction qu'il prend. La balise peut être amovible ou interne au drone. Cette spécificité est appliquée depuis le 29 Juin 2020 et rien ne change de ce côté-là en 2022 [32].

## I.9 État de l'art des Quadrotor

### I.9.1 Définition

Quadrotor, aussi appelé hélicoptère quadrirotor ou bien Quadcoptère, est un drone multi-rotor qui est soulevé et propulsé par quatre moteurs. Les quadrirotors sont beaucoup plus faciles à construire et à entretenir tout en produisant des maniabilités dans l'espace 3D, Les quadcoptère sont classés en giravions, par opposition aux drones à voilure fixe, car leur portance est générée par un ensemble de rotors [33].

Le quadrirotor se compose de quatre actionneurs, qui sont généralement espacés de  $90^\circ$ . Un quadrirotor a une stabilité considérable en vol stationnaire, avec un rapport poussé / poids plus élevé. Ils sont sûrs pour le vol intérieur et extérieur, sont mécaniquement plus faciles à comprendre et à développer, et ont été développés avec succès dans de nombreuses tailles différentes. Par conséquent, ils sont plus largement utilisés que tout autre type, c'est pourquoi ils sont largement étudiés. Les quadricoptères utilisent généralement deux paires identiques d'hélices à pas fixe, deux dans le sens horaire (CW) et deux dans le sens antihoraire (CCW). En faisant varier la vitesse de chaque rotor, il est possible de générer spécifiquement la poussée totale souhaitée, de localiser les centres de poussée latéralement et longitudinalement, et de générer le couple total ou la force de rotation souhaité [34].

### I.9.2 Historique

Breguet a fabriqué le premier quadrirotor en 1907. Pour la première fois, il a proposé la solution qui utilise quatre rotors pour fournir de la puissance afin de compenser le moment d'inertie d'un engin. Cependant, il n'a pas été largement appliqué en raison de sa commande difficile, de sa structure mécanique complexe et de sa grande taille. Ainsi, les multi rotors, en particulier les quadrotors, deviennent un point chaud de la recherche. Au Japon, le petit quadrotor, Kenyence Gyrosaucer, est apparu sur le marché comme un jouet au début du 21ème siècle.

En août 2013, l'équipe de développeurs PX4 et 3D Robotics ont développé le matériel de pilote automatique open source Pixhawk, qui a augmenté la fiabilité de l'engin. Il existe également une forte demande de drones dans le domaine de l'IoT, comme dans le domaine de l'informatique de périphérie et du calcul du brouillard, le domaine de la communication et de nombreux autres domaines. L'installation d'un drone ou de collections de drones est devenue une réalité pour des applications dans de nombreux domaines [35].

### I.9.3 Projets importants sur les quadrotors

Les entreprises productrices recherchent d'équiper les quadcoptères de plus de capteurs, d'intelligence et abordé des problèmes de conception et de commande pour atteindre une certaine autonomie. Nous allons maintenant décrire les travaux sur divers projets importants qui ont eu lieu dans la modélisation et le contrôle de quadrirotor.

- **Le projet Mesicopter (1999-2001)**

Le Mesicopter, appelé également « Meso-Scale » (voir Figure I.26) est un nano quadrotor électrique de 1.5 centimètre d'envergure, Ce quadrotor est capable de voler en portant sa propre alimentation fournit par des batteries miniatures et porte des capteurs dédiés à la recherche atmosphérique ou l'exploration planétaire. Le but était de concevoir un quadrotor électrique de 40g et 1.5cm d'envergure capable de voler soit en portant sa propre alimentation ou avec une alimentation externe [36].

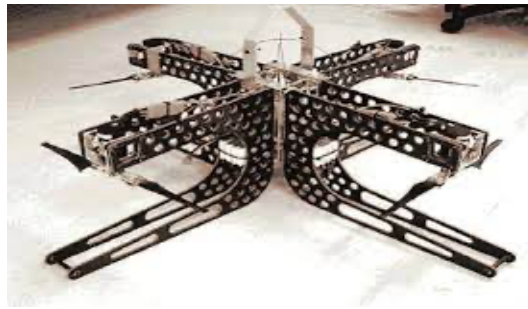


**Figure I.26 :** Mesicopter [36].

- **Le projet X4-flyer MARK (2002)**

Le projet MARK (voir Figure I.27) est dirigé par Pounds et Manhony à l'université nationale d'Australie. Ce projet consiste en la conception d'un quadrotor de 4kg de masse et peut transporter une charge utile de 1 kg. Les objectifs principaux du projet étaient, premièrement, de générer suffisamment de force de portance, à l'aide du groupe de propulsion, pour soulever l'appareil et, deuxièmement, de stabiliser celui-ci en vol [37]. Un contrôleur proportionnel intégral dérivé a été proposé pour contrôler l'attitude dans des conditions près du vol stationnaire [38]. Ils ont obtenu des bons résultats en régime stationnaire ou quasi stationnaire. Le projet est toujours actif comme en fait foi la conception de leur 3e prototype, le MARK III.





**Figure I.27 :** X-4 Flyer Mark II [36].

- **Le projet OS4 (2003-2007)**

Le projet OS4 (voir Figure I.28) est réalisé par Bouabdallah au laboratoire des Systèmes Autonomes de l'école poly-technique fédérale de Lausanne de Suisse. Ce projet présente la méthodologie de conception d'un quadrotor capable de voler dans un environnement encombré avec une pleine autonomie, en utilisant les informations provenant du poids total voulu, de la poussée générée par les moteurs ainsi que la capacité de la batterie [39]. Ce projet se concentre exclusivement sur le contrôle du quadrotor à l'intérieur, dans un environnement contrôlé et à basse vitesse ce qui permet de négliger les effets aéronautiques au niveau du modèle [37].



**Figure I.28 :** version finale du OS4 [36].

- **Le projet STARMAC (2004-2012)**

Le STARMAC (voir Figure I.29) est un projet qui étudie la commande multi-agents, dirigé par M.Hoffmann à l'université de Stanford d'Aéronautique et d'Astronautique, USA [36]. Les premiers travaux de l'équipe STARMAC portent principalement sur la modélisation et la conception du quadrotor. Cependant, les auteurs indiquent que les contrôleurs ne sont fonctionnels que dans des conditions où les effets aérodynamiques sont négligeables [37].





**Figure I.29** : STARMAC [36].

### **Les nouveaux projets de quadrotor développer en 2022 :**

Aussi bien les conflits récents que les développements technologiques envisagés par nos partenaires montrent qu'il s'agit d'une capacité d'avenir à ne pas négliger si nous souhaitons que nos armées puissent tenir leurs rangs dans les guerres futures », avait ainsi justifié le sénateur Cédric Perrin, avant d'expliquer que ces drones « sacrificiels » pourraient notamment être « utilisés, à la place ou en compléments des moyens aériens classiques pour pénétrer les défenses aériennes de plus en plus robustes ». D'où les deux appels à projets que vient de publier l'Agence de l'innovation de Défense, qui, au passage, préfère parler de drones dotés de « charges opérationnelles actives permettant une capacité de neutralisation de cibles ». Appelé « LARINAE », le premier appel à projets concerne la mise au point d'un système à bas coût ayant une capacité de « neutralisation de cibles à longue élongation », soit au-delà de 50 km de son point de départ. Le second, baptisé COLIBRI, vise à développer un appareil du même genre, pour viser des objectifs situés à seulement cinq kilomètres de distance. Ces drones devront permettre de neutraliser au moins un véhicule léger avec une précision métrique. Les projets COLIBRI et LARINAE visent avant tout à préparer « plusieurs opérations d'armement dans le domaine des drones de contact et des drones tactiques », indique par ailleurs l'AID, qui attend des propositions d'ici le 6 juillet prochain et espère procéder à des démonstrations en 2024 [40].

**I.10 Conclusion :**

Dans Ce chapitre nous donné un aperçu des différentes sortes de drones, de leur historique depuis leurs apparitions, de leurs différents types, de leurs apparences, de leurs avantages et des domaines de leurs utilisation. Nous décrivons également les drones quadrotor. Dans le chapitre suivant, nous essaierons de construire un modèle dynamique qui décrit le mouvement de quadrotor et de synthétiser une loi pour le commander.

# *Chapitre 2*



---

*Modélisation Dynamique*

*Du Quadrotor*

## II.1. Introduction

Ce chapitre est consacré à un aperçu des méthodologies théoriques qui sont devenues des outils mathématiques fondamentaux pour développer les concepts présentés dans les chapitres suivants. La dérivation de modèles dynamiques représente une étape clé dans l'analyse des corps rigides, de leur mouvement et de la conception de stratégies de contrôle. L'étude de la relation entre mouvement et force est particulièrement importante, et la dynamique du système à étudier doit être comprise avant la conception de la loi de commande. Tout d'abord, nous introduisons une description générale du quadcoptère et ses mouvements. Pour la seconde fois, nous continuerons à identifier et représenter les effets sur le quadrirotor dans des benchmarks appropriés. A la fin de ce chapitre, nous utiliserons les équations mécaniques des corps rigides pour modéliser la dynamique selon la forme Newton-Eulérienne.

## II.2. Description générale du quadrirotor

Le quadrotor est un système hautement non linéaire et couplé [41]. Un système à six degrés de liberté, multi-entrées-multi-sorties et sous-actionné. Il est contrôlé en faisant varier les forces de poussée de chaque rotor et en équilibrant le couple de traînée. Un quadrirotor possède deux ensembles d'hélices contrarotatives, neutralisant ainsi la traînée aérodynamique effective [33]. Un quadrirotor, tel qu'illustré à la Figure II.1 est un drone à voilure tournante, composé de quatre rotors situés aux extrémités d'une structure transversale. En faisant varier les vitesses de chaque rotor, le vol du quadrirotor est contrôlé. L'attitude du quadrirotor est contrôlée en faisant varier la vitesse de rotation de chaque moteur. La paire de rotor avant (F1) et de rotor arrière (F3) tourne dans le sens des aiguilles d'une montre, tandis que la paire de rotor droit (F2) et de rotor gauche (F4) tourne dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. Cette configuration est conçue pour équilibrer la traînée créée par chacune des paires de rotors en rotation [42].

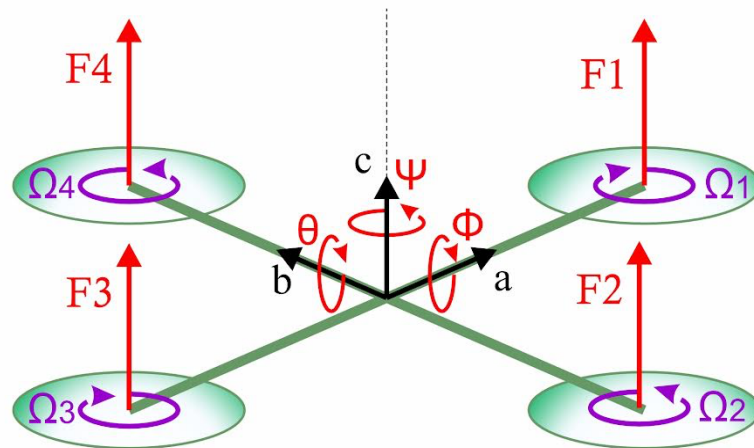


Figure II.1 : Structure générale du Quadrotor

Ces quatre rotors sont généralement composés d'un moteur à courant continu et une hélice (Figure II.2) pour chacun d'eux et placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de commande est habituellement placée au centre de la croix. Il est nécessaire que les hélices opposées tournent dans un sens, et les deux autres tournent dans le sens inverse afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même.

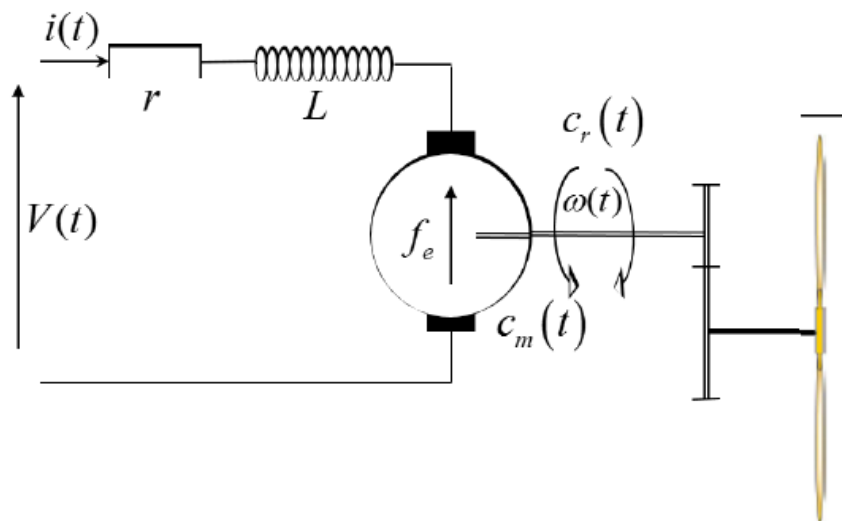


Figure II.2 : Schéma synoptique d'un rotor

## II.3 Les mouvements du Quadrotor

Le quadrirotor lévite et aucune force ou couple n'est transféré de sa position. Un quadricoptère a 6 DDL, mais seulement 4 hélices, vous ne pouvez donc pas atteindre le point de consigne souhaité pour tous les 6 DDL, seulement 4 au maximum. Cependant, en raison de sa structure, il est très facile de choisir les quatre variables les plus contrôlables et de les séparer pour faciliter la tâche de contrôle. Les quatre cibles quadrotor sont donc liées aux mouvements de base qui permettent à l'hélicoptère d'atteindre certaines altitudes et attitudes. Voici les descriptions de ces mouvements de base :

### II.3.1 Mouvement vertical

Ce contrôle est obtenu en augmentant (ou en diminuant) toutes les vitesses d'hélice de la même quantité. Il crée une force verticale contre le cadre de carrosserie fixe pour soulever et abaisser le rotor quadruple. Lorsque l'hélicoptère est en position horizontale, l'orientation verticale du référentiel inertiel et l'orientation verticale du référentiel fixe sont confondues. Sinon, la poussée fournie crée à la fois une accélération verticale et horizontale dans le système de coordonnées inertiel [43]. Le mouvement verticale (voir Figure II.3) correspond à la montée/descente appelé aussi mouvement ascendant/descendant du Quadrotor, et est obtenu en faisant varier la vitesse de rotation du moteur, produisant ainsi une poussée. Si ce dernier est supérieur au poids du quadrirotor, le mouvement sera vers le haut, s'il est inférieur au poids, le mouvement sera vers le bas. La portance produite par chaque rotor doit être identique, de sorte que les couples produits par une paire de rotors sur le même axe s'annulent.

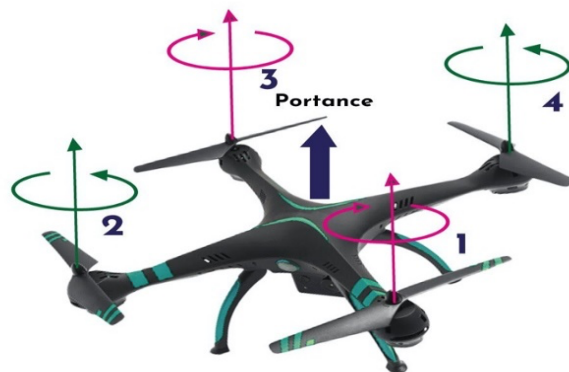


Figure II. 3 : Mouvement vertical

### II.3.2 Mouvement de roulis

Ce Mouvement est obtenu en augmentant (ou en diminuant) la vitesse de l'hélice gauche et en diminuant (ou en augmentant) la vitesse de la droite. Cela produit un couple autour de l'axe des  $x$ . Faites tourner le quadricoptère. La poussée verticale totale est la même que pendant le vol stationnaire, donc cette commande (en première approximation) n'entraîne qu'une accélération en roulis [43]. Dans la Figure II.4. Le mouvement de rotation autour de l'axe ( $x$ ) est obtenu en appliquant une poussée différentielle entre les rotors droit (2) et gauche (4) tout en maintenant les rotors avant (1) et arrière (3) à vitesse constante. Un couple est généré qui contient Ce mouvement est couplé à un mouvement de translation le long de l'axe ( $y$ ).

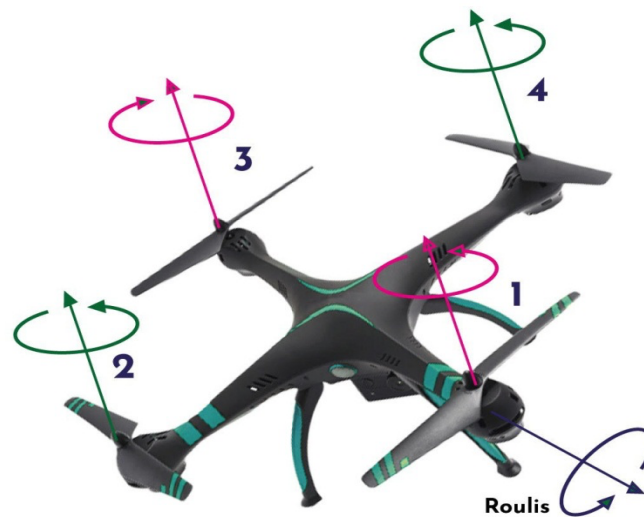


Figure II. 4 : Mouvement de roulis

### II.3.3 Mouvement de tangage

Ce Mouvement est très similaire au roulis et est fournie en augmentant (ou en diminuant) la vitesse de l'hélice arrière et en diminuant (ou en augmentant) la vitesse avant. Cela crée un couple autour de l'axe  $y$  et fait tourner le quadricoptère. La poussée verticale globale est la même qu'en vol stationnaire, donc cette commande ne donne que l'accélération angulaire en tangage (première approximation) [43]. De même dans la Figure II.5, tout en maintenant constante la vitesse des rotors droit (2) et gauche (4), en donnant une différence de poussée aux rotors avant (1) et arrière (3), un couple est généré autour de l'axe ( $y$ ). Et qui va impliquer un mouvement de tangage. Ce mouvement est couplé à un mouvement de translation selon l'axe ( $x$ ).

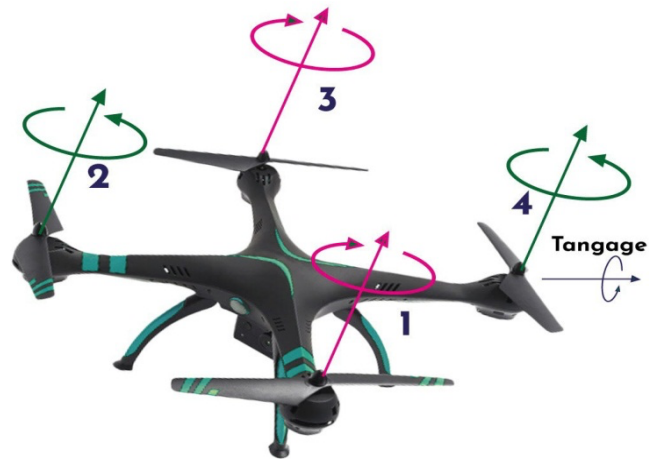


Figure II. 5 : Mouvement de tangage

### II.3.4 Mouvement de lacet

Ce mouvement se contrôle pour obtenu en augmentant (ou en diminuant) la vitesse des hélices avant et arrière et en diminuant (ou en augmentant) le couple à gauche et à droite. Cela crée un couple autour de l'axe  $z$  qui fait tourner le quadcoptère. Les hélices gauche et droite tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et les hélices avant et arrière tournent dans le sens inverse des aiguilles d'une montre pour produire un mouvement de lacet [43]. Le mouvement de lacet (voir Figure II.6) est défini par la somme des contre-couples produits par les quatre rotors. Ce mouvement sert à faire tourner le Quadrotor sur lui-même. Ceci est obtenu en appliquant une différence de vitesse entre les rotors 1,3 et 2,4 tout en gardant la poussée résultante constante (l'augmentation de portance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution dans l'autre paire).



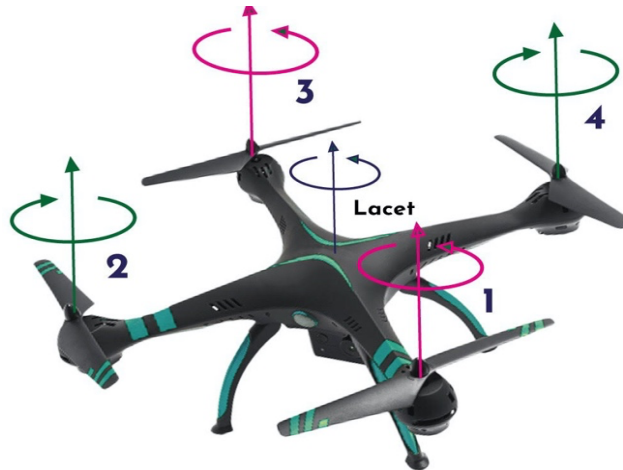


Figure II.6 : Mouvement de lacet

### II.3.5 Mouvement de translation

Ce mouvement également appelé mouvement longitudinal ou latéral, il est obtenu en appliquant un mouvement de roulis ou de tangage pour augmenter la poussée produite et maintenir la composante (z) de la poussée égale en importance à la gravité (voir Figure II.7).

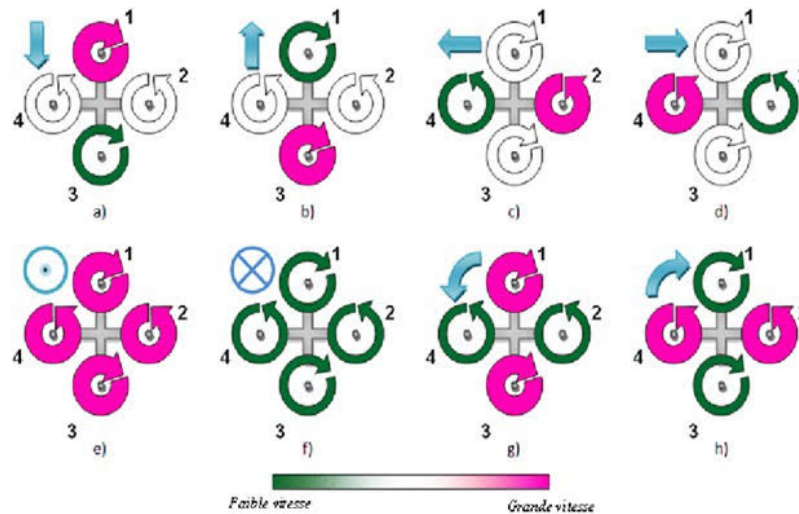


Figure II.7 : Illustration des mouvements

## II.4 Modélisation dynamique du Quadrotor

### II.4.1 Repères définies

Un quadricoptère est un véhicule qui peut se déplacer librement dans l'espace, car il s'agit d'un système à six degrés de liberté. Afin de développer un modèle pour un quadcoptère [44] et avant d'entrer dans les équations de la cinématique et de la dynamique du quadrirotor, il est nécessaire de préciser les repères et référentiels adoptés, ainsi que la manière dont s'effectuent les transformations entre les différents repères [42]. Dans une station de base observée comme un point stationnaire à la surface de la Terre, un système de coordonnées inertiel (repère terrestre,  $RE$ ) est défini. Il se compose d'un axe longitudinal ( $X$ ), d'un axe latéral ( $Y$ ) et d'un axe vertical ( $Z$ ) dont la direction positive est définie vers le haut à partir du niveau du sol. En termes de planification de vol (waypoints ou trajectoire),  $RE$  est un référentiel. Ce qui suit est le système de coordonnées de l'aéronef (cadre de carrosserie,  $RB$ ) qui est fixé au corps mobile du drone quadrotor. On suppose que l'origine  $RB$  coïncide avec le centre de gravité  $G$ , et que les axes ( $XB, YB$  et  $ZB$ ) coïncident avec les axes principaux d'inertie du quadrirotor. Les équations du mouvement sont décrites dans la  $RB$  puisque la matrice d'inertie est invariante dans le temps. Les forces et couples de propulsion (commande) sont également définis par rapport au  $RB$  [45]. Alors Nous utilisons deux repères pour décrire le mouvement du quadrirotor (voir la Figure II.8):

- Repère fixe  $RE$  : C'est un repère terrestre supposé plate et immobile, appelé aussi le repère inertiel, il est noté  $(O, X, Y, Z)$ .
- Repère mobile  $RB$  : C'est un repère lié au corps du quadrirotor dont l'origine coïncide avec le centre de gravité  $G$  du quadrirotor, supposé indéformable, Il est noté  $(OB, XB, YB, ZB)$ .

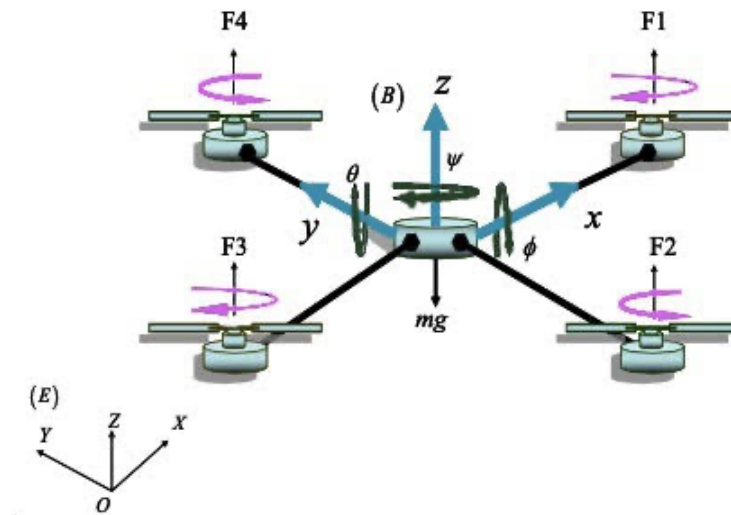


Figure II. 8 : Configuration du Quadrotor

## II.4.2 Paramètres descriptifs

- $m$  : la masse totale du Quadrotor.
- $\xi$  : le vecteur de position du centre de gravité du Quadrotor :  $(x, y, z)^T$ .
- $\dot{\xi} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$  : Vecteur des vitesses linéaires du quadrirotor par rapport au repère inertiel.
- $\ddot{\xi} = [\ddot{x} \ \ddot{y} \ \ddot{z}]^T$  : Vecteur des accélérations linéaires du quadrirotor par rapport au repère inertiel.
- $\Omega$  : la vitesse angulaire exprimée dans le repère lié au Quadrotor.
- $T_{EB}$  : la matrice de transformation homogène ou matrice de passage du repère Mobile au repère terrestre locale supposé inertiel.
- $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$  Représentent les composantes de la vitesse du vent selon les axes  $(x, y, z)$  respectivement.
- $V_E$  : la vitesse linéaire du Quadrotor exprimé dans  $R_E$ .
- $V_B$  : la vitesse linéaire du Quadrotor exprimé dans  $R_B$ .
- $F(g, t, f)$  : les forces agissantes sur le Quadrotor.
- $M(f, g, a)$  : les moments aérodynamiques.
- $S(\Omega)$  : la matrice antisymétrique définie à partir de  $\Omega$  tel que :

$$S(\Omega) = \begin{pmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{pmatrix} \quad (\text{II.1})$$

### II.4.3 Modèle mathématique selon le formalisme de Newton-Euler

La commande des systèmes dynamiques se base essentiellement sur la modélisation, l'identification et l'analyse des phénomènes physiques opérants sur le système en question [46]. La formalisme Newton-Euler est une conservation du moment linéaire et du moment cinétique appliqués à un corps rigide est en effet la base sur laquelle la formulation peut être dérivée [47]. Cette modélisation est une tâche délicate car la dynamique du système est fortement non linéaire et totalement couplée. Pour une meilleure compréhension, voici différentes hypothèses de travail du modèle dynamique développé :

- Un quadricoptère est probablement une structure rigide symétrique.
- Les hélices sont supposées être des corps rigides.
- La poussée et la traînée sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation du rotor.
- Le centre de masse du quadricoptère et l'origine du RB de référence sont alignés.

Ces hypothèses nous permettent de décrire la dynamique du corps rigide et les forces aérodynamiques provoquées par la rotation du rotor. Les équations dynamiques du quadrotor sont écrites sous la forme suivante basée sur les équations de Newton-Euler comme [48] [49] [50] [51] [52] [53] :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\xi} = T_{EB} V_B = V_E \\ m \cdot \ddot{\xi} = F_g + F_t + F_f \\ \dot{T}_{EB} = T_{EB} S(\Omega) \\ J \dot{\Omega} = -\Omega \wedge J \Omega + M_f - M_g - M_a \end{array} \right. \quad (\text{II.2})$$

Avec :

$$V_E = \sqrt{(\dot{x} - \omega_x)^2 + (\dot{y} - \omega_y)^2 + (\dot{z} - \omega_z)^2}$$

### II.4.3.1 Matrice d'inertie diagonale (J) :

La matrice d'inertie du quadcoptère est une matrice diagonale et symétrique, ses éléments diagonaux sont représentés les moments d'inertie de masse autour des axes principaux du châssis. [50] écrit sous forme suivant :

$$J \in R^{3 \times 3} \quad J = \begin{pmatrix} I_X & 0 & 0 \\ 0 & I_Y & 0 \\ 0 & 0 & I_Z \end{pmatrix} \quad (II.3)$$

### II.4.3.2 Matrice de rotation :

La matrice de rotation est une matrice de transformation homogène reliant le repère lie à la terre au repère inertie.

La distance entre le repère terrestre  $RE$  et le repère mobile  $RB$  décrit la position absolue du centre de masse du quadrirotor  $\xi = [x \ y \ z]^T$ . La rotation  $T_{EB}$  du châssis du corps au châssis de la terre décrit l'orientation du quadrirotor. L'orientation entre les références peut être donnée par une matrice de rotation orthogonale, le paramétrage de la matrice de rotation par des angles d'Euler est souvent utilisé dans les applications robotiques. L'orientation du quadrirotor est décrite à l'aide des angles de roulis, de tangage et de lacet ( $\varphi$  ;  $\theta$  et  $\psi$ ) représentant les rotations autour des axes  $X, Y$  et  $Z$  respectivement. Pour trouver les éléments de la matrice de rotation  $T_{EB}$ , on utilise les angles d'Euler (voir la Figure II.9) :

➤ Angle de roulis  $\varphi$  tel que  $-\pi/2 < \varphi < \pi/2$

➤ Angle de tangage  $\theta$  tel que  $-\pi/2 < \theta < \pi/2$

➤ angle de lacet  $\psi$  tel que  $-\pi < \psi < \pi$

$$\text{La rotation autour de l'axe X } T_{EB}(x, \varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\varphi & -s\varphi \\ 0 & s\varphi & c\varphi \end{pmatrix}$$

$$\text{La rotation autour de l'axe y } T_{EB}(y, \theta) = \begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix}$$

La rotation autour de l'axe Z  $T_{EB}(z, \psi) = \begin{pmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$

La formule de la matrice de transformation homogène est exprimée comme suit ( tel que « s » et « c » représente les fonctions trigonométriques Sinus et Cosinus respectivement) :

$$T_{EB} = Rot_z(\psi) \times Rot_y(\theta) \times Rot_x(\varphi)$$

$$T_{EB} = \begin{pmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\varphi & -s\varphi \\ 0 & s\varphi & c\varphi \end{pmatrix}$$

$$T_{EB} = \begin{pmatrix} c\psi c\theta & s\varphi s\theta c\psi - s\psi c\theta & c\varphi s\theta c\psi + s\psi s\theta \\ s\psi c\theta & s\varphi s\theta s\psi + s\psi c\theta & c\varphi s\theta s\psi - c\psi s\theta \\ -s\theta & s\varphi c\theta & c\varphi c\theta \end{pmatrix} \quad (II.4)$$

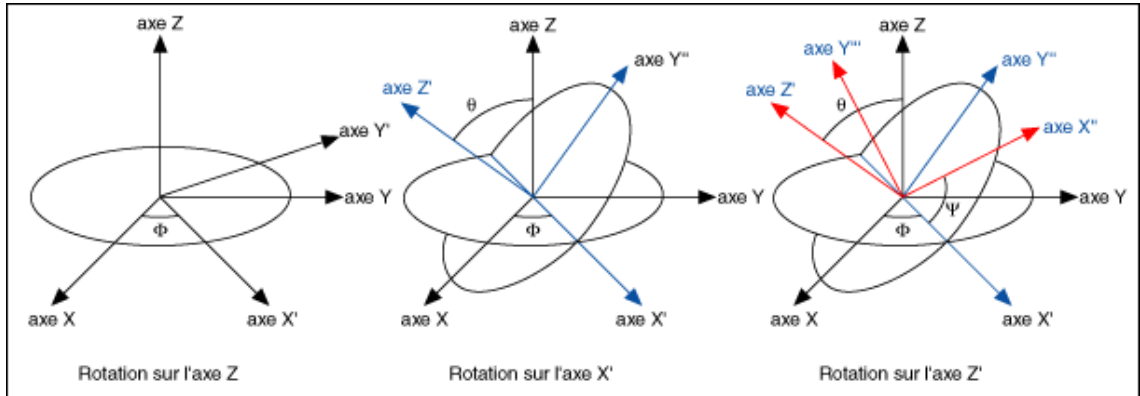


Figure II. 9 : Angles d'Euler [48].

### II.4.3.3 Vitesses angulaires

Dans le repère mobile  $RB$ : la vitesse de rotation est décrite par les ratios de roulis, tangage et lacet  $(p, q, r)$  respectivement. Dans le repère terrestre local supposé inertiel  $RE$  : le mouvement de rotation du Quadrotor est décrit par les variables  $(\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$  La relation entre les deux ensembles de variables peut être montrée comme suit :

$$\Omega = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + Rot_x^T(\varphi) \times \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} + Rot_x^T(\varphi) \times Rot_y^T(\theta) \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad (II.5)$$

Si un solide tourne à vitesse constante, sa vitesse angulaire  $\Omega$  est constante, par contre, les variations des angles d'Euler seront variables car elles dépendent des angles instantanés entre les axes des deux amers. La séquence des angles d'Euler est obtenue à partir de trois rotations consécutives : roulis, tangage et lacet. Qui donnent :

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\varphi & s\varphi c\theta \\ 0 & -s\varphi & c\varphi c\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad (II.6)$$

Et inversement :

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & s\varphi t g\theta & s\varphi t g\theta \\ 0 & c\varphi & -s\varphi \\ 0 & \frac{s\varphi}{c\theta} & \frac{c\varphi}{c\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (II.7)$$

#### II.4.4 Les effets aérodynamiques agissants sur le quad-copter

Une fois le drone est en mouvement, sa dynamique est soumise à certaines forces et moments :

##### II.4.4.1 Les forces :

Les forces agissantes sur le Quadrotor sont :

- **Le poids (La force de pesanteur) :**

Cette force est due à la masse de l'objet. Elle est toujours perpendiculaire à la surface de la terre. Elle est donnée dans le référentiel inertiel par :

$$F_g = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -p \end{pmatrix} \quad (II.8)$$

Et  $P = mg$ , avec  $g$  : la gravité.

- **La force de poussé :**

Ces forces sont causées par la rotation des moteurs, sont perpendiculaires ou bien orthogonales sur le plan de l'hélice et sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation du moteur.

$$F_f = T_{EB} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^4 F_i \end{pmatrix} \quad (II.9)$$

$$F_f = \begin{pmatrix} c\varphi s\theta c\psi + s\psi s\varphi \\ c\varphi s\theta s\psi - c\psi s\varphi \\ c\varphi c\theta \end{pmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i \quad (II.10)$$

Tel que :

$$F_i = C_L \omega_i^2 \quad (II.11)$$

Avec :  $C_L$  représente le coefficient de portance et  $\omega_i$  la vitesse de rotation du rotor  $i$ .

- **La force de traînée :**

La force de traînée est le couplage entre les forces de frottement compressives et visqueuses. Dans ce cas, deux forces de traînée agissent sur le système.

➤ La traînée dans les hélices: agissant sur les pales, proportionnelle au carré de la densité de l'air, de la forme des pales et de la vitesse de rotation de l'hélice. Elle est donnée par la relation suivante :

$$T_h = d\omega_i^2$$

Avec :  $d$  est le coefficient de drag qui dépend de la fabrication de l'hélice.

➤ La traînée selon les axes  $(x, y, z)$ : elle est due au mouvement du Quadrotor et sa résultante selon les axes  $x, y$  et  $z$  est:

$$F_t = K_{ft}v \quad (II.12)$$

$$F_t = \begin{pmatrix} k_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & k_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & k_{ftz} \end{pmatrix} \quad (II.13)$$

Avec :  $(K_{ftx}, K_{fity}, K_{ftz})$  sont les coefficients des forces de traînées selon les trois

Axes  $(x, y, z)$  respectivement et  $v = \dot{\xi}$  la vitesse linéaire.



#### II.4.4.2 Les moments :

Les différents moments agissants sur le Quadrotor sont dus aux forces de poussée et de trainée et aux effets gyroscopiques.

- **Moments dus aux forces de poussée :**

– La rotation autour de l'axe x : La différence entre les forces de portances des rotors 2 et 4 va créer un moment qui impliquera une rotation autour de l'axe x, ce dernier est donné par la relation suivante :

$$M_{fx} = d(F_4 - F_2) = dC_L(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (II.14)$$

– La rotation autour de l'axe y : La différence entre les forces de portances des rotors 1 et 3 va créer un moment qui impliquera une rotation autour de l'axe y, ce dernier est donné par la relation suivante :

$$M_{fy} = d(F_3 - F_1) = dC_L(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (II.15)$$

- **Moments dus aux forces de trainée**

La rotation autour de l'axe z : Les couples de trainée dans chaque hélice vont provoquer un couple réactif qui impliquera une rotation autour de l'axe z, ce moment est donné par :

$$M_{fz} = C_D (F_1 - F_2 + F_3 - F_4) = C_D (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (II.16)$$

Avec :  $C_D$  est le coefficient de trainée et  $d$  la distance entre le centre de masse du

Quadrotor et l'axe de rotation.

Donc :

$$M_f = \begin{pmatrix} M_{fx} \\ M_{fy} \\ M_{fz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} d(F_4 - F_2) \\ d(F_3 - F_1) \\ C_D(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \end{pmatrix} \quad (II.17)$$

- **Le moment des frottements aérodynamiques :**

Ils sont produits par les forces de traînée et de poussée créée par la rotation des quatre hélices.

$$M_a = K_{fa}\Omega^2 = \begin{pmatrix} k_{fax} & 0 & 0 \\ 0 & k_{fay} & 0 \\ 0 & 0 & k_{faz} \end{pmatrix} \Omega^2 \quad (II.18)$$

Avec :  $(K_{fax}, K_{fay}, K_{faz})$  sont les coefficients de frottement aérodynamique selon les axes  $(x, y, z)$  respectivement.

- **Moment gyroscopique des hélices :**

Le moment gyroscopique du rotor est un effet physique dans lequel les couples ou moments gyroscopiques tentent d'aligner l'axe de rotation du rotor avec l'axe z inertiel [53]. En plus il se définit comme la difficulté de modifier l'orientation du plan de rotation d'une masse tournante et il est donné par la relation suivante :

$$M_g = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ (-1)^{i+1} \omega_i \end{pmatrix} \quad (II.19)$$

D'où  $J_r$  est l'inertie des rotors.

## II.5 Équation de la dynamique de guidage

Par application de la seconde loi de Newton dans le repère terrestre locale supposé inertiel  $RE$  on obtient :

on a:

$$m \cdot \dot{\xi} = F_g + F_t + F_f \quad (II.20)$$

En remplaçant chaque force de sa expression on obtient :

$$m \begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} k_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & k_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & k_{ftz} \end{pmatrix} \dot{\xi} + T_{EB} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^4 F_i \end{pmatrix} \quad (II.21)$$

D'où :

$$m \begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} k_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & k_{fty} & 0 \\ 0 & 0 & k_{ftz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} c\varphi s\theta c\psi + s\psi s\varphi \\ c\varphi s\theta s\psi - c\psi s\varphi \\ c\varphi c\theta \end{pmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i \quad (II.22)$$

On obtient donc :

$$\begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{k_{ftx}}{m} \dot{x} \\ -\frac{k_{fty}}{m} \dot{y} \\ -\frac{k_{ftz}}{m} \dot{z} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{c\varphi s\theta c\psi + s\psi s\varphi}{m} \\ \frac{c\varphi s\theta s\psi - c\psi s\varphi}{m} \\ \frac{c\varphi c\theta}{m} \end{pmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i \quad (II.23)$$

## II.6 Équation de la dynamique d'attitude

Par application du principe fondamentale de la dynamique (II.2) on obtient : on a :

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_g - M_a \quad (II.24)$$

En remplaçant chaque moment de son expression on obtient :

$$\begin{pmatrix} I_X & 0 & 0 \\ 0 & I_Y & 0 \\ 0 & 0 & I_Z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \wedge \begin{pmatrix} I_X & 0 & 0 \\ 0 & I_Y & 0 \\ 0 & 0 & I_Z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} d(F_4 - F_2) \\ d(F_3 - F_1) \\ C_D(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \end{pmatrix} \\ - \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \wedge \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ J_r \bar{\Omega} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} k_{fax} & 0 & 0 \\ 0 & k_{fay} & 0 \\ 0 & 0 & k_{faz} \end{pmatrix} \Omega^2 \quad (II.25)$$

Avec :  $\bar{\Omega} = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$

D'où :

$$\begin{pmatrix} I_X & 0 & 0 \\ 0 & I_Y & 0 \\ 0 & 0 & I_Z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \wedge \begin{pmatrix} I_X & 0 & 0 \\ 0 & I_Y & 0 \\ 0 & 0 & I_Z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} d(F_4 - F_2) \\ d(F_3 - F_1) \\ C_D(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \end{pmatrix}$$

$$-\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \wedge \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ J_r \bar{\Omega} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} k_{fax} & 0 & 0 \\ 0 & k_{fay} & 0 \\ 0 & 0 & k_{faz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p^2 \\ q^2 \\ r^2 \end{pmatrix} \quad (II.26)$$

On obtient donc :

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{I_Y - I_Z}{I_X} qr \\ \frac{I_Z - I_X}{I_Y} pr \\ \frac{I_X - I_Y}{I_Z} pq \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \frac{k_{fax}}{I_X} p^2 + \frac{J_r \bar{\Omega}}{I_X} q \\ \frac{k_{fay}}{I_Y} q^2 + \frac{J_r \bar{\Omega}}{I_Y} p \\ \frac{k_{faz}}{I_Z} r^2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{d}{I_X} (F_4 - F_2) \\ \frac{d}{I_Y} (F_3 - F_1) \\ \frac{C_D}{I_Z} (F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \end{pmatrix} \quad (II.27)$$

## II.7 Modèle d'état

Le système dynamique final du quadrotor est subdivisé en quatre sous-systèmes (position/vitesse linéaire, angles d'Euler, vitesse angulaire, et équations du rotor). Une architecture de ce type, où l'état du premier système est contrôlé par une commande indirecte, qui est en fait l'état suivant du système, est appelée une structure en cascade, cela conduit à une conception d'un contrôleur multi-boucles. Le modèle dynamique contenant le modèle d'actionneur sera :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{p} = \frac{1}{I_X} [(I_Y - I_Z)qr + d(F_4 - F_2) - k_{fax}p^2 - \bar{\Omega}q] \\ \dot{q} = \frac{1}{I_Y} [(I_Z - I_X)pr + d(F_3 - F_1) - k_{fay}q^2 - \bar{\Omega}p] \\ \dot{r} = \frac{1}{I_Z} [(I_X - I_Y)pq + C_D(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) - k_{faz}r^2] \\ \ddot{x} = \frac{1}{m} [-K_{ftx}(\dot{x} - \omega_x) + (c\varphi s\theta c\psi + s\psi s\varphi) \sum_{i=1}^4 F_i] \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} [-K_{fty}(\dot{y} - \omega_y) + (c\varphi s\theta c\psi - c\psi s\varphi) \sum_{i=1}^4 F_i] \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} [-K_{ftz}(\dot{z} - \omega_z) - mg + (c\psi c\theta) \sum_{i=1}^4 F_i] \end{array} \right. \quad (II.28)$$

Afin de faire apparaître les entrées de commande dans le modèle de simulation on met

$$\left\{ \begin{array}{l} U_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 = C_L(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 = F_4 - F_2 = C_L(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ U_3 = F_3 - F_1 = C_L(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ U_4 = F_1 - F_2 + F_3 - F_4 = C_D(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{array} \right. \quad (II.29)$$

$$\begin{pmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_L & C_L & C_L & C_L \\ 0 & -C_L & 0 & C_L \\ -C_L & 0 & C_L & 0 \\ C_D & -C_D & C_D & -C_D \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_1 d^2 \\ \omega_2 d^2 \\ \omega_3 d^2 \\ \omega_4 d^2 \end{pmatrix} \quad (II.30)$$

Tel que :

- U1 : Force de portance.
- U2 : Moment aérodynamique de roulis.
- U3 : Moment aérodynamique de tangage.
- U4 : Moment aérodynamique de lacet.
- $w_{id}$  : La vitesse de rotation désirée.

Donc (II.28) devient :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{p} = \frac{I_Y - I_Z}{I_X} qr - \frac{k_{fax}}{I_X} p^2 - \frac{J_r \bar{\Omega}}{I_X} q + \frac{d}{I_X} U_2 \\ \dot{q} = \frac{I_Z - I_X}{I_Y} pr - \frac{k_{fay}}{I_Y} q^2 - \frac{J_r \bar{\Omega}}{I_Y} p + \frac{J_r \bar{\Omega}}{I_Y} U_3 \\ \dot{r} = \frac{I_X - I_Y}{I_Z} pq - \frac{k_{faz}}{I_Z} r^2 + \frac{C_D}{I_Z} U_4 \\ \ddot{x} = -\frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} + \frac{(c\varphi s\theta c\psi + s\psi s\varphi)}{m} U_1 \\ \ddot{y} = -\frac{K_{f ty}}{m} \dot{y} + \frac{(c\varphi s\theta c\psi - c\psi s\varphi)}{m} U_1 \\ \ddot{z} = -\frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g + \frac{(c\psi c\theta)}{m} U_1 \end{array} \right. \quad (II.31)$$

Comme on peut utiliser (II.7) pour avoir :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\varphi} = p + \tan \theta (r \cos \varphi + q \sin \varphi) \\ \dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} + (r \cos \varphi + q \sin \varphi) \end{array} \right. \quad (II.32)$$

## II.8 Équation de la dynamique des rotors

La dynamique du rotor d'un Quadrotor est approximée à celle d'un moteur à courant continu avec réducteur qui entraîne les hélices c'est généralement le type des moteurs utilisé l'équation de sa dynamique est donnée par :

$$\left\{ \begin{array}{l} V = ri + L \frac{di}{dt} + k_e \omega \\ k_m = J_r \frac{d\omega}{dt} + C_S + k_r \omega^2 \end{array} \right. \quad (II.33)$$

Tels que :

- $V$  : la tension d'entrée du moteur.
- $r$  : la résistance du moteur.
- $i$  : le courant.
- $L$  : l'inductance du moteur.
- $k_e$  : constante du couple électrique.
- $k_m$  : constante du couple mécanique.
- $J_r$  : l'inertie du rotor.
- $C_S$  : le frottement sec.
- $k_r$  : la constante du couple de charge.
- $w$  : vitesse de rotation.

En effet, l'inductance est de l'ordre du millihenry, elle est donc négligeable devant la résistance du moteur qui est de l'ordre de dizaine d'Ohm, donc le terme dans l'équation électrique devient nul. En remplaçant le courant de l'équation électrique dans l'équation mécanique. On obtient le modèle du rotor suivant :

$$\dot{\omega}_i = bV_i - \beta_0 - \beta_1\omega_i - \beta_2\omega_i^2 \quad (II.34)$$

Avec :

$$b = \frac{K_m}{rJ_r} , \quad \beta_0 = \frac{c_s}{J_r} , \quad \beta_1 = \frac{K_e k_m}{rJ_r} , \quad \beta_2 = \frac{K_r}{J_r} \quad (II.35)$$

## II.9 Conclusion

Grâce à divers mouvements de translation et de rotation, nous avons démontré les capacités de vol du quadrirotor dans ce chapitre. Les forces et moments appliqués sur la structure du quadrirotor ont ensuite été présentés, et afin de définir le modèle mathématique de notre système, nous avons formulé les équations de mouvement représentant la dynamique du quadrirotor, nous permettant de décrire le comportement du système avec une précision suffisante. La méthode Newton-Euler a été utilisée pour développer la stratégie de modélisation mathématique. Nous concluons que le quadrirotor est un système sous-actionné basé sur le modèle. De plus, la complexité du modèle, la non-linéarité et les interconnexions entre les états du système sont clairement visibles.

Le modèle obtenu sera utilisé au prochain chapitre pour synthétiser les lois de commandes par une technique "Backstepping" afin de stabiliser notre système

# *Chapitre 3*



---

*Commande par la méthode*

*Backstepping*



### III.1.Introduction

L'objectif des algorithmes de contrôle est d'atteindre la position de référence en faisant en sorte que le véhicule ait une attitude confortable et une poussée spécifique. La tendance des recherches actuelle est vers les commandes non linéaires robustes qui donnent des résultats acceptables dans des larges domaines de fonctionnement. Parmi ces techniques, on trouve la commande par backstepping. Dans ce chapitre, nous mentionnerons la synthèse de contrôle par backstepping, où cette dernière est une méthode de contrôle relativement récente pour les systèmes non linéaires. Elle permet de déterminer séquentiellement et systématiquement la loi de commande du système par le choix d'une fonction de Lyapunov. Son principe est de savoir établir de manière constructive la loi de commande du système non linéaire en considérant certaines variables d'état comme des commandes virtuelles et de les concevoir comme des lois de commande intermédiaires.

### III.2 Modèle de synthèse

En admettant que le Quadrotor effectue des mouvements angulaires de faibles amplitudes, la vitesse angulaire  $\Omega$  peut-être simplifiée tel que :

$$\Omega = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\varphi & s\varphi c\theta \\ 0 & -s\varphi & c\varphi c\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad (\text{III.1})$$

$$c\varphi = c\theta = c\psi = 1 \quad \text{et} \quad s\varphi = s\theta = s\psi = 0 \quad (\text{III.2})$$

D'où on obtient :

$$\Omega = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad (\text{III.3})$$

Donc le modèle de simulation qui va être utilisé pour la synthèse des lois de commande

dans ce travail est :

$$\begin{aligned}
\dot{\phi} &= \frac{I_Y - I_Z}{I_X} \theta \dot{\psi} - \frac{k_{fax}}{I_X} \dot{\phi}^2 - \frac{J_r \bar{\Omega}}{I_X} \dot{\theta} + \frac{d}{I_X} U_2 \\
\dot{\theta} &= \frac{I_Z - I_X}{I_Y} \dot{\phi} r - \frac{k_{fay}}{I_Y} \dot{\theta}^2 - \frac{J_r \bar{\Omega}}{I_Y} \dot{\phi} + \frac{J_r \bar{\Omega}}{I_Y} U_3 \\
\dot{\psi} &= \frac{I_X - I_Y}{I_Z} \dot{\phi} \dot{\theta} - \frac{k_{faz}}{I_Z} \dot{\psi}^2 + \frac{c_D}{I_Z} U_4 \\
\ddot{x} &= -\frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} + \frac{U_x}{m} U_1 \\
\ddot{y} &= -\frac{K_{fity}}{m} \dot{y} + \frac{U_y}{m} U_1 \\
\ddot{z} &= -\frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g + \frac{(c\psi c\theta)}{m} U_1
\end{aligned} \tag{III.4}$$

Avec :

$$\left\{ \begin{aligned} U_x &= (c\varphi s\theta c\psi + s\psi s\varphi) \\ U_y &= (c\varphi s\theta c\psi - c\psi s\varphi) \end{aligned} \right. \tag{III.5}$$

### III.3 Théorie non linéaire générale

Compte tenu de la description standard d'un système non linéaire est

$$\begin{aligned}
\dot{x} &= f(x) \\
y &= h(x)
\end{aligned} \tag{III.6}$$

Le système est dit en équilibre ou à un point d'équilibre lorsque toutes les variables d'état sont constantes. La partie importante des systèmes non linéaires est de déterminer le point d'équilibre, sachant qu'un système peut contenir de nombreux points d'équilibre différents.

Globalement asymptotiquement stable s'il est asymptotiquement stable pour tous les états initiaux. Ce dernier est dans la plupart des cas une propriété souhaitable du système de commande. Un point d'équilibre global asymptotiquement stable signifie que toutes les solutions, quel que soit le point de départ, convergeront vers ce point. Cette définition est appelée stabilité de Lyapunov

[53]. L'approche de Lyapunov est l'approche la plus utilisée pour étudier ce problème. On distingue deux méthodes de Lyapunov pour l'analyse de la stabilité : La méthode de linéarisation et La méthode directe.

### III.4 Théorie de Lyapunov

Pour obtenir le type de stabilité auquel correspond un certain point d'équilibre, l'équation (III.6) doit être résolue pour trouver  $x(t)$ . Sauf qu'il est difficile de le faire analytiquement, néanmoins, la méthode directe de Lyapunov peut être utilisée pour prouver la stabilité, cette méthode basée sur la fonction de Lyapunov  $V(x)$  pour déterminer les propriétés de stabilité à partir des propriétés de  $f(x(t))$ , La fonction de Lyapunov peut être interprétée comme une mesure généralisée de la distance qui sépare le système de l'équilibre. Si cette mesure diminue alors le système se déplace vers le point d'équilibre [53]. Pour résumer cela en théorie, définissons quelques lois. (Figure III.1)

Une fonction  $V(x)$  est dite

Définie positive si  $V(0) = 0$  and  $V(x) > 0, x \neq 0$

Semi-défini positif si  $V(0) = 0$  et  $V(x) \geq 0, x \neq 0$

Négatif (semi-)défini si  $-V(x)$  est positif

Radialement illimité si  $V(x) \rightarrow \infty$  as  $x \rightarrow \infty$

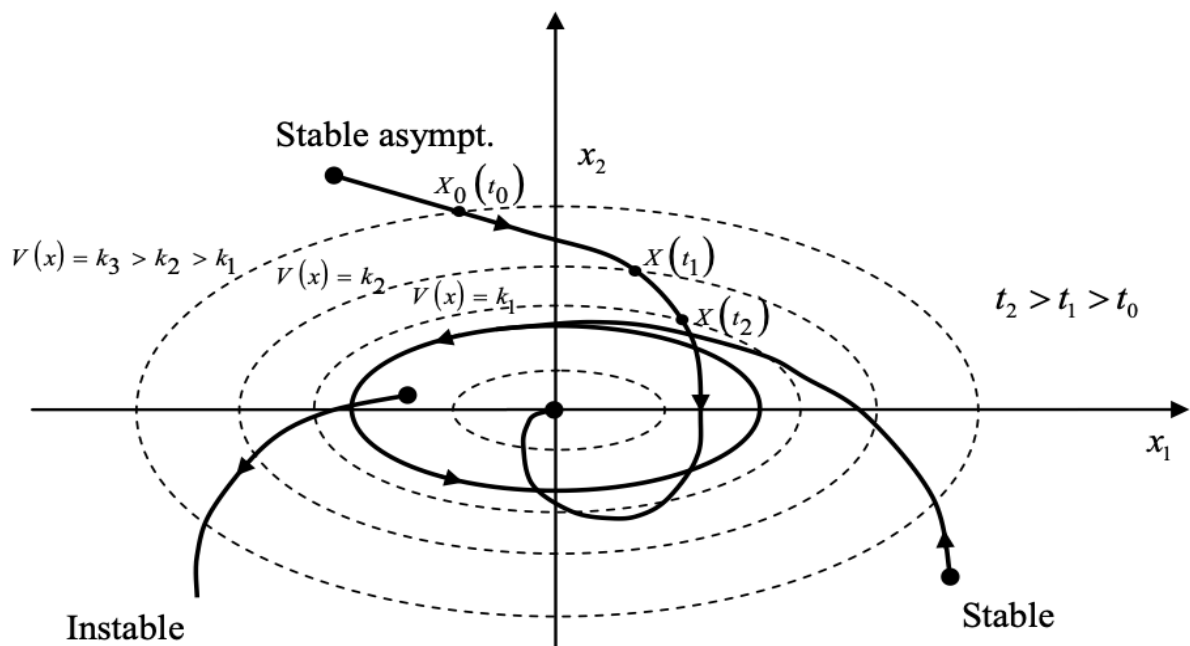


Figure III. 1: Interprétation géométrique du théorème de Lyapunov

### III.5 Fonction quadratique de Lyapunov

La recherche des fonctions de Lyapunov  $V(X)$  joue un rôle très important pour la stabilisation des systèmes non linéaires. Une fonction de Lyapunov est trouvée de sorte que sa dérivée temporelle soit définie négative dans une zone, toutes les trajectoires commençant dans cette zone convergeront vers le même point d'équilibre. Dans cette partie, nous allons travailler sur la conception de cette propriété dans le cas des systèmes en boucle fermée est proposé comme suit.

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

En partant de la sélection de la fonction de Lyapunov positive  $V(x)$  nous cherchons à trouver la loi de contrôle  $u = K(x)$  qui rend le système global asymptotiquement stable dans un système fermé boucle [53]. Dans le paragraphe suivant, nous présenterons la notion du « backstepping » qui nous offre une solution à ce problème.

### III.6 Commande par Backstepping

Le backstepping est une technique développée par Petar V. Kokotovic et d'autres vers 1990 pour concevoir des commandes de stabilisation pour une classe spéciale de systèmes dynamiques non linéaires. Cette technique maintenant relativement bien connue repose essentiellement sur l'utilisation systématique de la fonction de Lyapunov pour étudier la stabilité [54]. Convient aux systèmes sous-actionnés. En fait, en réorganisant le système en sous-systèmes virtuellement en cascade [55]. L'idée de base du backstepping est de synthétiser récursivement des lois de commande. Certaines composantes du vecteur d'état sont considérées comme des commandes virtuelles et des lois de commande intermédiaires sont créées. Contrairement à la plupart des autres méthodes, le backstepping n'a aucune restriction sur le type de non-linéarité [54].

### III.7 Le principe du backstepping

Le principe du backstepping est de diviser le système en plusieurs sous-systèmes en cascade. Les lois de commande sont alors faites pour chaque sous-système, de manière décroissante, jusqu'à ce qu'une loi de commande globale pour l'ensemble du système soit générée. [56].

L'idée principale de cette stratégie de commande non linéaire est basée sur la synthèse récurrente de la fonction de Lyapunov qui assure pas à pas la stabilisation de chaque étage du système. La première étape sert à calculer une loi de commande virtuelle assurant la stabilité par

le choix de la négativité de la fonction de Lyapunov la fin de chaque étape, la fonction de Lyapunov compense cet écart, afin d'assurer la convergence vers zéro. La commande calculée est considérée comme la valeur souhaitée de la deuxième étape ; il s'agit alors d'associer une fonction de Lyapunov augmentée. La négativité de cette dernière incite à la définition d'une deuxième loi de contrôle virtuelle. En suivant le même raisonnement, la commande finale sera réglée à partir des lois de commande virtuelles calculées précédemment. Cette commande garantit la stabilité globale et les performances du système [54].

### III.8 Algorithme de base pour les systèmes d'ordre 3

On considère le cas des systèmes non linéaires de la forme

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)x_3 \\ \dot{x}_3 = f_3(x_1, x_2, x_3) + g_3(x_1, x_2, x_3)u \end{array} \right. \quad (\text{III.7})$$

Où  $f_i$  et  $g_i$  ( $i = 1, 2, 3$ ) sont des fonctions non linéaires.

On désire faire suivre à la sortie  $y = x_1$  le signal de référence  $y_d$ , tel que  $y_d, \dot{y}_d, \ddot{y}_d$  et  $\ddot{\ddot{y}}_d$  sont supposées connues et bornées. La synthèse de la loi de commande se fait en trois étapes :

#### Étape 1 :

On prend d'abord le premier sous-système :

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \quad (\text{III.8})$$

La dynamique de  $x_1$  peut être commandé par la variable d'état  $x_2$ , on définit en premier lieu la valeur désirée :

$$(x_1)_d \triangleq a_0 = y_d \quad (\text{III.9})$$

L'erreur sera donc :

$$e_1 = x_1 - a_0 \quad (\text{III.10})$$

Et :

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{a}_0 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 - \dot{a}_0 \quad (\text{III.11})$$

Dans cette étape on doit choisir une fonction de Lyapunov qui assure la stabilité du

Système, pour cet exemple soit la fonction :

$$V_1(e_1) = \frac{1}{2} e_1^2 \quad (\text{III.12})$$

D'où :

$$\dot{V}_1(e_1) = e_1 \dot{e}_1 = e_1 [f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 - \dot{a}_0]. \quad (\text{III.13})$$

L'objectif est de rendre  $\dot{V}_1$  toujours négative en agissant  $x_2$  sur pour assurer la stabilité du sous-système (III.8) ce qui explique le choix suivant :

$$(x_2)_d \triangleq a_1 = \frac{1}{g_1(x_1)} [\dot{a}_0 - c_1 e_1 - f_1(x_1)] \quad (\text{III.14})$$

Où  $c_1 > 0$  est un paramètre de synthèse ou design.

Donc l'équation (III.13) devient :

$$\dot{V}_1(e_1) = -c_1 e_1^2 < 0 \quad (\text{III.15})$$

### Étape 2 :

On considère maintenant les deux premiers sous-systèmes :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)x_3 \end{array} \right. \quad (\text{III.16})$$

La nouvelle variable d'erreur sera :

$$e_2 = x_2 - a_1 \quad (\text{III.17})$$

La dynamique d'erreur devient :

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{a}_0 = f_1(x_1) + g_1(x_1)(e_2 + a_1) - \dot{a}_0 \\ \dot{e}_2 = \dot{x}_2 - \dot{a}_1 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)x_3 - \dot{a}_1 \end{cases} \quad (\text{III.18})$$

Soit la fonction de Lyapunov suivante :

$$V_2(e_1, e_2) = V_1 + \frac{1}{2}e_2^2 \quad (\text{III.19})$$

D'où :

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = \dot{V}_1 + e_2\dot{e}_2$$

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = e_1[f_1(x_1) + g_1(x_1)(e_2 + a_1) - \dot{a}_0] + e_2 [f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)x_3 - \dot{a}_1]$$

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = -c_1e_1^2 + e_2 [f_2(x_1, x_2) + e_1g_1(x_1) + g_2(x_1, x_2)x_3 - \dot{a}_1] \quad (\text{III.20})$$

Dans ce cas  $x_3$  joue le rôle de la deuxième commande virtuelle qui doit garantir la négation de la fonction de Lyapunov (III.19), sa valeur est :

$$(x_3)_d \triangleq a_2 = \frac{1}{g_2(x_1, x_2)}[\dot{a}_1 - f_2(x_1, x_2) - e_1g_1(x_1) - c_2e_2] \quad (\text{III.21})$$

Ou  $c_2 > 0$ .

Donc l'équation (III.20) devient :

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = -c_1e_1^2 - c_2e_2^2 \leq 0 \quad (\text{III.22})$$

**Étape 3 :**

On prend maintenant tout le système (III.7), la troisième variable d'erreur est :

$$e_3 = x_3 - a_2 \quad (\text{III.23})$$

Et la dynamique des erreurs sera :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{a}_0 = f_1(x_1) + g_1(x_1)(e_2 + a_1) - \dot{a}_0 \\ \dot{e}_2 = \dot{x}_2 - \dot{a}_1 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)x_3 - \dot{a}_1 \\ \dot{e}_3 = \dot{x}_3 - \dot{a}_2 = f_3(x_1, x_2, x_3) + g_3(x_1, x_2, x_3)u - \dot{a}_2 \end{array} \right. \quad (\text{III.24})$$

Soit la fonction de Lyapunov :

$$V_3(e_1, e_2, e_3) = V_2 + \frac{1}{2}e_3^2 \quad (\text{III.25})$$

Sa dérivée s'écrit :

$$\dot{V}_3(e_1, e_2, e_3) = \dot{V}_2 + e_3 \dot{e}_3 \quad (\text{III.26})$$

$$\dot{V}_3(e_1, e_2, e_3) = -c_1 e_1^2 - c_2 e_2^2 + e_3 [f_3(x_1, x_2, x_3) + g_3(x_1, x_2, x_3)u + e_2 g_2(x_1, x_2) - \dot{a}_2]$$

De cette équation (III.26) on peut synthétiser la vraie commande « u » de tel sorte que  $\dot{V}_3$  soit toujours négative, donc :

$$u = \frac{1}{g_3(x_1, x_2, x_3)} [ \dot{a}_2 - f_3(x_1, x_2, x_3) - e_2 g_2(x_1, x_2) - c_3 e_3 ] \quad (\text{III.27})$$

Ou  $c_3 > 0$ .

Alors l'équation (III.26) devient :

$$\dot{V}_3(e_1, e_2, e_3) = -c_1 e_1^2 - c_2 e_2^2 - c_3 e_3^2 \leq 0 \quad (\text{III.28})$$

D'où les deux objectifs de la commande synthétisée (la stabilité et la poursuite) sont alors atteints.

### III.9 Synthèse des lois de commande par la technique « Backstepping »

Le Backstepping est une technique de commande procédurale qui ne présente aucune contrainte de non linéarité, le but est de calculer une commande qui garantit la stabilité du système et permet au Quadrotor la poursuite d'une trajectoire désirée. Cette commande englobe les six degrés de liberté dans deux aspects qui sont : le guidage et le pilotage [48].



La stratégie de commande est illustrée dans la (Figure III.2), où deux commandes intermédiaires  $U_x$  et  $U_y$  qui sont calculées à partir de la trajectoire désirée  $x_d, y_d$  et les états du système  $x$  et  $y$ , avec le cap désiré permet le calcul des angles de roulis et tangage désirés ( $\phi_d, \theta_d$ ).

A partir des trois rotations et l'altitude désirées ( $\phi_d, \theta_d, \psi_d$  et  $z_d$ ) quatre lois de commandes sont synthétisées, trois d'attitude (qui sont des moments) et une d'altitude (force de portance) qui sont respectivement :  $U_2, U_3, U_4$  et  $U_1$ . Les entrées du modèle sont les vitesses de rotation des quatre rotors, donc il est nécessaire de les calculer à partir des commandes  $U_2, U_3, U_4$  et  $U_1$  en inversant l'équation (II.30).

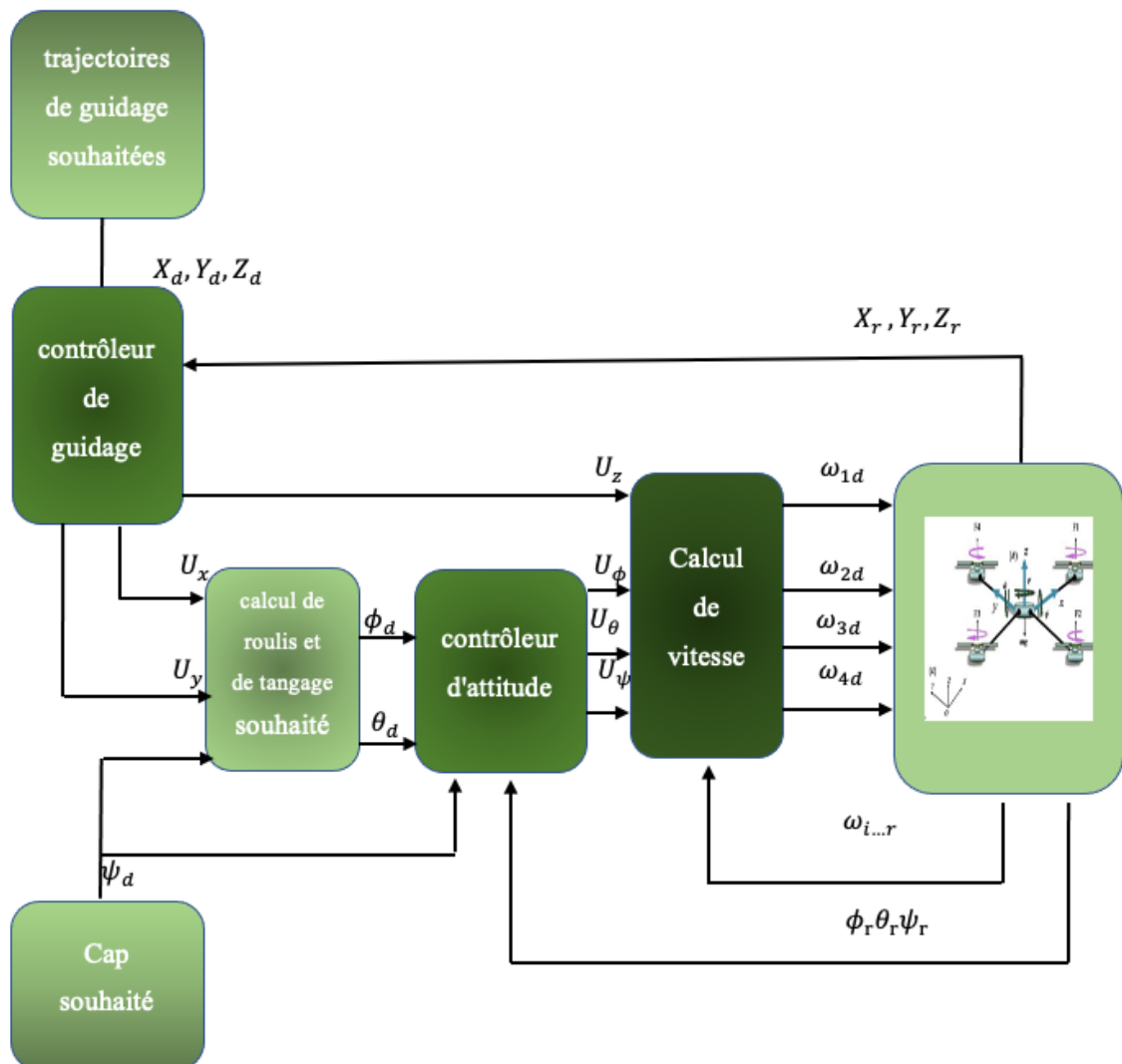


Figure III. 2 : Structure de la commande par la technique Backstepping

### Modèle d'espace d'état

Une représentation d'espace d'état est un modèle mathématique d'un système physique sous la forme d'un ensemble d'entrées, de sorties et de variables d'état liées par des équations différentielles du premier ordre. « Espace d'état » fait référence à l'espace dont les axes sont les variables d'état. L'état du système peut être représenté comme un vecteur dans cet espace. [56]

Dans ce travail, le modèle d'espace d'état du quadrirotor dans le référentiel inertiel est développé. Ainsi, le modèle dynamique du quadrirotor dans le référentiel inertiel peut être exprimé par le système appelé équation, on va représenter le système non linéaire sous la forme d'état suivante :

$$\dot{\underline{x}} = F(x) + G(x, U) \quad (\text{III.29})$$

Tel que le vecteur d'état choisis est :

$$\underline{X} = [x_1 x_2 x_3 x_4 x_5 x_6 x_7 x_8 x_9 x_{10} x_{11} x_{12}]^T = [\varphi \dot{\varphi} \theta \dot{\theta} \psi \dot{\psi} x \dot{x} y \dot{y} z \dot{z}]^T \quad (\text{III.30})$$

On obtient donc :

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= \alpha_1 x_4 x_6 + \alpha_2 x_2^2 + \alpha_3 x_4 \bar{\Omega} + \beta_1 U_2 \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= \alpha_4 x_2 x_6 + \alpha_5 x_4^2 + \alpha_6 x_2 \bar{\Omega} + \beta_2 U_3 \\ \dot{x}_5 &= x_6 \\ \dot{x}_6 &= \alpha_7 x_2 x_4 + \alpha_8 x_6^2 + \beta_3 U_4 \\ \dot{x}_7 &= x_8 \\ \dot{x}_8 &= \alpha_9 x_8 + \frac{U_1}{m} U_x \\ \dot{x}_9 &= x_{10} \end{aligned} \quad (\text{III.31})$$

$$\dot{x}_{10} = \alpha_{10}x_{10} + \frac{U_1}{m}U_y$$

$$\dot{x}_{11} = x_{12}$$

$$\dot{x}_{12} = \alpha_{11}x_{12} + \frac{\cos x_1 \cos x_3}{m}U_1$$

Avec :

$$\alpha_1 = \frac{I_Y - I_Z}{I_X}, \quad \alpha_2 = -\frac{k_{fax}}{I_X}, \quad \alpha_3 = \frac{J_r}{I_X}, \quad \alpha_4 = \frac{I_Z - I_X}{I_Y}, \quad \alpha_5 = -\frac{k_{fay}}{I_Y}, \quad \alpha_6 = \frac{J_r}{I_Y}$$

$$\alpha_7 = \frac{I_X - I_Y}{I_Z}, \quad \alpha_8 = -\frac{k_{faz}}{I_Z}, \quad \alpha_9 = -\frac{K_{ftx}}{m}, \quad \alpha_{10} = -\frac{K_{fty}}{m}, \quad \alpha_{11} = -\frac{K_{ftz}}{m},$$

$$\beta_1 = \frac{d}{I_X}, \quad \beta_2 = \frac{d}{I_Y}, \quad \beta_3 = \frac{c_D}{I_Z} \quad (\text{III.32})$$

$$\text{Et :} \quad U_x = (cx_1sx_3cx_5 + sx_1sx_5)$$

$$U_y = (cx_1sx_3sx_5 - cx_5sx_1) \quad (\text{III.33})$$

Le pilotage du Quadrotor concerne la maîtrise et la stabilisation de son attitude autrement dit la dynamique de roulis, tangage et lacet.

Soit la dynamique de roulis exprimée dans (III.31) :

$$\dot{x}_1 = x_2$$

$$\dot{x}_2 = \alpha_1 x_4 x_6 + \alpha_2 x_2^2 + \alpha_3 x_4 \bar{\Omega} + \beta_1 U_2 \quad (\text{III.34})$$

L'objectif est de faire tendre l'erreur de poursuite  $e_1$  vers zéro lorsque le temps  $t$  tend vers  $t_f$ .

$$e_1 = \varphi - \varphi_d \rightarrow 0 \quad (\text{III.35})$$

$$t \rightarrow t_f$$

Pour cela les étapes de synthèse sont :

**Étape 1 :**

– Le choix de la fonction candidate de Lyapunov :

$$V_1(e_1) = \frac{1}{2} e_1^2 \quad (\text{III.36})$$

Sa dérivée :

$$\dot{V}_1(e_1) = e_1 \dot{e}_1 = e_1 [x_2 - \dot{\varphi}_d] \quad (\text{III.37})$$

Afin de stabiliser le système,  $\dot{V}_1$  doit être toujours négative d'où  $x_2$  sera une nouvelle entrée de commande virtuelle :

$$x_2 = \dot{\varphi}_d - c_1 e_1 \quad / \quad c_1 > 0 \quad (\text{III.38})$$

Pour rendre (III.37) :

$$\dot{V}_1(e_1) = -c_1 e_1^2 \leq 0 \quad (\text{III.39})$$

Le problème qui se pose c'est que  $x_2$  est un état du système, il y aura donc sûrement une deuxième erreur  $e_2$  tel que :

$$x_2 = \dot{\varphi}_d - c_1 e_1 + e_2 \quad (\text{III.40})$$

Et donc  $\dot{V}_1$  ne peut pas être toujours négative :

$$\dot{V}_1(e_1) = -c_1 e_1^2 + e_1 e_2 \quad (\text{III.41})$$

**Étape 2 :**

De (III.40) on a :

$$e_2 = x_2 - \dot{\varphi}_d + c_1 e_1 \quad (\text{III.42})$$

Augmentation de la fonction candidate de Lyapunov :

$$V_2(e_1, e_2) = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 \quad (\text{III.43})$$

Sa dérivée :

$$\dot{V}_2(e_1, e_2) = e_1 \dot{e}_1 + e_2 \dot{e}_2 \quad (\text{III.43a})$$

$$V_2(e_1, e_2) = e_1[x_2 - \dot{\varphi}_d] + e_2\dot{e}_2 \quad (\text{III.43b})$$

$$V_2(e_1, e_2) = e_1[\dot{\varphi}_d - c_1e_1 + e_2 - \dot{\varphi}_d] + e_2\dot{e}_2 \quad (\text{III.43c})$$

$$V_2(e_1, e_2) = e_1[-c_1e_1 + e_2] + e_2\dot{e}_2 \quad (\text{III.43d})$$

De là on constate que :

$$\dot{e}_1 = -c_1e_1 + e_2 \quad (\text{III.44})$$

Or de (III.42) on a :

$$\dot{e}_2 = \dot{x}_2 - \dot{\varphi}_d + c_1\dot{e}_1 \quad (\text{III.45})$$

En remplaçant (III.34) et (III.44) dans (III.45) on aura :

$$\dot{e}_2 = \alpha_1x_4x_6 + \alpha_2x_2^2 + \alpha_3x_4\bar{\Omega} + \beta_1U_2 - \ddot{\varphi}_d + c_1(-c_1e_1 + e_2) \quad (\text{III.46})$$

Donc l'équation (III.43d) devient :

$$\begin{aligned} \dot{V}_2(e_1, e_2) &= e_1[-c_1e_1 + e_2] + e_2[\alpha_1x_4x_6 + \alpha_2x_2^2 + \alpha_3x_4\bar{\Omega} + \beta_1U_2 - \ddot{\varphi}_d \\ &\quad + c_1(-c_1e_1 + e_2)] \end{aligned} \quad (\text{III.47})$$

De cette équation, on doit trouver la commande  $U_2$  qui satisfait la condition  $\dot{V}_2 \leq 0$  :

$$U_2 = \frac{1}{\beta_1}[\ddot{\varphi}_d - \alpha_1x_4x_6 - \alpha_2x_2^2 - \alpha_3x_4\bar{\Omega} - c_1(-c_1e_1 + e_2) - c_2e_2 - e_1] \quad (\text{III.48})$$

Et avec :

$$c_1e_1 - e_2 = \dot{\varphi}_d - x_2 \quad (\text{III.49})$$

Alors la commande  $U_2$  devient :

$$U_2 = \frac{1}{\beta_1}[\ddot{\varphi}_d - \alpha_1x_4x_6 - \alpha_2x_2^2 - \alpha_3x_4\bar{\Omega} - c_1(\dot{\varphi}_d - x_2) - c_2e_2 - e_1] \quad (\text{III.50})$$

Tel que  $\beta_1 \neq 0$ .

Soit la dynamique de tangage exprimée dans (III.31):

$$\begin{aligned}\dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= \alpha_4 x_2 x_6 + \alpha_5 x_4^2 + \alpha_6 x_2 \bar{\Omega} + \beta_2 U_3\end{aligned}\quad (\text{III.51})$$

L'objectif est de faire tendre l'erreur de poursuite  $e_1$  vers zéro lorsque le temps  $t$  tend vers  $t_f$ .

$$e_3 = \theta - \theta_d \rightarrow 0 \quad (\text{III.52})$$

$$t \rightarrow t_f$$

Pour cela les étapes de synthèse sont :

### Étape 1 :

– Le choix de la fonction candidate de Lyapunov :

$$V_3(e_3) = \frac{1}{2} e_3^2 \quad (\text{III.53})$$

Sa dérivée :

$$\dot{V}_3(e_3) = e_3 \dot{e}_3 = e_3 [x_4 - \dot{\theta}_d] \quad (\text{III.54})$$

Afin de stabiliser le système  $\dot{V}_3$  doit être toujours négative d'où  $x_4$  sera une nouvelle entrée de commande virtuelle :

$$x_4 = \dot{\theta}_d - c_3 e_3 \quad / c_3 > 0 \quad (\text{III.55})$$

Pour rendre (III.54) :

$$\dot{V}_3(e_3) = -c_3 e_3^2 \leq 0 \quad (\text{III.56})$$

Le même problème se pose,  $x_4$  est un état du système, il y aura donc sûrement une deuxième erreur  $e_4$  tel que :

$$x_4 = \dot{\theta}_d - c_3 e_3 + e_4 \quad (\text{III.57})$$

Et donc  $\dot{V}_3$  ne peut pas être toujours négative :

$$\dot{V}_3(e_3) = -c_3 e_3^2 + e_3 e_4 \quad (\text{III.58})$$

**Étape 2 :**

– De (III.57) on a :

$$e_4 = x_4 - \dot{\theta}_d + c_3 e_3 \quad (\text{III.59})$$

– Augmentation de la fonction candidate de Lyapunov :

$$V_4(e_3, e_4) = \frac{1}{2} e_3^2 + \frac{1}{2} e_4^2 \quad (\text{III.60})$$

– Sa dérivée :

$$\dot{V}_4(e_3, e_4) = e_3 \dot{e}_3 + e_4 \dot{e}_4 \quad (\text{III.60a})$$

$$\dot{V}_4(e_3, e_4) = e_3 [x_4 - \dot{\theta}_d] + e_4 \dot{e}_4 \quad (\text{III.60b})$$

$$\dot{V}_4(e_3, e_4) = e_3 [\dot{\theta}_d - c_3 e_3 + e_4 - \dot{\theta}_d] + e_4 \dot{e}_4 \quad (\text{III.60c})$$

$$\dot{V}_4(e_3, e_4) = e_3 [-c_3 e_3 + e_4] + e_4 \dot{e}_4 \quad (\text{III.60d})$$

De là on constate que :

$$\dot{e}_3 = -c_3 e_3 + e_4 \quad (\text{III.61})$$

Or de (III.59) on a :

$$\dot{e}_4 = \dot{x}_4 - \ddot{\theta}_d + c_3 \dot{e}_3 \quad (\text{III.62})$$

En remplaçant (III.51) et (III.61) dans (III.62) on aura :

$$\dot{e}_4 = \alpha_4 x_2 x_6 + \alpha_5 x_4^2 + \alpha_6 x_2 \bar{\Omega} + \beta_2 U_3 - \ddot{\theta}_d + c_3 (-c_3 e_3 + e_4) \quad (\text{III.63})$$

Donc l'équation (III.60d) devient :

$$\dot{V}_4(e_3, e_4) = e_3 [-c_3 e_3 + e_4] + e_4 [\alpha_4 x_2 x_6 + \alpha_5 x_4^2 + \alpha_6 x_2 \bar{\Omega} + \beta_2 U_3 - \ddot{\theta}_d - c_3 (-c_3 e_3 + e_4)] \quad (\text{III.64})$$

De cette équation, on doit trouver la commande  $U_3$  qui satisfait la condition  $\dot{V}_4 \leq 0$  :

$$U_3 = \frac{1}{\beta_2} [\ddot{\theta}_d - \alpha_4 x_2 x_6 - \alpha_5 x_4^2 - \alpha_6 x_2 \bar{\Omega} - c_3 (-c_3 e_3 + e_4) - c_4 e_4 + e_3] \quad (\text{III.65})$$

Tel que  $\beta_2 \neq 0$ .

Et avec :

$$c_3 e_3 - e_4 = \dot{\theta}_d - x_4 \quad (\text{III.66})$$

Alors la commande  $U_3$  devient :

$$U_3 = \frac{1}{\beta_2} [\ddot{\theta}_d - \alpha_4 x_2 x_6 - \alpha_5 x_4^2 - \alpha_6 x_2 \bar{\Omega} - c_3 (\dot{\theta}_d + x_4) - c_4 e_4 - e_3] \quad (\text{III.67})$$

Tel que  $\beta_2 \neq 0$ .

On reprend la même démarche afin d'aboutir aux lois de commande suivantes :

$$\left\{ \begin{array}{l} U_1 = \frac{1}{\cos x_1 \cos x_3} [\ddot{z}_d + g - \alpha_{11} x_{12} + c_{11} (\ddot{z}_d - x_{12}) - c_{12} e_{12} e_{11}] / \cos x \cos x \neq 0 \\ U_2 = \frac{1}{\beta_1} [\ddot{\varphi}_d - \alpha_1 x_4 x_6 - \alpha_2 x_2^2 - \alpha_3 x_4 \bar{\Omega} - c_1 (\dot{\varphi}_d - x_2) - c_2 e_2 - e_1] / \beta_1 \neq 0 \\ U_3 = \frac{1}{\beta_2} [\ddot{\theta}_d - \alpha_4 x_2 x_6 - \alpha_5 x_4^2 - \alpha_6 x_2 \bar{\Omega} - c_3 (\dot{\theta}_d + x_4) - c_4 e_4 - e_3] / \beta_2 \neq 0 \\ U_4 = \frac{1}{\beta_3} [\ddot{\psi}_d - \alpha_7 x_4 x_2 - \alpha_8 x_6^2 + c_5 (\dot{\psi}_d - x_6) - c_6 e_6 - e_5] / \beta_3 \neq 0 \\ U_x = \frac{m}{U_1} [\ddot{x}_d - \alpha_9 x_8 + c_7 (\ddot{x}_d - x_8) - c_8 e_8 - e_7] / U_1 \neq 0 \\ U_y = \frac{m}{U_1} [\ddot{y}_d - \alpha_{10} x_{10} + c_9 (\ddot{y}_d - x_{10}) - c_{10} e_{10} - e_9] / U_1 \neq 0 \end{array} \right. \quad (\text{III.68})$$

Ainsi que les deux angles de roulis et tangage désirées ( $\varphi_d, \theta_d$ ) sont calculés à partir de  $U_x$  et  $U_y$  synthétisés par :



$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi_d = \arcsin(U_x \sin \psi_d - U_y \cos \psi_d) \\ \theta_d = \arcsin \frac{(U_y \cos \psi_d - U_x \sin \psi_d)}{\cos \varphi_d} \end{array} \right.$$

(III.69)

Ou :

$-c_i (i = 1, 2, \dots, 12)$  sont les paramètres du désign.

$-e_i (i = 1, 2, \dots, 12)$  sont les erreurs de poursuite.

Le choix des paramètres  $c_i$  devient plus simple et efficace en faisant une étude de la dynamique en boucle fermée, prenant l'exemple du roulis :

La dynamique en boucle fermée est :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{e}_1 = -c_1 e_1 + e_2 \\ \dot{e}_2 = -e_1 - c_2 e_2 \end{array} \right. \quad (III.70)$$

Ou sous forme matricielle :

$$\begin{pmatrix} \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -c_1 & 1 \\ -1 & -c_2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} e_1 \\ e_2 \end{pmatrix}$$

L'étude de stabilité se fait en calculant les valeurs propres et donc résoudre l'équation :

$$\lambda^2 + (c_1 + c_2)\lambda + c_1 c_2 + 1 = 0 \quad (III.71)$$

Donc :

$$\Delta = (c_1 + c_2)^2 - 4(c_1 c_2 + 1) \quad (III.72)$$

Une condition qui se tire de cette équation pour avoir un  $\Delta > 0$ . Ce qui donnera les deux valeurs propres :

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_1 = \frac{-(c_1 + c_2) - \sqrt{\Delta}}{2} \\ \lambda_2 = \frac{-(c_1 + c_2) + \sqrt{\Delta}}{2} \end{array} \right. \quad (III.73)$$

Si  $\lambda_1$  et  $\lambda_2$  qui sont en fonction de  $c_1$  et  $c_2$ , ont des valeurs réelles négatives, le système est dit asymptotiquement stable, d'où on constate une nouvelle condition :

$$(c_1 + c_2) > \Delta$$

Récapitulation des conditions sur les paramètres du design  $c_i$  :

- $c_i > 0$ , pour assurer la négation de la dérivé de la fonction du Lyapunov.
- Le choix permet d'avoir un  $\Delta > 0$ .
- $(c_i + c_{i+1}) > \Delta_i$ , (ou  $i = 1,3,5,7,9,11$  : indice de la dynamique) qui assure la stabilité du système.

### III.10 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons entamé la partie commande pour synthétiser des lois stabilisantes pour le guidage et le pilotage du Quadrotor. L'approche étudiée est Backstepping. Une commande de backstepping est utilisée pour fournir le contrôle dynamique du quadrirotor. Les modèles dérivés dans ce chapitre sont utilisés pour concevoir et mettre en œuvre des lois de contrôle pour la stabilité d'un quadrirotor à six degrés de liberté. En premier lieu on a proposé un modèle de synthèse qui a permis de simplifier l'étude et la synthèse des lois de commande. Puis, nous avons clarifié l'idée générale et le principe de base pour pouvoir à la fin les appliquer sur le modèle du Quadrotor. Dans le chapitre qui suit nous allons utiliser le logiciel Matlab/Simulink pour valider les lois de commande synthétisées.

# *Chapitre 4*



---

*Résultats Et Simulation*

## IV.1 Introduction

Ce chapitre présente des résultats de simulation appliquant la technique de contrôle (backstepping) présentée dans le chapitre précédent sur le quadricoptère.

Les chiffres de ce chapitre représentent l'évolution des signaux qui caractérisent le système en fonction du temps la trajectoire souhaitée et erreur de suivi.

Des simulations numériques ont été réalisées à l'aide du logiciel MATLAB dans un environnement graphique MacOS Big Sur 11.6.2. Les équations différentielles ont été résolues selon la méthode d'Euler avec un pas de simulation de la méthode backstepping  $\Delta t=0,01$  s.

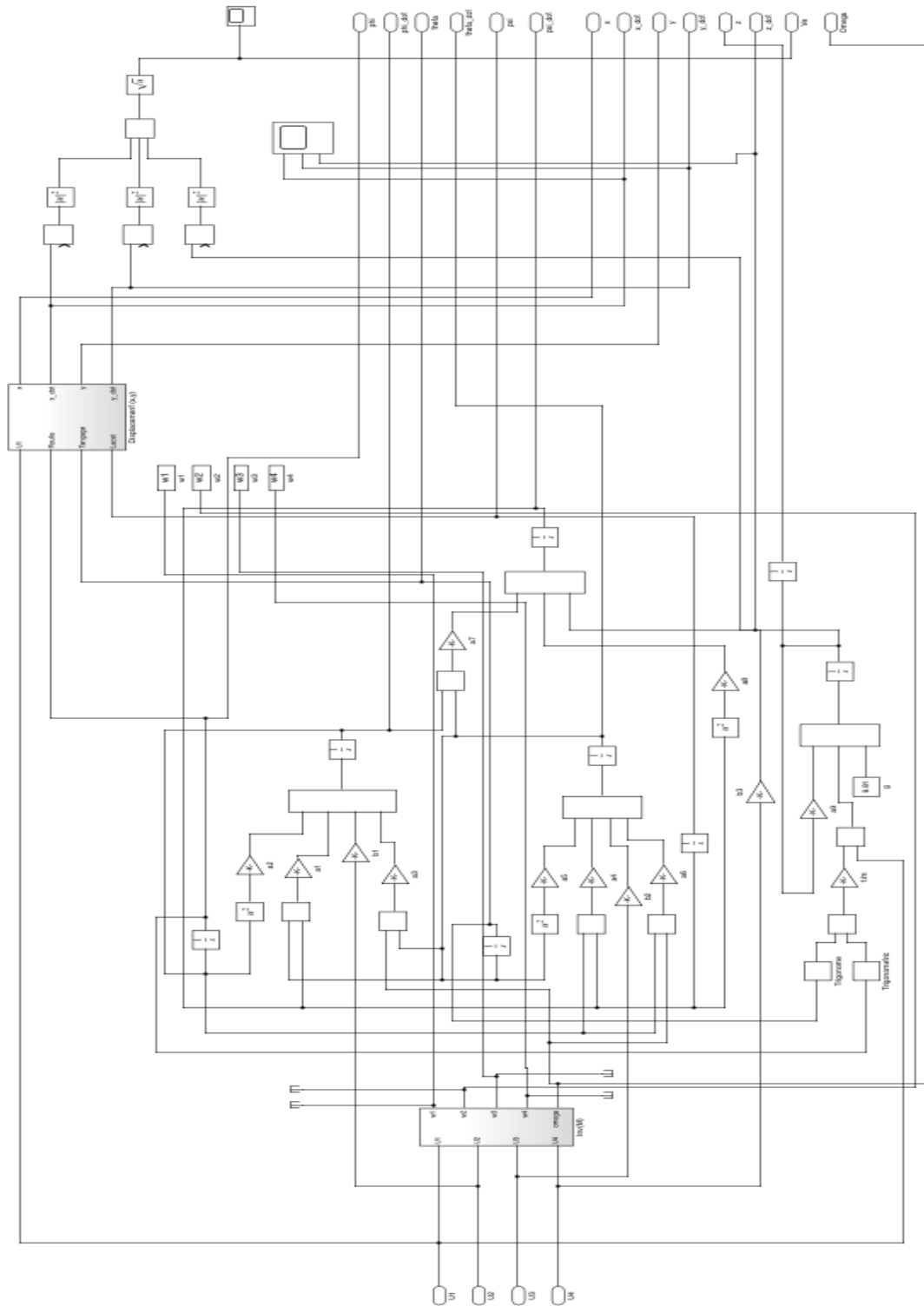
## IV.2 Les Paramètres de simulation

Les valeurs des paramètres du modèle du Quadrotor utilisé ont été prises de [24] qui se résume dans le tableau suivant :

Paramètre	Désignation	Valeur
$m$	Masse du Quadrotor	0.486 kg
$d$	La distance entre le centre de masse du Quadrotor et l'axe de rotation des rotors	0.25 m
$g$	Accélération gravitationnelle	9.81 m.s <sup>-2</sup>
$C_L$	Coefficient de portance	$2.9842 \times 10^{-5} \text{ N.m/rad/s}$
$C_D$	Coefficient de trainée	$3.2320 \times 10^{-7} \text{ N.m/rad/s}$
$J$	Matrice d'inertie du Quadrotor	$\text{diag}(3.8278; 3.8278; 7.6566) \times 10^{-3} \text{ N.m/rad/s}^2$
$K_{ft}$	Coefficients des forces de trainées selon (x, y, z)	$\text{diag}(5.5670; 5.5670; 6.3540) \times 10^{-4} \text{ N.m/rad/s}$
$K_{fa}$	Coefficients de frottement aérodynamiques selon (x, y, z)	$\text{diag}(5.5670; 5.5670; 6.3540) \times 10^{-4} \text{ N.m/rad/s}$
$J_r$	L'inertie du rotor	$2.8385 \times 10^{-5} \text{ N.m/rad/s}^2$
$K_e$	Constante du couple électrique	0.0216
$k_r$	Constante du couple de charge	$3.4629 \times 10^{-7}$
$C_s$	Frottement sec	$5.3826 \times 10^{-3}$
$k_m$	Constante du couple mécanique	$4.3 \times 10^{-3} \text{ N.m/A}$
$V$	Tension d'entrée du moteur	12 v

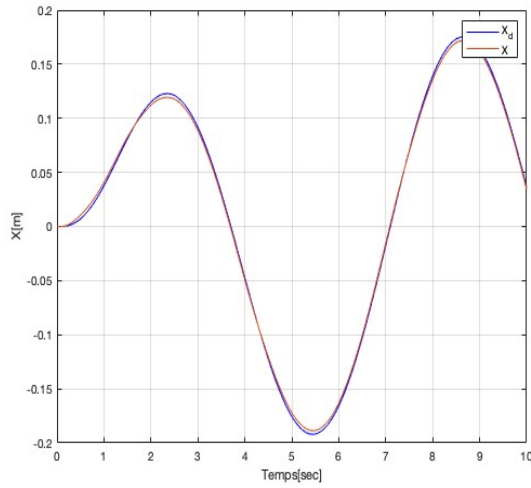
**Tableau IV. 1:** Étude comparative entre les commandes développées pour le Quadrotor.

Le Modèle du Quadrotor utilisé été réalisées à l'aide du logiciel MATLAB SimuLink :

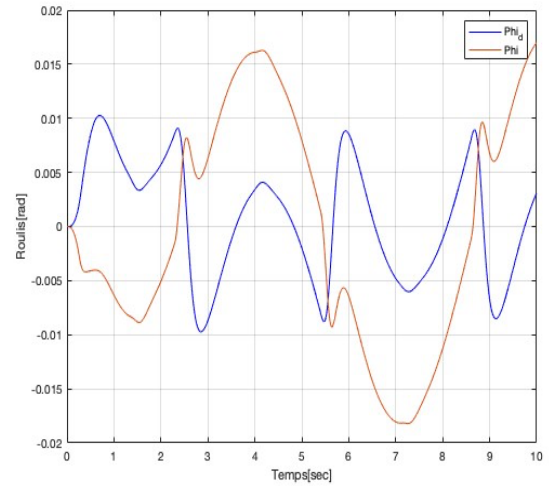


Modèle sous Matlab/Simulink de la commande par la technique Backstepping

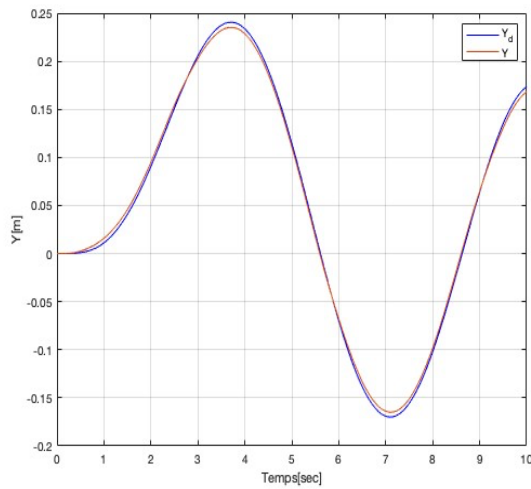
IV.3 Commande par Backstepping sans perturbation



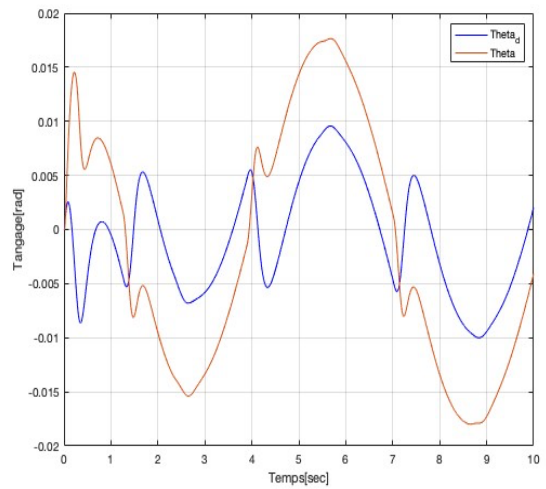
(a) Évolution de la position selon l'axe x



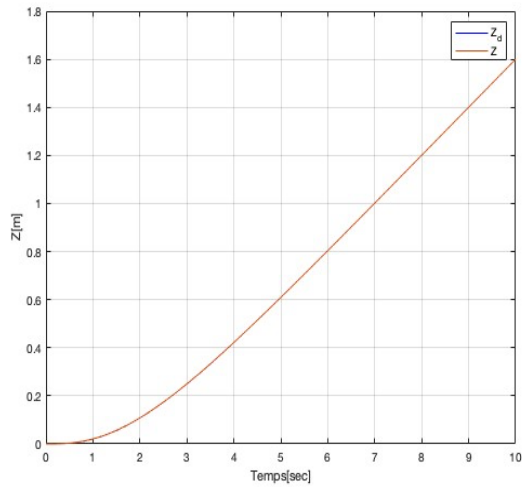
(b) Évolution de l'angle de roulis ( $\phi$ )



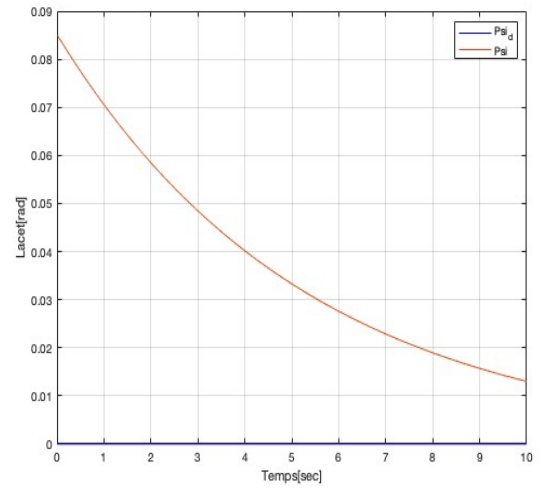
(c) Évolution de la position selon l'axe y



(d) Évolution de l'angle de tangage ( $\theta$ )



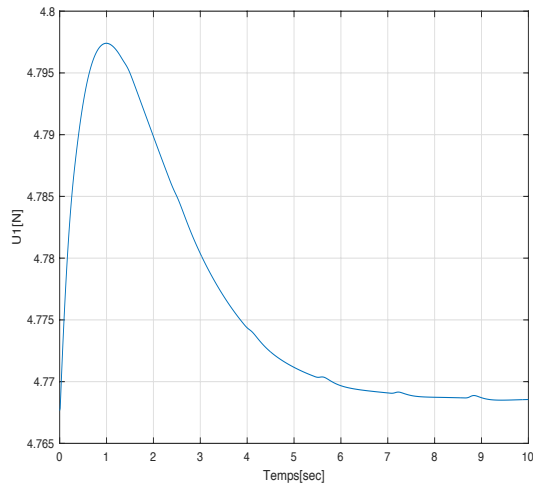
(e) Évolution de la position selon l'axe z



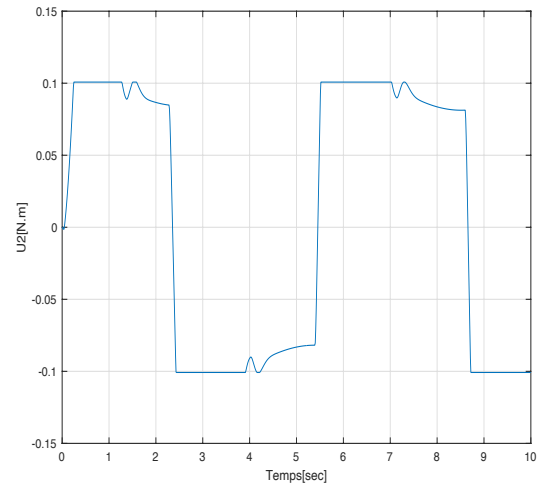
(f) Évolution de l'angle de lacet ( $\psi$ )

**Figure IV. 1:** Poursuite de la trajectoire selon les axes (x, y, z) et les angles ( $\varphi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ )

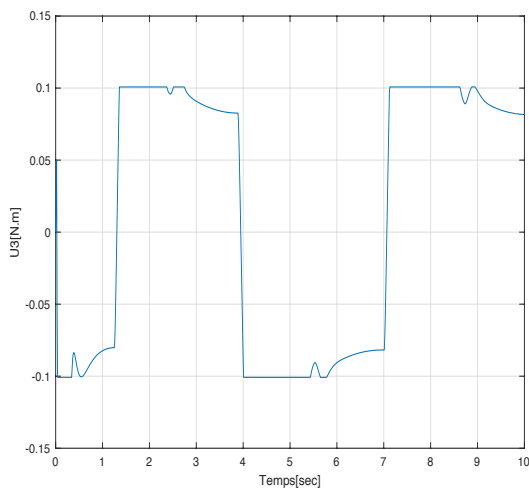




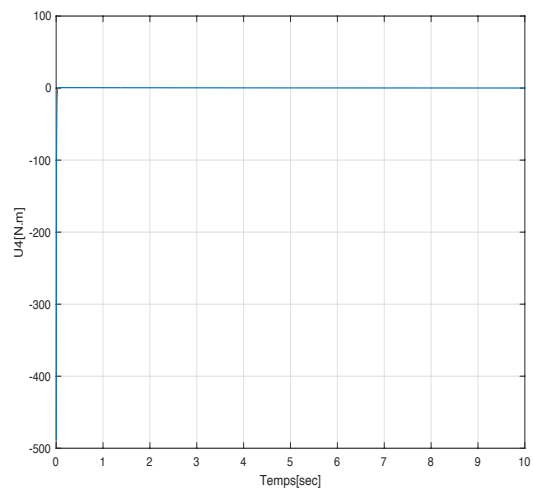
(a) Évolution de la commande ( $U_1$ )



(b) Évolution de la commande ( $U_2$ )

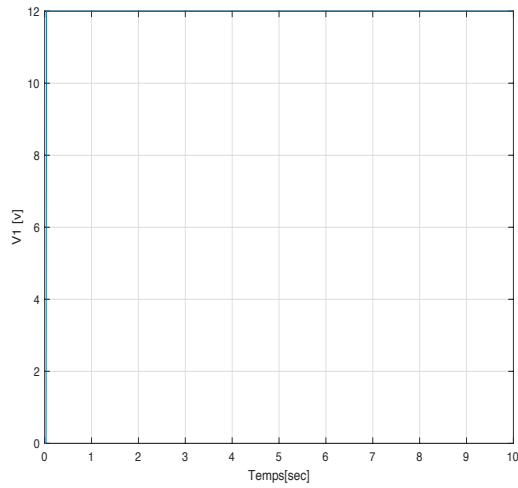


(c) Évolution de la commande ( $U_3$ )

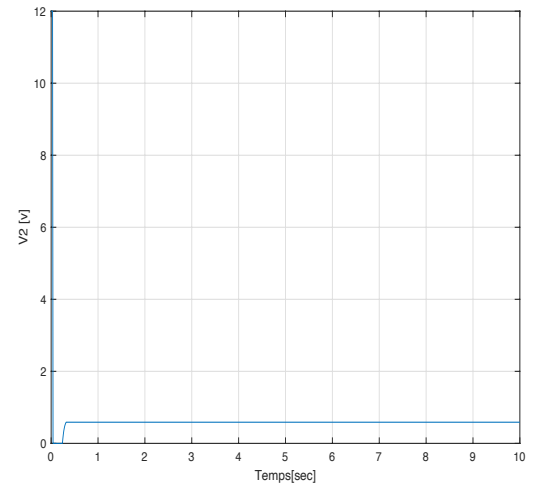


(d) Évolution de la commande ( $U_4$ )

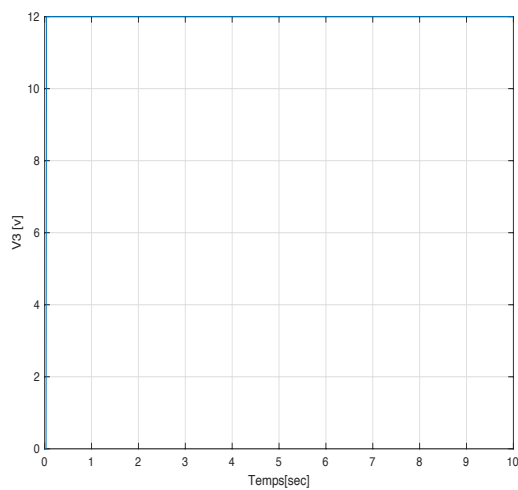
**Figure IV. 2:** Les signaux de commande



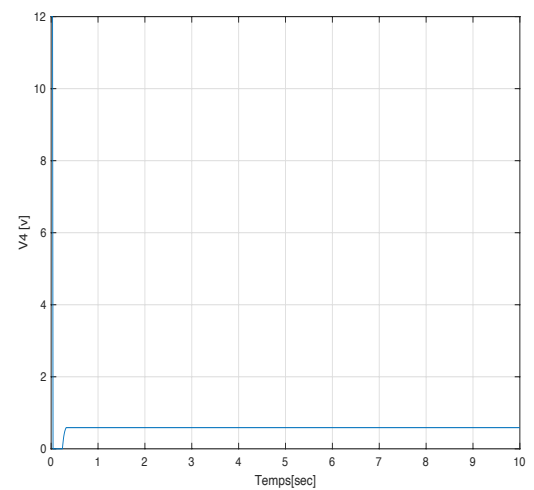
(a) Tension de la commande ( $V_1$ )



(b) Tension de la commande ( $V_2$ )

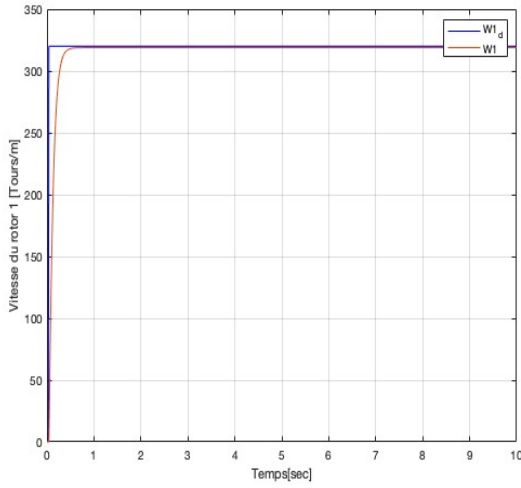


(c) Tension de la commande ( $V_3$ )

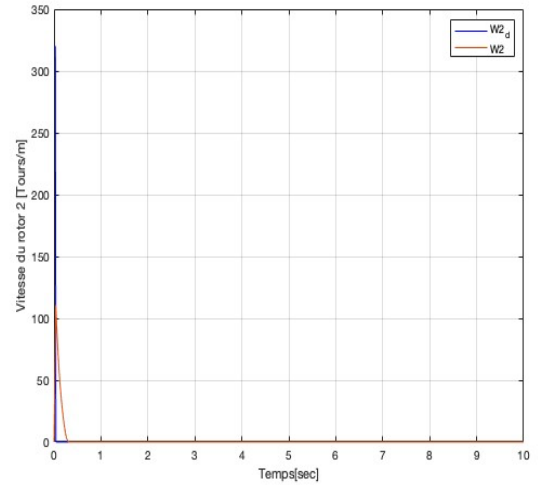


(d) Tension de la commande ( $V_4$ )

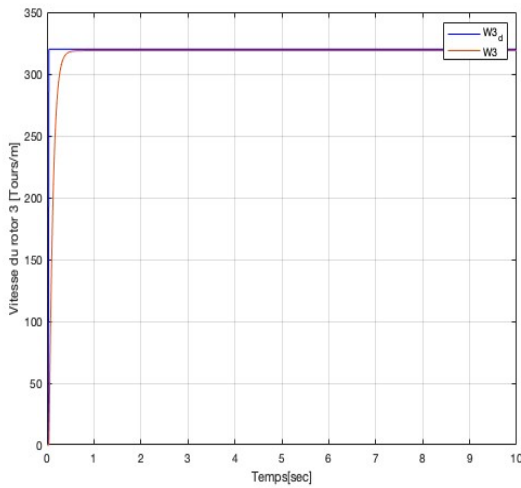
**Figure IV. 3:** Les tensions de commande



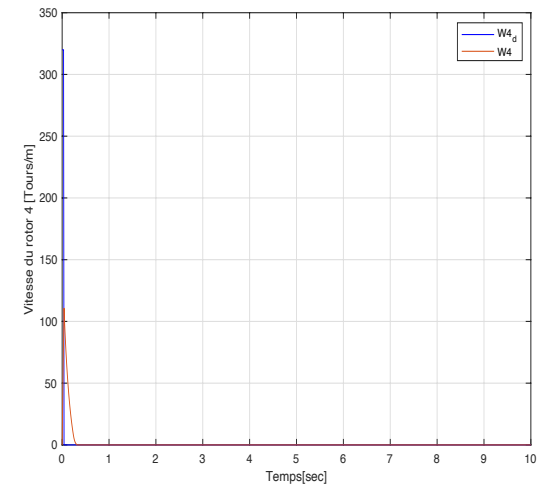
(a) Évolution de la vitesse du rotor 1



(b) Évolution de la vitesse du rotor 2

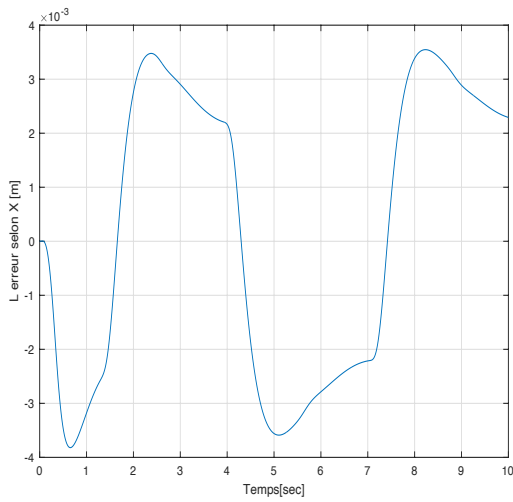


(c) Évolution de la vitesse du rotor 3

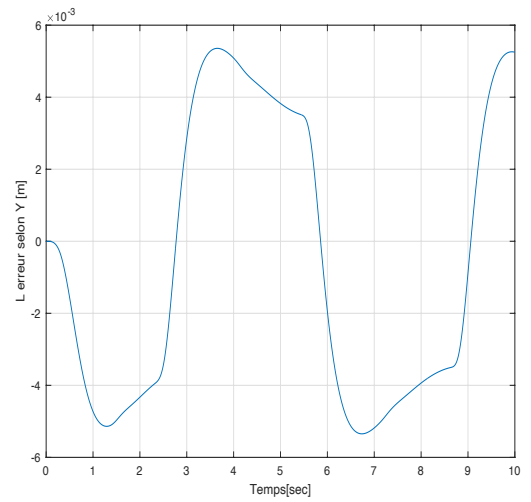


(d) Évolution de la vitesse du rotor 4

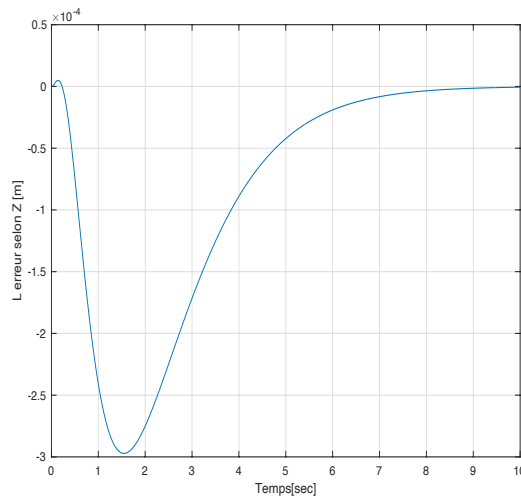
**Figure IV. 4:** Asservissement des quatre moteurs



(A) L'erreur de poursuite selon l'axe x

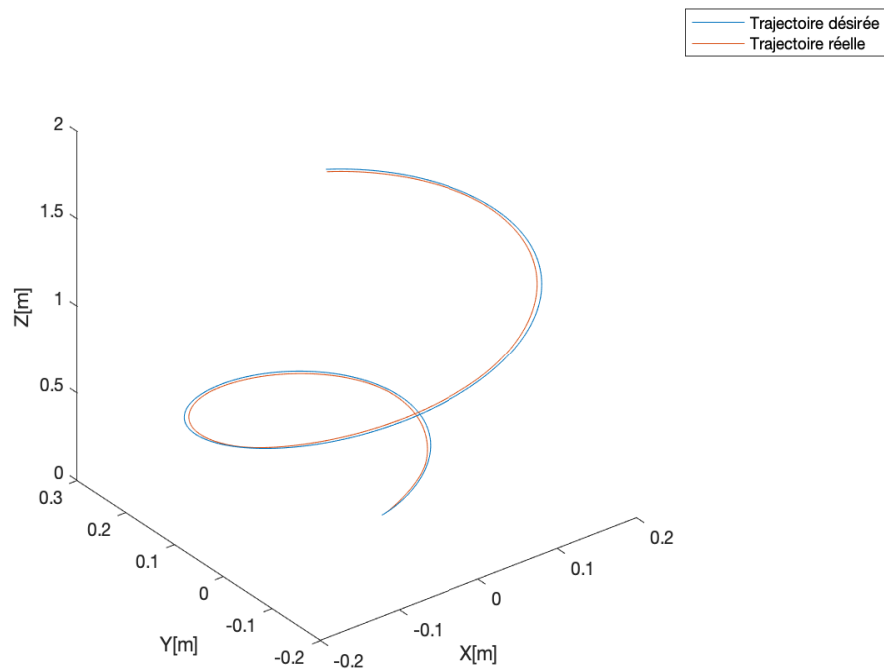


(b) L'erreur de poursuite selon l'axe y



(c) L'erreur de poursuite selon l'axe z

**Figure IV. 5:** Les erreurs de poursuite selon les axes (x,y,z)



**Figure IV. 6:** Évolution de la position en 3D

D'après les figures (IV. 1, 2, 3, 4, 5) on peut voir que :

- Bonne poursuite de la trajectoire souhaitée en l'absence de perturbations transformées, avec de très petites erreurs de l'ordre de  $10^{-4}$  m le long des axes  $x$  et  $y$ ,  $10^{-3}$  m le long de l'axe  $z$ .
- Absence de phénomène de battement au niveau des commandes  $U1, U2, U3$  et  $U4$ .
- Grande flexibilité des tensions de commande  $V1, V2, V3$  et  $V4$ .

## IV.5 Conclusion

Sur la base du modèle dynamique précédemment développé, nous avons utilisé la technique de contrôle du backstepping pour contrôler le quadricoptère.

Cette technique a fourni un bon suivi de la trajectoire souhaitée tout en assurant la stabilité du système avec une erreur statique non nulle en présence de perturbations.

On peut même conclure que la technique de contrôle par backstepping a montré une grande précision sans interférence et a amélioré ses performances et sa robustesse.



---

## *Conclusion générale*

### Conclusion Générale

Les systèmes robotiques autonomes sont devenus un concept intéressant, qui se développe à un rythme accéléré ces dernières années. La recherche sur les systèmes autonomes est passée d'être exclusive à quelques institutions, pour devenir une tendance mondiale qui est constamment renforcée par la recherche dans le monde entier.

L'un des domaines récemment développés dans les robots autonomes est le drone à pointage et atterrissage verticaux. Une tâche courante des UAV consiste en des missions de coopération ou de surveillance pour suivre des cibles situées au sol. Dans de nombreux cas, ces cibles peuvent être dynamiques et effectuer des mouvements imprévisibles, qui doivent être pris en compte par les algorithmes de navigation UAV afin de suivre et de manœuvrer avec précision.

Le Quadrirotor est un système complexe non linéaire, multi variables, instable notamment et présente une dynamique fortement couplée. Le problème traité consiste à garantir en premier lieu la stabilité de ce dernier ainsi que la poursuite de trajectoire avec plus au moins des performances acceptables vis-à-vis le milieu de navigation.

Pendant la réalisation de ce travail, nous avons acquis une expérience très enrichissante dans le plan théorique, non seulement dans la modélisation, la mécanique du vol et la commande du Quadrirotor mais aussi dans les techniques de commandes avancées. Ce travail nous a permis d'une part de développer la technique de commande non-linéaire qui est le Backstepping,

Après un bref état de l'art on a entamé la modélisation dynamique du Quadrirotor, puis nous avons présenté la technique de commande : la commande par Backstepping e qu'on a appliqué sur le modèle du Quadrotor. Cependant, après un test de robustesse, cette technique de commande, peut s'avérer limitées et induisent une erreur statique en présence de la perturbation.

Les résultats de simulation ont montré une grande efficacité de ces approches à garantir en premier lieu la stabilité du système ainsi que la poursuite de trajectoire désirée.



## Conclusion générale

---

### **Perspectives :**

- L'implémentation expérimentale de cette technique de commande sur un prototype réel, afin de voir le véritable comportement de ce système et de pouvoir valider les résultats de simulation.

- Concernant la perturbation utilisée lors du test de robustesse, on propose de développer un modèle du vent afin de rendre le test plus réaliste et la perturbation aussi stochastique que le milieu où se déplace le Quadrotor.

- Nous projetons dans le futur la synthèse d'un observateur non linéaire et d'autres techniques de commande comme : la commande par mode de glissement, par mode flou-glissant et par PIFSMC-GA, afin d'enrichir nos connaissances et approfondir dans ce domaine qui est très intéressant.

- Nous introduisons une hybridation des techniques de commande Backstepping, LQR ...avec l'action intégrale du contrôleur PID.



---

# *Bibliographies*

### Bibliographies

[1] Federal Aviation Administration, Report Of The Federal Aviation Administration To The United States Congress Pursuant To Section 4 Of The Aviation Safety Research Act, (1993, P:1-2).

[2] Michel Asencio, Philippe Gros, Jean-Jacques Patry, Les Drones Tactiques À Voilure Tournante Dans Les Engagements Contemporains, Fondation Pour La Recherche Stratégique N°08/2010.

[3] Civil Aviation Authority (CAA) (U.K), Conférence Mieux Connaître Les Drones, (2010, P : 3).

[4] Fabre, Hubert, La Guerre Des Drones : Aspects Stratégiques Et Juridiques De La « Robotique Sécuritaire », IERI Working Paper, N°18, 10 Décembre 2013.

[5] FINOKI Edouard, "Commande De Vol Non Linéaire D'un Drone À Voilure Fixe Par La Méthode Du Backstepping", Mémoire Maîtrise En Génie, Concentration Génie Aérospatial Présenté À L'école De Technologie Supérieure Montréal, Le 20 Mai 2015.

[6] J.M. Bacon, "The Dominion Of The Air: The Story Of Aerial Navigation", The World Wide School, March ,1997.

[7] Christian.Becot, "Vérités Historiques Et Contre-Vérités Sur L'invention De La Photographie Aérienne Avec Cerf-Volant " Août 2013.

[8] [Http://Www.Du-Ciel.Com/Wordpress/Archeologie-Aerienne/Historique](http://Www.Du-Ciel.Com/Wordpress/Archeologie-Aerienne/Historique) "Historique Cerf-Volant" Consulter 11-05-2022

[9] François Azzopardi, Les Drones Aériens Sur Le Territoire National, Mémoire Master 2 Sécurité Et Défense, Université Panthéon-Assas-Paris I, 2016.

[10] [Https://Www.Studiofly.Fr/Les-Drones-Un-Siecle-De-Recherches-Et-D-Elaboration/](https://Www.Studiofly.Fr/Les-Drones-Un-Siecle-De-Recherches-Et-D-Elaboration/) "Histoire Du Drone : Un Siècle De Recherches Et D'élaboration" Consulter 11-05-2022.

[11] Nicolas Achotte, "Conception, Optimisation Et Dimensionnement De Moteurs Planaires À Aimants Permanents Pour Drones Miniatures En Vol Stationnaire", Université Joseph Fourier Grenoble I, Chapitre1( Page 16), Le 30 Septembre 2005.

## Bibliographie

---

[12] <https://Www.Universalis.Fr/Encyclopedie/Drones/2-Histoire-Des-Drones/> Consulter 12-05-2022.

[13] <https://Www.Lesechos.Fr/2013/10/Drones-Les-Secrets-De-La-Success-Story-Israelienne-1099453> Nathalie Hamou, Drones : Les Secrets De La Success-Story Israélienne, Journal Les Echos, Publié Le 3 Oct. 2013 À 1:01, Consulter 12-05-2022.

[14] <https://Air-Cosmos.Com/Article/Libye-Retour-Sur-La-Plus-Grande-Guerre-De-Drones-Au-Monde-27574> Ghaith Garraoui, Libye : Retour Sur "La Plus Grande Guerre De Drones Au Monde", 1<sup>er</sup> Site Francophone D'actualité Aéronautique Et Spatiale (Air & Cosmos) 01/02/2022 18:30, Consulter 12-05-2022.

[15] <https://Www.Futura-Sciences.Com/Tech/Actualites/Technologie-Guerre-Ukraine-Mystere-Autour-Nouveau-Drone-Suicide-98765/> Fabrice Auclert, Guerre En Ukraine : Mystère Autour D'un Nouveau Drone Suicide, Journaliste Futura, 05 Juin 2022, Consulter 10-06-2022.

[16] <https://Www.Capital.Fr/Economie-Politique/La-Russie-Utilise-Des-Drones-Kamikazes-En-Ukraine-1433038> Thomas Romanacce, La Russie Utilise Des Drones Kamikazes En Ukraine, Journal Capital, Publié Le 05/04/2022, Consulter 10-06-2022.

[17] Maryse Bergé-Lavigne, Philippe Nogrix, Le Rôle Des Drones Dans Les Armées, Rapport D'information N° 215 (2005-2006), Fait Au Nom De La Commission Des Affaires Etrangères, Déposé Le 22 Février 2006.

[18] <https://Www.Cairn.Info/Revue-Defense-Nationale-2015-6-Page-100.Htm> Christophe Fontaine, Les Drones MALE : Un Atout Maître Contre Les Terroristes Sur Le Territoire National, Dans Revue Défense Nationale, 2015/6 (N° 781), Consulter 11-06-2022.

[19] <https://Www.Techno-Science.Net/Glossaire-Definition/Drone-De-Combat.Html> Consulter 11-06-2022.

[20] Elmaharat Anis, Lakhdari Raouf, Conception Et Réalisation D'un Mini Drone, Mémoire De Master, Université De Mohamed El-Bachir El-Ibrahimi - Bordj Bou Arreridj, 14 Septembre 2021.

## Bibliographie

---

[21] <https://www.defense.gouv.fr/actualites/biofly-drone-a-ailes-battantes-a-decouvrir-a-fabrique-defense> Agence De L'innovation De Défense(AID), Un Drone A Ailes Battantes A Découvrir A La Fabrique Défense, Ministère Des Armées, Publié Le : 27/01/2022, Consulter 12-06-2022.

[22] [https://www.researchgate.net/publication/348929270\\_drone\\_101\\_a\\_must-have\\_guide\\_for\\_any\\_drone\\_enthusiast](https://www.researchgate.net/publication/348929270_drone_101_a_must-have_guide_for_any_drone_enthusiast) Myin Uddin, Drone 101: A Must-Have Guide For Any Drone Enthusiast , Shenyang Aerospace University, Shenyang Aerospace University, Aout 2020, Consulter 12-06-2022.

[23] <https://www.federation-magnot.com/wp-content/uploads/2022/02/CHARTE-2-2022web-Re%CC%81duit.Pdf> Organe De La Federation Nationale Andre Maginot, Micro-Drone :Une Nouvelle Arme, La Charte N° 2 - Avril - Mai - Juin 2022, Consulter 12-06-2022.

[24] <https://www.studiosport.fr/guides/drones/l-utilisation-des-drones-dans-le-monde.html> Consulter 12-06-2022.

[25] <http://www.opex360.com/2022/05/20/la-marine-nationale-envisage-de-doter-certains-de-ses-semaphores-de-mini-drones-aeriens-aliaca/> Laurent Lagneau, La Marine Nationale Envisage De Doter Certains De Ses Sémaphores De Mini-Drones Aériens Aliaca, 20 MAI 2022, Consulter 12-06-2022.

[26] <https://www.dronexperts.com/blogs/all/tout-savoir-sur-le-drone-en-agriculture-de-precision> Hantz Guillaume, Tout Savoir Sur Le Drone En Agriculture De Précision, Le Blogue De Dronexperts, 5 Avr. 2022, Consulter 13-06-2022.

[27] <https://jool-international.com/en/limportance-des-drones-pour-l-agriculture-de-demain/> Publié 07/03/2022, Consulter 13-06-2022.

[28] <https://filmlifestyle.com/drones-for-filming/> Consulter 13-06-2022.

[29] Gianmaria Barenco, Les Drones Dans Le Domaine De La Logistique : Pourraient-Ils Amener Des Avantages Et Réduire Les Coûts D'acheminement De Colis?, Travail De Bachelor Réalisé En Vue De L'obtention Du Bachelor HES, Genève, Le 31 Mai 2018, Consulter 13-06-2022.

[30] <https://altitude-drones.be/index.php/services/avantages-et-inconvenients/> Consulter 16-06-2022

## Bibliographie

---

- [31] Claudia Stöcker Avec Contribution De La Part De Rohan Bennett, Francesco Nex, Markus Gerke, Et Jaap Zevenbergen , La Revue «Current State Of UAV Regulations » , Article In Remote Sensing, May 2017.
- [32]<https://Blog.Studiosport.Fr/Legislation-Drone-2022-Europe/> Mélodie, LA LÉGISLATION DRONE EN 2022 : OÙ EN EST-ON ?, 6 Avr, 2022, Consulter 16-06-2022.
- [33] Anurag Sai Vempati ,Vipul Choudhary ,Laxmidhar Behera , Quadrotor: Design, Control And Vision Based Localization, Third International Conférence On Advances In Control And Optimization Of Dynamical Systems March 13-15, 2014. Kanpur, India.
- [34] <https://Link.Springer.Com/Content/Pdf/10.1007/S10846-021-01527-7.Pdf> Moad Idrissi, Mohammad Salami, Fawaz Annaz, A Review Of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles: Applications, Architectural Design And Control Algorithms, Journal Of Intelligent & Robotic Systems, Published Online: 22 January 2022.
- [35][https://Www.Researchgate.Net/Publication/358640838\\_Application\\_Of\\_Iot\\_Quadrotor\\_Dynamics\\_Simulation/Link/6219496c6051a16582f7c6ef/Download](https://Www.Researchgate.Net/Publication/358640838_Application_Of_Iot_Quadrotor_Dynamics_Simulation/Link/6219496c6051a16582f7c6ef/Download) Xinxi Lu ,Zhihuan Xing, Application Of Iot Quadrotor Dynamics Simulation , Electronics, Academic Editor: Nurul I. Sarkar, Published: 15 February 2022, Consulter 19-06-2022.
- [36] M. S. Kheloui , Application Des Commandes Non Linéaires Sur Un Drone À Quatre Hélices, Thèse De Magister, Université Des Sciences Et De La Technologie d'Oran USTO, (2011).
- [37] G. Charland-Arcandm, Contrôle Non Linéaire Par Backstepping D'un Hélicoptère De Type Quadrotor Pour Des Applications Autonomes,Thèse M.Ing. École De Technologie Supérieure, Université Du Québec, MONTRÉAL, LE 20 AOÛT 2014.
- [38] P. Pounds, R. Mahony Et P. Corke , *Modelling And Control Of A Large Quadrotor Robot*, In Control Engineering Practice, Available Online 21 February 2010.
- [39] S. Bouabdallah,Design And Control Of Quadrotors With Application To Autonomous Flying, Thèse De Doctorat, École Polytechnique Fédérale De Lausanne, 2007.
- [40]<http://Www.Opex360.Com/2022/05/09/Le-Ministere-Des-Armees-Lance-Deux-Projets-Pour-Doter-Larmee-De-Terre-De-Munitions-Rodeuses/> Laurent Lagneau, Le Ministère

## Bibliographie

---

Des Armées Lance Deux Projets Pour Doter L'armée De Terre De « Munitions Rôdeuses », 9 MAI 2022, Consulter 22-06-2022.

[41] Moussa Labbad, Yassine Boukal, Mohamed Cherkaoui, Advanced Robust Nonlinear Control Approaches For Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle, Studies In Systems, Decision And Control, Series Editor Janusz Kacprzyk, Systems Research Institute, Polish Academy Of Sciences, Warsaw, Poland, 2022.

[42] Syed Ali Raza, Wail Gueaieb, ACADEMIC EDITOR, Intelligent Flight Control Of An Autonomous Quadrotor, January 1st, 2010.

[43] Aleksandar Rodić, Gyula Mester, The Modeling And Simulation Of An Autonomous Quad-Rotor Microcopter In A Virtual Outdoor Scenario, Acta Polytechnica Hungarica, January 2011.

[44] Isaac S. Leal, Chamil Abeykoon, Yasith S. Perera, Design, Simulation, Analysis And Optimization Of PID And Fuzzy Based Control Systems For A Quadcopter, Academic Editor: Nurul I. Sarkar, 10 September 2021.

[45] Denis Kotarski, Petar Piljek, Marko Pranjić, Carlo Giorgio Grlj, Josip Kasać, A Modular Multicopter Unmanned Aerial Vehicle Design Approach For Development Of An Engineering Education Platform, Academic Editor: Miguel Ángel Conde, 13 April 2021.

[46] Monia Mechirgui, Commande Optimale Minimisant La Consommation D'énergie D'un Drone Utilisé Comme Relai De Communication, Mémoire Présenté À L'école De Technologie Supérieure comme Exigence Partielle À L'obtention De Maîtrise En Génie Électrique, Montréal, 15 Octobre 2014.

[47] Dario Sanalidro, Aerial Cooperative Manipulation: Full Pose Manipulation In Air And In Interaction With The Environment, Thèse Doctorat De L'université Fédérale Toulouse Midi-Pyrénées, Le 08/04/2022.

[48] Mehaya Hamza, Trad Taha Yacine, Commande Robuste D'un Quadrotor, présenté pour l'obtention du diplôme de master avionique, École Supérieure Des Techniques De L'aéronautique Chahid Moussa Rahali, 2018.

[49] Omid Mofid, Saleh Mobayen, Adaptive Sliding Mode Control For Finite-Time Stability Of Quad-Rotor Uavs With Parametric Uncertainties, ISA Transactions, December 2017.

## Bibliographie

---

- [50] Hatem M Kandeel, Ebrahim A Abdelmaksod, Abdelrady Okasha Elnady, Modeling An Control Of X-Shape Quadcopter, IOSR Journal Of Mechanical And Civil Engineering , February 2022.
- [51] Modeling, Control And Simulation Of Quadrotor UAV ,Conference: 2020 1st International Conference On Communications, Control Systems And Signal Processing (CCSSP) ,May2020.
- [52] Issame Mahdjoubi, Object Detection For Quadrotor Using Deep Learning, In The Aim Of Obtaining A Master's Degree -Academic-, University Of M'sila, 2022.
- [53] Bouchaib Ali, Contribution à la technique géométrique pour la commande d'un quadrotor (Comtribution to the geometrique technique for control of a quadrotor), Pour l'obtention du diplôme de Doctorat en Science, 26 / 05 / 2022.
- [54] BEHIH Khalissa, Contribution à la commande des systèmes non linéaires incertains et perturbés, DOCTORAT EN SCIENCES, UNIVERSITÉ FERHAT ABBAS - SETIF1,2020.
- [55] AFAF ZITI, Conception et analyse de la stabilité robuste d'une commande non linéaire d'un quadrotor, Mémoire présenté en vue de l'obtention du diplôme de Maîtrise ès sciences appliquées Génie électrique, POLYTECHNIQUE MONTRÉAL, Avril 2019.
- [56] Ali Saibi , Razika Boushaki, Hadjira Belaidi, Backstepping Control of Drone, (This article belongs to the Proceedings of The 1st International Conference on Computational Engineering and Intelligent Systems) Published: 24 January 2022.



