

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université de RELIZANE
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département d'Electrotechnique et d'automatique



جامعة غليزان
RELIZANE UNIVERSITY

MEMOIRE
En vue de l'obtention du diplôme de MASTER en :
Automatique et Système

Intitulé

Commande et Observation d'un quad-rotor (drone)

Présenté par :

Mr : HACHEMI Abdelkarim

Mlle : ZITOUNI Ikram

Devant les membres de jury :

Président : Mr. MELIANI Bouziane Professeur A (U. Relizane)

Encadreur : Mr. BELALIA Karim Maître de conférence (A) (U. Relizane)

Examineur : Mr. DAHMANE Ghename Maître de conférence (A) (U. Relizane)

Année universitaire : 2024/2025

Remerciement

Avant toute chose, nous tenons à remercier **ALLAH** qui nous a donné la force, la patience et le courage nécessaires pour concevoir, préparer et présenter ce modeste travail.

Je tiens également à exprimer ma sincère gratitude à tous ceux qui ont contribué, de près ou de loin, à la réalisation de cette thèse.

Je tiens tout d'abord à remercier Monsieur **BELALIA Karim**, mon encadreur, pour sa disponibilité, ses conseils précieux, sa rigueur scientifique et ses encouragements tout au long de ce travail.

Je remercie également l'ensemble des membres du jury pour l'honneur qu'ils nous font en acceptant d'évaluer ce travail et pour l'intérêt qu'ils lui portent.

Mes remerciements s'adressent également à l'ensemble des enseignants et responsables du département Automatique de l'Université de Relizane, pour la qualité de l'enseignement reçu au cours de ces années.

Je n'oublie pas d'adresser mes remerciements à ma famille, pour son soutien inconditionnel, ses encouragements et sa patience tout au long de mes études.

Enfin, une pensée particulière à mes amis et collègues, pour leur aide, leur soutien moral et leur bonne humeur tout au long de cette aventure.

À tous, merci.

Dédicace

Je dédie ce mémoire ;

A mes chers parents qui m'ont soutenu tout au long de mon cycle d'études
par leurs encouragements et leurs patiences ;

A mes chères frères et sœurs ;

A mes ami(e)s et camarades ;

Tous mes professeurs et enseignants depuis mes premiers pas d'écolier, en
priant le Bon Dieu de leurs rendre le bienfait qu'ils m'ont transmis et de

Les récompenser ici-bas et à l'au-delà.

De, Abdelkarim Hachemi

Je dédie ce mémoire ;

A celui qui supporte tout le mal pour moi ... A qui m'a fait confiance depuis l'enfance

A qui j'ouvre toutes mes prières ... A qui je porte son nom avec fierté

A mon cher Père (Ali Zitouni)

A mon ange dans la vie ... A qui était sa supplication le secret de mon succès ... A la source de la tendresse et le sens de l'amour ... A la précieuse qui je ne vois l'espoir que de ses yeux

A ma chère maman

A la flamme de l'intelligence et de la lumière ... A ceux que je trouve la force et l'amour en

leur présence ... A mon soutien dans la vie

A mes chères frères et sœurs

A tous qui m'ont accompagné pendant mes années d'études ... qui ont partagé ma joie et ma peine

A mes chers amis

A la personne travailleuse, loyale dans tous les travaux

A mon binôme

et à toute la promo 2024 / 2025.

De, Ikram ZITOUNI

Sommaire

Résumé	9
الملخص	9
Introduction Générale.....	10
Chapitre I : Généralité sur les drones	13
I.1. Introduction.....	14
I.2. Historique.....	14
I.3. Classification des drones.....	16
I.3.1. Classification selon la taille	16
I.3.1.1. Nano et micro drones	16
I.3.1.2. Mini drones	17
I.3.1.3. MALE « Medium Altitude Long Endurance »	17
I.3.1.4. HALE « High Altitude Long Endurance »	17
I.3.2. Classification selon le mode de propulsion.....	18
I.3.2.1 Voilures fixes	18
I.3.2.2 Ailes battantes	18
I.3.2.2 Voilures tournantes VTOL.....	19
I.4. Les quadrotors.....	21
I.4.1. Description :.....	21
I.4.2. Les avantages et les inconvénients des quadrotor.....	22
I.4.3. Utilisation d'un drone quadrotor	23
I.5. Technologies et Innovations	24
I.6. Conclusion	24
Chapitre II : Modélisation dynamique et Contrôle de stabilisation.....	25
II.1. Introduction	26
II.2. Modélisation du Quadrotor.....	26
II.2.1. Fonctionnement du Quadrotor	26
II.2.2. Mouvement du quadrotor	27
1.Mouvement vertical.....	27
2.Mouvement de roulis (ϕ).....	27
3.Mouvement de tangage (θ).....	28
4.Mouvement de lacet	28
5.Mouvement de translation	28
II.2.3. Orientation de quadrotor.....	29
1.La portance	32
2.La trainée	33
3.L'effet gyroscopique	33

II.2.6. Représentation d'état du système	35
II.3. La Commande de quadrotor	37
II.3.1. La stabilité de quadrotor	37
II.3.2. Contrôleur LQR	38
II.3.4. Les résultats de simulation avec contrôleur LQR	40
II.3.5. Interprétation.....	42
II.3.6. LQR Problématique	42
II.4. Conclusion de chapitre	42
Chapitre III : L'observation d'un quadrotor	43
III.1. Introduction :	44
III.2. Différents types d'observateurs	44
III.3. Principe d'un observateur	45
III.3.1. Objectif d'un observateur	45
III.3.2. Structure d'un observateur.....	46
III.4. Synthèse d'observabilité	47
III.4.1. Observabilité par Luenberger	47
III.4.2 Résultats de simulation.....	49
III.5. Conclusion.....	53
IV. Conclusion Générale	56
Annexe	57
A.Parameters de simulation (MATLAB/Simulink)	57
B.Les schémas bloc de simulation	58
References	60

Table de figures :

Figure I.1 : Premier drone français	15
Figure I.2 : L'appareil no 2 d'Oehmichen de Pascal	15
Figure I.3 : Le quadrirotor de Pascal Brisset Tirée	15
Figure I.4 : AR.Drone	16
Figure I.5 : Le Pico-Flyer	16
Figure I.6 : Exemple d'un micro-drone.....	16
Figure I.7 : Exemple mini-drone (DJI).....	17
Figure I.8 : The Heron	17
Figure I.9 : Sagem Sperwer	17
Figure I.10 : WZ-7 HALE UAV	18
Figure I.11 : Drone avec ailes fixe.....	18
Figure I.12 : La libellule artificielle	18
Figure I.13 : L'avion 3D.	19
Figure I.14 : L'hélicoptère classique.....	20
Figure I.15 : Le Birotor.....	20
Figure I.16 : (a) Trirotor, (b) Vectron et (c) Hélicoptère auto stable	21
Figure I.17 : Drone Multirotors	21
Figure I.18 : Sens de rotation des rotors.....	22
Figure II.1 : Configuration d'un drone quadrotor	26
Figure II.2 : Mouvement vertical	27
Figure II.3 : Mouvement de roulis	27
Figure II.4 : Mouvement de tangage	28
Figure II.5 : Mouvement de lacet	28
Figure II.6 : Schéma général du système de coordonnées	29
Figure II.7 : Commande de roulis	29
Figure II.8 : Commande de tangage	30
Figure II.9 : Commande de lacet	31
Figure II.10 : Le modèle de quadrotor	32
Figure II.11 : Moment de portance.....	33
Figure II.12 : Le moteur DC place dans le circuit	34
Figure II.13 : Résultat sur l'axe X en boucle ouvert	36

Figure II.14 : Résultat sur l'axe Y en boucle ouvert	37
Figure II.15 : Schéma et fonction de transfert de la régulateur LQR	38
Figure II.16 : Résultat de simulation de X et X_ref	40
Figure II.17 : Résultat de simulation de Y et Y_ref.....	40
Figure II.18 : Résultat de simulation de dx et dy	41
Figure II.19 : Résultat de simulation de teta et dteta	41
Figure III.1 : Schéma fonctionnel d'un observateur d'état	47
Figure III.2 : Résultat de simulation de model quadrotor	49
Figure III.3 : Résultat de simulation de l'observateur	49
Figure III.4 : Résultat de simulation de X et Xe	50
Figure III.5 : Résultat de simulation de Y et Ye	50
Figure III.6 : Trajectoire de Xref et Yref	51
Figure III.7 : Trajectoire dans un plan 2D	52
Figure III.8 : Résultat de simulation de X, Xe et Xref.....	52
Figure III.9 : Résultat de simulation de Y, Ye et Yref.....	53

Résumé - Dans ce travail traite du contrôle et de l'observation d'un quadrotors sans pilote, un système aérien caractérisé par une dynamique non linéaire complexe et entièrement couplée. Tout d'abord, une modélisation mathématique précise du quadrotor a été réalisée afin de comprendre son comportement en vol. Ensuite, un système de contrôle de type LQR a été conçu pour stabiliser le drone et suivre une trajectoire de référence.

Ensuite, une approche de surveillance a été développée à l'aide d'un observateur de Luenberger afin d'estimer les états non mesurables tels que la vitesse angulaire et la position. Tous les travaux ont été validés par des simulations à l'aide de MATLAB/Simulink, qui ont démontré une réponse dynamique satisfaisante, une bonne stabilité du système et une estimation précise des états internes.

Mots clés : *LQR, Observateur Luenberger, Drone.*

Abstract - This work deals with the control and observation of an unmanned quadrotor, an aerial system characterized by complex nonlinear dynamics and fully coupled. First, a precise mathematical model of the quadrotor was developed to understand its flight behavior. Next, a LQR control system was designed to stabilize the drone and follow a reference trajectory.

Next, a monitoring approach was developed using a Luenberger observer to estimate unmeasurable states such as angular velocity and position. All work was validated by simulations using MATLAB/Simulink, which demonstrated satisfactory dynamic response, good system stability, and accurate estimation of internal states.

Keyword: *LQR Control , Luenberger Observer , Drone.*

الملخص - يتناول هذا العمل التحكم في ومراقبة طائرة بدون طيار رباعية المراوح، وهي نظام جوي يتميز بديناميكيات غير خطية معقدة و مترابطة بالكامل. أولاً، تم إجراء نمذجة رياضية دقيقة للطائرة الرباعية المراوح من أجل فهم سلوكها أثناء الطيران. ثم تم تصميم نظام تحكم من نوع LQR لتثبيت الطائرة بدون طيار ومتابعة مسار مرجعي.

بعد ذلك، تم تطوير نهج مراقبة باستخدام مراقب Luenberger لتقدير الحالات غير القابلة للقياس مثل السرعة الزاوية والموضع. تم التحقق من صحة جميع الأعمال من خلال محاكاة باستخدام MATLAB/Simulink ، والتي أظهرت استجابة ديناميكية مرضية، واستقرارًا جيدًا للنظام، وتقديرًا دقيقًا للحالات الداخلية.

الكلمات المفتاحية: *المتحكم LQR, مراقب Luenberger , طائرة بدون طيار.*

Introduction Générale

Introduction générale

Dans l'environnement actuel, caractérisé par des progrès rapides en matière de connaissances et d'innovation technologique, le domaine des drones se distingue par l'importance qu'il a acquise dans un large éventail de secteurs, en raison de son développement rapide et continu.

Les drones sont définis comme des véhicules aériens qui fonctionnent sans pilote humain à bord. Ils sont contrôlés à distance ou de manière autonome par des systèmes logiciels avancés. Leur flexibilité et leur capacité à atteindre des zones difficiles d'accès pour l'homme font de cette technologie un outil efficace dans des domaines tels que la photographie aérienne, la surveillance, l'agriculture de précision, la livraison de marchandises et même les opérations de recherche et de sauvetage.

La modélisation d'un quadrotor est une tâche complexe nécessitant une compréhension approfondie des phénomènes physiques en interaction avec le système. Ces effets — gyroscopiques, aérodynamiques, gravitationnels, de frottement et d'inertie — sont multiples et interdépendants, ce qui rend le système fortement non linéaire [1].

De nombreux travaux de recherche ont été consacrés à la modélisation et à la commande des quadrotors. Parmi les méthodes de commande couramment utilisées, on trouve les régulateurs PI et PID, ainsi que les contrôleurs LQ et LQR et la commande par mode glissant. Ces techniques visent principalement à assurer la stabilité du système et à le faire suivre une trajectoire donnée avec précision [2].

L'observabilité est une propriété essentielle dans le contrôle des quadrirotors, car elle permet de reconstruire les états internes du système à partir des mesures disponibles, même lorsque certains états ne sont pas directement mesurables. Ce mémoire se concentre sur l'étude et l'implémentation d'un observateur linéaire de Luenberger pour un quadrirotor, en analysant les conditions d'observabilité du système. L'objectif principal est d'évaluer comment cet observateur améliore la stabilité et les performances du système en fournissant des estimations précises des états non mesurés.

Ce mémoire s'articule autour de trois chapitres :

- ❖ Le premier chapitre propose une introduction générale aux drones, puis se concentre sur les quadrotors en détaillant leurs caractéristiques techniques, leur architecture et leurs principales applications.
- ❖ Le deuxième chapitre traite de la modélisation dynamique du quadrotor, suivie de la conception et de l'implémentation d'une loi de commande par contrôleur LQR pour assurer sa stabilisation.

- ❖ Enfin, le troisième chapitre s'intéresse à l'observation du système, en analysant différentes méthodes de suivi et en intégrant une stratégie de contrôleur LQR pour optimiser les performances du quadrotor. Les résultats de simulation sont obtenus par le logiciel MATLAB/SIMULINK,

Nous terminons notre travail par une conclusion générale.

Chapitre I :

Généralité sur les drones

I.1. Introduction

Les drones ou véhicules aériens sans pilote (UAV), sont des aéronefs équipés de caméras, de capteurs, d'équipements de communication ou d'autres dispositifs et utilisés pour des missions de reconnaissance, de recherche d'informations ou des opérations de combat. Dans ce chapitre, nous allons présenter de façon générale les drones, leur historique, leur classification. Dans la section suivante, une analyse approfondie de la configuration quadrotor, qui fait l'objet de notre étude, sera présentée. Cette analyse portera sur les avantages de la configuration, son évolution chronologique, sa technologie et ses champs d'application. Par ailleurs, les capteurs couramment utilisés par ces engins volants ainsi que l'intelligence embarquée qui leur permet d'accomplir les missions qui leur sont confiées seront abordés.

I.2. Historique

Le concept d'avions sans pilote radio-commandés a émergé durant la Première Guerre mondiale, marquant une avancée significative dans le domaine de l'aéronautique militaire. Des prototypes de ces appareils, équipés de torpilles aériennes télécommandées par télégraphie sans fil et dotés d'un gyroscope, ont été conçus, mais n'ont jamais été opérationnels sur le terrain. Parallèlement [3] [4], en 1916, au Royaume-Uni, l'ingénieur Archibald Low [5] concevait l'Aerial Target, un projet d'avion-cible. Parallèlement, aux États-Unis, le projet Hewitt-Sperry automatic airplane, mené par les ingénieurs Elmer Ambrose Sperry, Lawrence Sperry et Peter Cooper Hewitt, connaît un essor significatif. En France, le 2 juillet 1917, le pilote Max Boucher réalise un exploit technique majeur en faisant voler un avion Voisin sur une distance d'un kilomètre, une prouesse qui est alors considérée comme « sans l'intervention de l'homme » [6]. Au début de l'année 1918, le président de la Commission sénatoriale de l'Armée, Georges Clemenceau, lance un projet d'«avions sans pilote» [7]. Le capitaine Boucher améliore son système de pilotage automatique et, le 14 septembre, fait voler un avion Voisin BN326 pendant 51 minutes sur un parcours de 100 kilomètres [6]. Le premier drone français, au sens strict du terme, est Conçu, réalisé et expérimenté dès 1923 à Étampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher, ce dispositif n'a pas encore suscité l'intérêt de l'Armée française à cette époque [6] [8].

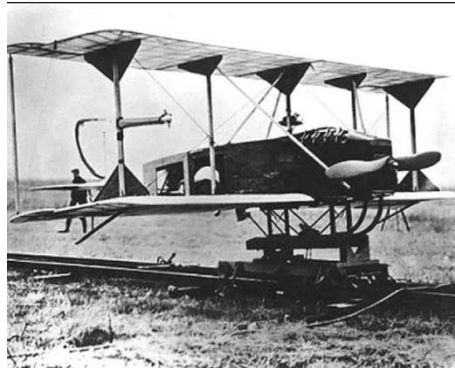


Figure I.1 : Premier drone français par l'ingénieur *Maurice Percheron* et le capitaine *Max Boucher* [8].

L'émergence du quadrotor trouve son origine dans le contrat passé par l'armée américaine en janvier 1921, qui a conduit George de Botezat, d'origine russe et de nationalité américaine, à effectuer le premier vol d'un quadrotor. Le premier vol est effectué avec succès en octobre 1922, le premier vol est effectué avec succès le 18 décembre 1922, le vol dure 1 minute et 42 secondes à une altitude de 1,8 mètre, et le 19 janvier 1923, l'appareil transporte deux personnes à une altitude de 1,2 mètre. Plusieurs autres vols sont effectués en 1923, mais l'appareil ne s'élève jamais à plus de 5 mètres. L'armée résilie le contrat [9].

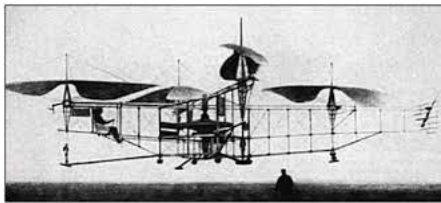


Figure I.2 : L'appareil no 2 d'Oehmichen de *Pascal Brisset* Tirée de Pascal Brisset et Antoine Drouin [10].



Figure I.3 : Le quadrotor de *Pascal Brisset* Tirée et *George de Botezat* [10].

En janvier 2016, la société Chinoise Ehlange a présenté un quadrotor capable de transporter une personne de 100 kilogrammes à une altitude de 500 mètres. Les recherches sur les quadrotors se poursuivent à l'heure actuelle. À titre d'illustration, certains programmes en cours de développement incluent le concept « Bell Boeing Quad TiltRotor » de Bell, qui pousse plus loin le concept du quadrotor fixe en le combinant avec le concept du rotor pendulaire pour un transport militaire de taille C-130. AeroQuad et Ardu Copter sont des projets de logiciel et de matériel open source basés sur Arduino pour la construction de quadrotor. Parrot AR Drone, conçu par Parrot SA, est un quadrotor radiocommandé de petite taille, pourvu de caméras et contrôlé par un smartphone ou une tablette. [11].



Figure I.4 : Prototype volant du Parrot AR Drone (à gauche). Décollage de Parrot AR Drone 2.0, Nevada, 2012 (à droite) [9].

I.3. Classification des drones

Il convient de noter qu'il n'existe pas une classification universelle des drones. En effet, ces appareils peuvent être répartis selon une multitude de critères : l'autonomie, la portée, l'altitude, la mission, les systèmes de contrôle, la dimension, la taille, le mode de propulsion, et bien d'autres. À titre d'illustration, les Australiens procèdent à leur classification en fonction de leur masse, qu'elle soit lourde ou légère, tandis que les Américains les classent selon leur taille [12].

I.3.1. Classification selon la taille

I.3.1.1. Nano et micro drones

Ces petits drones très maniables sont conçus pour opérer dans des espaces confinés et sont principalement utilisés pour l'espionnage militaire. D'une taille allant d'un centimètre à quelques dizaines de centimètres, ils sont d'un prix modéré et conviennent à la formation des pilotes. Cependant, ils ont une faible puissance, sont sensibles aux fluctuations météorologiques et ont une durée de vol limitée [12].



Figure I.5 : Le PicoFlyer (ProxyFlyer) [13].



Figure I.6: Exemple d'un micro-drone [10].

I.3.1.2. Mini drones

Les mini-drones, qui sont des aéronefs télécommandés de petite taille, ont acquis une popularité croissante grâce à leur faible coût et à leurs bonnes caractéristiques techniques. Ils peuvent être utilisés dans un cadre professionnel, notamment pour des travaux de recherche scientifique. Les appareils légers, avec un poids d'environ 10 kilogrammes, ne sont pas soumis à la réglementation en vigueur. Cependant, des autorisations sont nécessaires pour les appareils plus lourds, avec un poids compris entre 15 et 20 kilogrammes. La figure I-7 illustre un exemple de mini-drone [14].



Figure I.7: Exemple d'un mini-drone (DJI) [11].

I.3.1.3. MALE « Medium Altitude Long Endurance »

Ces aéronefs sont conçus pour des vols de longue durée à une altitude moyenne comprise entre 5000 et 12000 mètres, permettant ainsi de parcourir des distances pouvant atteindre 1000 kilomètres à des vitesses relativement faibles, comprises entre 220 et 360 kilomètres par heure. La masse de ces drones peut atteindre 3,5 tonnes, tandis que leur envergure est généralement comprise entre 10 et 20 mètres.



Figure I.8: The Heron.



Figure I.9: Sagem Sperwer.

I.3.1.4. HALE « High Altitude Long Endurance »

Il s'agit de drones de grande taille. Ils atteignent des dimensions comparables à celles d'un avion civil. Ils sont dotés d'une autonomie leur permettant de demeurer en vol pour des périodes prolongées, s'étendant de 12 à 48 heures, et sont ainsi en mesure de procéder à une collecte de données sur des intervalles substantiels [12].



Figure I.10: WZ-7 HALE UAV.

I.3.2. Classification selon le mode de propulsion

I.3.2.1 Voilures fixes

Ces drones utilisent des ailes fixes dans leur mode de déplacement [12].



Figure I.11: Drone avec ailes fixe [11].

I.3.2.2 Ailes battantes

Dans le cadre de la recherche en ingénierie aéronautique, les ailes battantes sont étudiées comme un système de propulsion alternatif pour les mini et micro-aéronefs. En effet, les recherches ont démontré que les battements d'ailes reproduisent le vol des oiseaux ou des insectes de plus en plus fidèlement [12].



Figure I.12 : La libellule artificielle [13].

I.3.2.2 Voilures tournantes VTOL

Les drones de type VTOL (Vertical Take-Off and Landing) présentent plusieurs avantages par rapport aux aéronefs à ailes fixes. Ils sont capables d'effectuer un vol stationnaire à basse vitesse et à faible altitude, ce qui est particulièrement utile pour les applications de surveillance et de poursuite. En outre, leur capacité à évoluer dans des espaces réduits et à fournir des informations détaillées sur les zones surveillées les rend extrêmement performants. En outre, leur capacité à décoller et à atterrir en position verticale leur confère une versatilité spatiale, en contraste avec les aéronefs à ailes fixes qui requièrent des infrastructures dédiées pour leur décollage et leur atterrissage. De surcroît, ces drones sont dotés d'une mobilité tridimensionnelle, leur permettant d'effectuer des manœuvres dans toutes les directions. Il convient de noter que plusieurs configurations sont disponibles pour les véhicules à voile tournante à la fois fixe et verticale (VTOL) [12].

a) Monorotors

Les drones monorotors se caractérisent par l'utilisation d'un seul rotor qui remplit la fonction d'actionneur principal. Cette catégorie inclut des avions dits « 3D » (figures I.13). Ces derniers sont dotés d'un moteur puissant qui leur confère la capacité de décoller et d'atterrir verticalement. Ils sont également équipés d'ailerons de grande surface qui assurent leur maniabilité. Le développement de ces systèmes de vol monopilote s'explique par leur capacité à offrir des performances équivalentes à celles des aéronefs conventionnels, tout en permettant une mobilité rapide et économique en énergie [12].

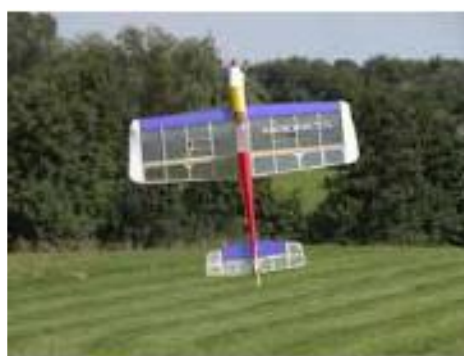


Figure I.13: L'avion 3D [11].

b) Birotors

Dans le cadre de cette étude, nous distinguerons deux configurations d'hélicoptères : ceux qui utilisent un ou deux plateaux cycliques et ceux qui utilisent des pales à pas fixe. Parmi les hélicoptères équipés de plateaux cycliques, nous considérerons l'hélicoptère classique, qui est doté d'un rotor principal et d'un rotor de queue (cf. figure I.14). L'hélicoptère en tandem, pour sa part,

se distingue par la présence de deux rotors qui tournent en sens opposé, mais sur des axes distincts. En revanche, il est important de noter que les appareils dépourvus de plateaux cycliques ne peuvent pas, par eux-mêmes, générer une force et trois couples indépendants. Pour y remédier, il est nécessaire d'ajouter soit des ailerons, soit des mécanismes permettant la rotation des rotors. Par exemple, le birotor (voir figure I.15) est équipé de deux rotors sur des axes différents, ainsi que d'ailerons dans le flux d'air des rotors, permettant d'obtenir les couples nécessaires à la commande en trois dimensions. Il est important de noter que les rotors peuvent tourner en sens opposés ou dans le même sens [8].



Figure I.14: L'hélicoptère classique

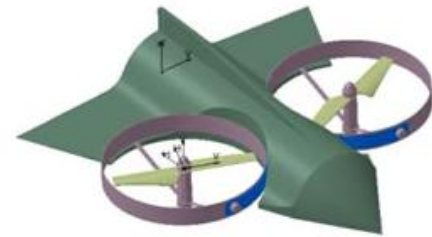


Figure I.15: Le Birotor

c) Trirotors

Dans le cadre de cette étude, nous nous intéresserons aux drones à trois rotors, qui sont classés en trois catégories : le trirotor, le vectron et l'hélicoptère auto-stable. Le vectron, qui est un système complexe, est constitué de trois rotors qui tournent dans le même sens, ce qui a pour effet de faire tourner l'appareil dans le sens contraire. Il est équipé de moteurs à vitesses variables très précis, qui permettent d'obtenir des couples de tangage et de roulis (cf. figure I.16(a)).

L'hélicoptère auto-stable, dénommé « blade-runner », est doté de deux rotors à pas fixe montés sur le même axe et tournant dans des sens opposés (voir figure I.16(b)). Le tangage est obtenu grâce au rotor situé sur la queue de l'appareil. Il est à noter que ce dernier peut être utilisé uniquement en environnement clos.

Le tri-rotor, quant à lui, est équipé de deux rotors à l'avant qui tournent dans des sens opposés, et d'un rotor à l'arrière dont l'orientation peut être ajustée. Son fonctionnement est similaire à celui d'un quadrotor, mais ses performances en vol ne sont pas aussi satisfaisantes (cf. Figure I.16 (c)) [12].

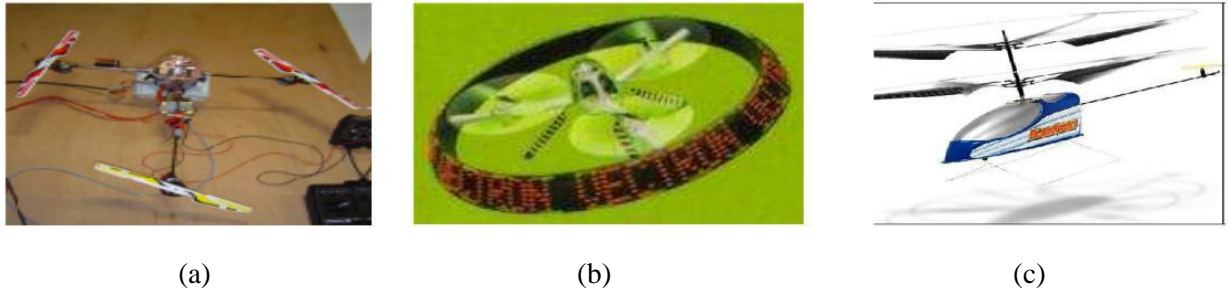


Figure I.16: (a) Trirotor, (b) Vectron et (c) Hélicoptère auto stable [11].

d) Multirotors

Ce type de véhicules aériens est doté d'un système de propulsion composé de plusieurs rotors dont la direction de rotation est inversée par paire. Cette configuration a pour but de compenser le couple de réaction. Par ailleurs, le changement des vitesses des moteurs assure le déplacement du véhicule [14].



Figure I.17: Drone Multirotors [11].

I.4. Les quadrotors

I.4.1. Description :

Le quadrotor est un appareil volant équipé de quatre rotors situés aux extrémités d'un cadre rigide en forme de croix. L'électronique de contrôle se trouve généralement au centre de la croix, qui correspond au centre de gravité de l'engin. Pour empêcher le quadrotor de pivoter sur lui-même autour de l'axe de lacet, les hélices des moteurs avant et arrière doivent tourner dans un sens, tandis que celles des moteurs gauche et droit tournent dans l'autre sens. Étant par nature instable, le quadrotor nécessite des algorithmes spécifiques pour contrôler chaque moteur individuellement, afin de corriger son inclinaison sur les différents axes et d'assurer sa stabilisation.

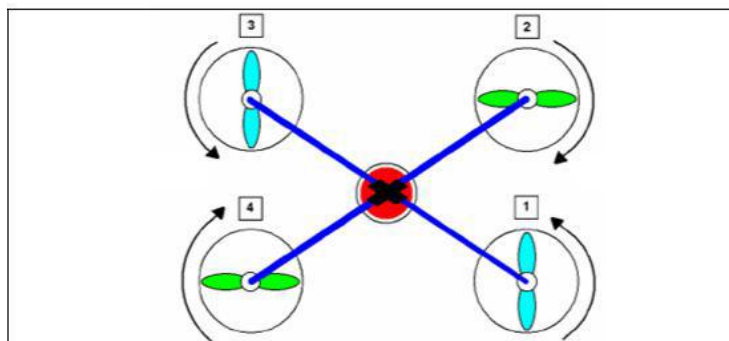


Figure I.18: Sens de rotation des rotors [11].

I.4.2. Les avantages et les inconvénients des quadrotor

- La conception du quadrotor offre de réels avantages par rapport à d'autres configurations[15] :

- ❖ Aéronefs manœuvrables capables de voler en intérieur et extérieur près des obstacles, out performant les hélicoptères classiques.
- ❖ Maintenance simplifiée avec absence d'embrayage entre moteur et rotor, et sans exigence d'angle d'attaque des rotors.
- ❖ Intégration de quatre petits rotors améliore les performances aéronautiques et réduit l'énergie cinétique en cas d'accident, minimisant les dégâts.
- ❖ Décollage et atterrissage verticaux efficaces, commande par variation de la vitesse des moteurs.
- ❖ Capacité de portance augmentée par le nombre ou la taille des pales, avec des limites aérodynamiques à considérer.
- ❖ Dynamique moins élevée qu'un hélicoptère, requérant un temps de réaction moins rapide.

- Cependant, le quadrotor présente plusieurs inconvénients qui limitent son leadership dans le domaine des UAV's. Parmi ces inconvénients, on peut mentionner [15] :

- Utilisation des drones pour la livraison commerciale
 - ❖ Les drones pour la livraison connaissent des retards à grande échelle
 - ❖ Préoccupations liées à la sécurité publique, surtout aux États• Unis
 - ❖ 85 % des accidents de drones sont dus à une perte de contrôle
- Impact sur l'emploi
 - ❖ Craintes de chômage pour les chauffeurs routiers
 - ❖ Hésitation à utiliser la livraison par drone en raison de ces craintes
- Réglementation et permis.

- ❖ Vols de drones nécessitent plusieurs permis, surtout au-dessus des zones habitées.
- ❖ Opérateurs de drones doivent se conformer à des exigences de licence.
- ❖ Problèmes de lois sur la vie privée à cause des caméras sur les drones.
- Technologie des drones.
- ❖ Batteries actuelles ont une faible autonomie.
- ❖ Nouvelles batteries à hydrogène promettent des durées de vol plus longues.
- Congestion de l'espace aérien.
- ❖ Trafic des drones pourrait causer une congestion de l'espace aérien.
- ❖ Appels pour créer des couloirs aériens dédiés aux drones commerciaux.

I.4.3. Utilisation d'un drone quadrotor

a) Utilisation militaire

Les forces armées de plusieurs pays disposent de drones. Leur nombre est en constante augmentation et ils sont utilisés pour compléter ou remplacer les avions pilotés. Ils sont principalement utilisés pour les missions de combat ou de reconnaissance, afin de recueillir des renseignements avant le déploiement des troupes [13].

b) Utilisation civile

Dans le domaine civil, les drones peuvent être utilisés pour [13]:

- ❖ La surveillance de zones inondées.
- ❖ La pulvérisation d'insecticides.
- ❖ L'inspection de lignes à haute tension ou de voies ferrées ;
- ❖ Les repérages pour la construction d'autoroutes ;
- ❖ L'archéologie.
- ❖ Les sapeurs-pompiers pour la surveillance ;
- ❖ Le contrôle du trafic routier ;
- ❖ La surveillance maritime ;
- ❖ La collecte de données pour la prévision météorologique ;
- ❖ L'inspection en environnements dangereux pour l'homme ;
- ❖ La prise de photographies aériennes.

I.5. Technologies et Innovations

Plusieurs projets open-source, tels que AeroQuad et ArduCopter (basés sur Arduino), facilitent la construction de quadrotor.

Le Parrot AR.Drone est un exemple de quadrotor radiocommandé équipé de caméras, contrôlable via un smartphone ou une tablette.

La stabilisation de l'attitude d'un drone peut être réalisée en implémentant une commande PID dans une carte embarquée.

Les drones peuvent avoir toute sorte de taille qui peut aller de celle d'un avion de ligne à celle d'une mouche.

Les drones peuvent être utilisés sans autorisation s'ils volent à vue, restent en dessous de 120 m d'altitude et ont un poids en 250 gramme [13].

I.6. Conclusion

Les drones constituent une révolution technologique majeure, transformant des secteurs aussi variés que la surveillance, la cartographie, l'agriculture de précision et la logistique. Leurs capacités polyvalentes – reconnaissance autonome, imagerie aérienne et intervention en milieux hostiles – en font des outils indispensables dans un monde en constante évolution. Grâce aux avancées technologiques, ils gagnent en efficacité, en autonomie et en accessibilité. Cependant, la modélisation et le contrôle des quadrotors restent un vaste domaine qui nécessite une recherche et un développement continus. Comment modéliser avec précision un quadrotor pour obtenir un contrôle optimal de ses mouvements et de sa stabilité ?

Chapitre II :
Modélisation dynamique et
Contrôle de stabilisation

II.1. Introduction

La modélisation dynamique du quadrotor repose sur l'approche Newton-Euler, qui décrit les forces et les moments agissant sur le système, avec des équations de mouvement séparées pour la translation et la rotation. La dynamique de translation est déterminée par les forces générées par les rotors, tandis que la dynamique de rotation est régie par les moments résultant des différences de poussée entre les rotors. Pour assurer la stabilité et guider le quadrotor le long d'une trajectoire donnée, plusieurs méthodes de commande sont utilisées, telles que les régulateurs PID, les contrôleurs LQR, la commande par backstepping, la commande par mode glissant et la commande floue. Ces techniques permettent de stabiliser les angles de roulis, de tangage et de lacet, tout en contrôlant les translations sur les axes x , y et z . En résumé, la modélisation dynamique et la commande de stabilisation sont essentielles pour un contrôle efficace du quadrotor, en prenant en compte sa complexité et ses caractéristiques non linéaires.

II.2. Modélisation du Quadrotor

II.2.1. Fonctionnement du Quadrotor

Le quadrotor est un aéronef doté de (4) quatre rotors, qui sont définis dans un espace tridimensionnel par (6) six degrés de liberté (DDL), comprenant trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation. Les rotors sont généralement disposés aux extrémités d'une croix, avec l'électronique de commande située au centre. Les hélices sont configurées de manière à ce que celles qui sont opposées tournent dans le même sens, tandis que les deux autres tournent dans le sens inverse, afin d'empêcher l'appareil de se stabiliser en rotation (autopivote).

Le quadrotor est considéré comme un système sous-actionné, car le nombre d'actionneurs est inférieur au nombre de DDL qu'il faudrait pour réaliser tous les mouvements possibles. Cependant, en ajustant les vitesses des moteurs de façon spécifique, il est possible de contrôler son ascension et descente, son inclinaison vers la gauche ou la droite (roulis), son mouvement avant ou arrière (tangage) et enfin, sa rotation autour de son axe vertical (lacet) [16].

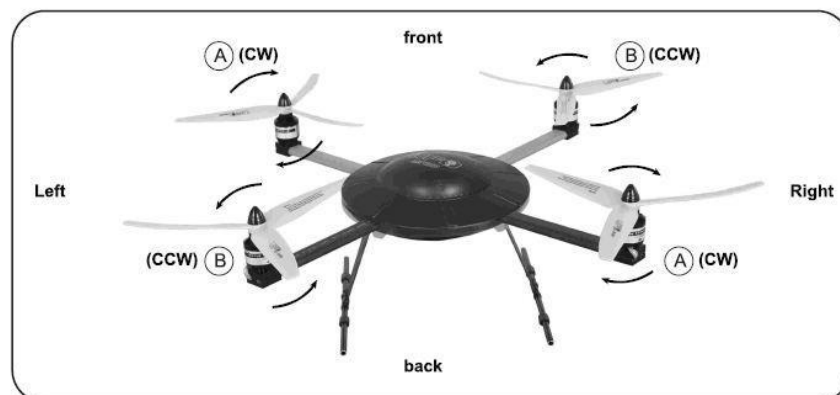


Figure II.1: Configuration d'un drone quadrotor [14].

II.2.2. Mouvement du quadrotor

Dans le cadre de l'analyse des mouvements du quadrotor, il est essentiel de comprendre que la variation de la vitesse de chaque rotor influe sur la poussée produite. En effet, cette variation permet de moduler les mouvements de base de l'appareil. Il est à noter que ces mouvements sont couplés, ce qui implique que le quadrotor est incapable de se mouvoir sans réaliser simultanément un mouvement de roulis (ϕ) ou de tangage (θ). Ainsi, il apparaît que le quadrotor présente cinq mouvements principaux : le mouvement vertical, le mouvement de roulis, le mouvement de tangage, le mouvement de lacet et le mouvement de translation [16].

1. Mouvement vertical

Le mouvement vertical correspond à la montée ou à la descente du quadrotor. La montée est atteinte par l'augmentation de la vitesse des quatre moteurs, ce qui a pour effet d'annuler les couples de rotation générés. La descente est atteinte par la réduction de la vitesse des moteurs [14].

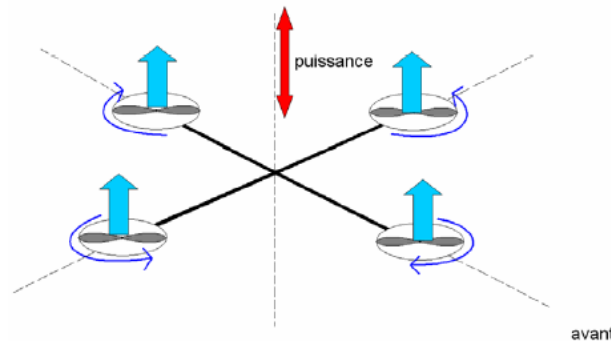


Figure II.2: Mouvement vertical [13].

2. Mouvement de roulis (ϕ)

Afin d'obtenir le mouvement de roulement, un couple est appliqué autour de l'axe, lequel correspond à la différence de poussée entre le rotor (02) et le rotor (04). Le mouvement de rotation autour de l'axe est couplé au mouvement de translation le long de l'axe y [14].

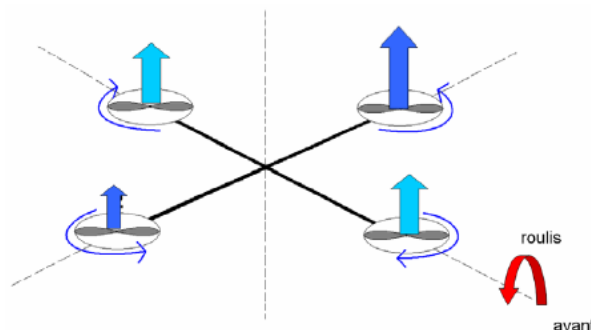


Figure II.3: Mouvement de roulis (ϕ) [13].

3. Mouvement de tangage (θ)

De façon similaire, l'application d'un couple autour de l'axe y entraîne une variation de la poussée entre le rotor (01) et le rotor (03), cette variation étant inclinée. Ce dernier est couplé à un mouvement de translation le long de l'axe x [14].

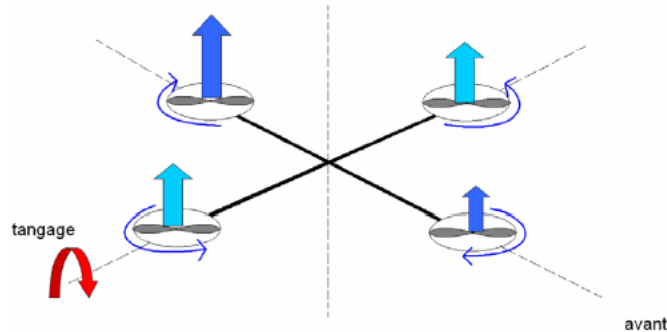


Figure II.4: Mouvement de tangage (θ) [13].

4. Mouvement de lacet

En effet, il permet une rotation autour de l'axe Z, qui correspond à l'axe vertical au sol. Cette rotation induit un changement de direction de l'aéronef, qui pivote sur son propre axe. Ce résultat est atteint par l'augmentation de la vitesse des hélices à pas normal et par la diminution proportionnelle de la vitesse des hélices à pas inversé [14].

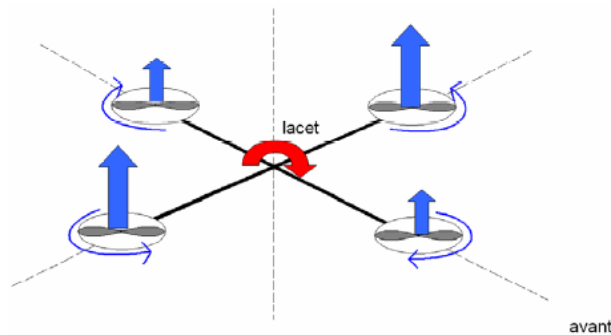


Figure II.5: Mouvement de lacet [13].

5. Mouvement de translation

Afin d'obtenir un mouvement de translation selon l'axe (X) ou (Y), il convient de réaliser un roulis ou un tangage. Ces mouvements sont directement influencés par la dynamique d'attitude [14].

II.2.3. Orientation de quadrotor

On considérera un repère spatial fixe lié à la Terre $T\{X, Y, Z\}$ et un lié au quadrotor $Q\{X, Y, Z\}$. A chaque instant nous aurons besoin de connaître la position et l'orientation de Q par rapport à T [10].

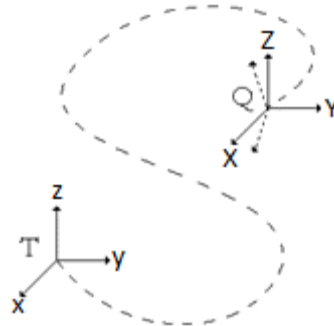


Figure II.6: Schéma général du système de coordonnées [10].

Ainsi, pour passer du repère Q au repère T , nous avons besoin d'une matrice de rotation R tel que :

$$R = R(\Psi, \theta, \varphi) = R(\ddot{Z}, \Psi\dot{\Psi}) * R(\dot{Y}, \theta) * R(X, \varphi) \quad (\text{II.1})$$

Avec $R(X, \varphi)$, $R(\dot{Y}, \theta)$ et $R(\ddot{Z}, \Psi)$, Sont les matrices de rotation élémentaires autour des X , Y et Z respectivement. Ces matrices sont trouvées selon des projections basées sur les figures (II.4), (II.5) et (II.6) suivantes :

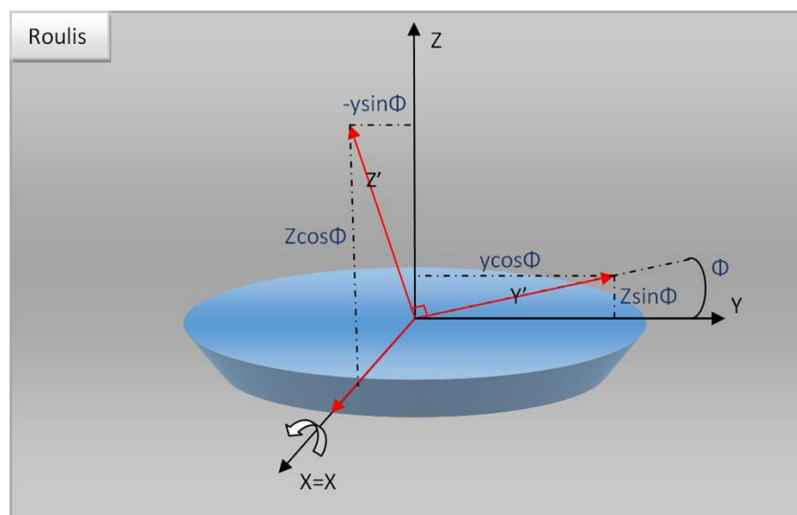


Figure II.7 : Commande de roulis [10].

$$\begin{cases} \dot{X} = X \\ \dot{Y} = Y \cos \varphi + Z \sin \varphi \\ \dot{Z} = -Y \sin \varphi + Z \cos \varphi \end{cases} \text{ La forme matricielle : } \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (\text{II.2})$$

La matrice de rotation selon X par l'angle φ est donnée par :

$$R(X, \varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix} \quad (\text{II.3})$$

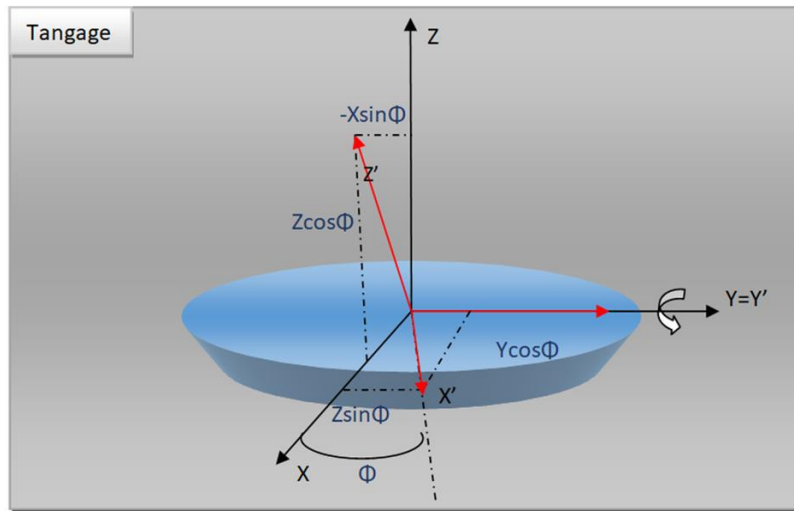


Figure II.8: Commande de tangage [10].

$$\begin{cases} \ddot{X} = X' \cos \theta + Z' \sin \theta \\ \ddot{Y} = Y \\ \ddot{Z} = -X' \sin \theta + Z' \cos \theta \end{cases} \text{ La forme matricielle : } \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (\text{II.4})$$

Alors la matrice de rotation selon \dot{Y} par l'angle θ est donnée par :

$$R(X, \theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \quad (\text{II.5})$$

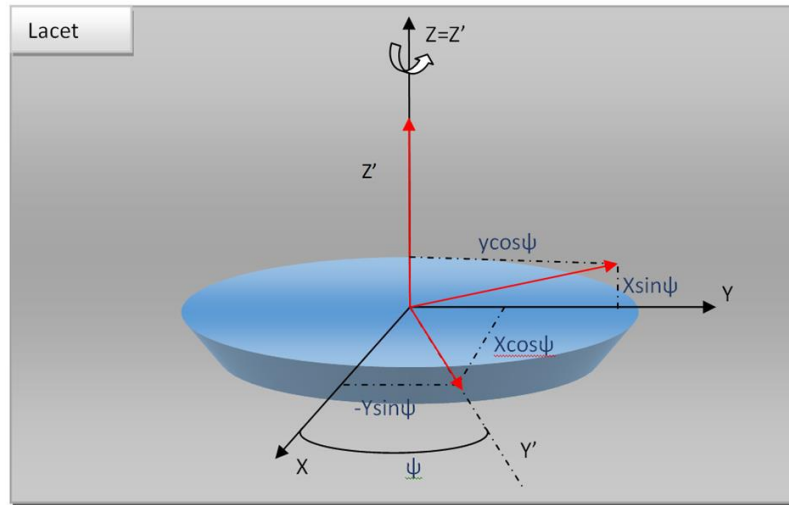


Figure II.9: Commande de lacet [10].

$$\begin{cases} \ddot{X} = X\cos\Psi - Y\sin\Psi \\ \ddot{Y} = X\sin\Psi + Y\cos\Psi \\ \ddot{Z} = \dot{Z} \end{cases} \text{ La forme matricielle : } \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (\text{II.6})$$

Alors la matrice de rotation selon \ddot{Z} par l'angle Ψ est donnée par :

$$R(X, \theta) = \begin{pmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (\text{II.7})$$

A la fin on obtient :

$$R = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\Psi & -\sin\Psi \cos\varphi + \cos\Psi \sin\varphi \sin\theta & \sin\Psi \sin\varphi + \cos\Psi \sin\theta \cos\varphi \\ \sin\Psi \cos\theta & \cos\Psi \cos\varphi + \sin\Psi \sin\varphi \sin\theta & -\cos\Psi \sin\varphi + \sin\Psi \cos\theta \cos\varphi \\ -\sin\theta & \cos\theta \sin\varphi & \cos\theta \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (\text{II.8})$$

II.2.4. Modèle dynamique

La modélisation dynamique et la commande de stabilisation d'un quadrotor sont des étapes essentielles pour assurer son contrôle et son bon fonctionnement. Le quadrotor, un drone à quatre rotors, est un système sous-actionné et fortement non linéaire, ce qui rend sa modélisation complexe.



Figure II.10: Le modèle de quadrotor [14].

Le modèle est régi par les équations de la mécanique et évolue sur trois (3) axes. Il subit des forces d'accélération de différents types [17]:

1. La portance

Générée par les quatre rotors en rotation, elle permet à l'appareil de s'élever si elle compense au moins la traînée. Elle s'écrit de la forme [14]:

- Sur l'axe de roulis $[\tau_\varphi = bl(\Omega_1^2 + \Omega_4^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2)]$ (II.9)

- Sur l'axe de tangage $[\tau_\theta = bl(\Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_2^2)]$ (II.10)

Avec :

Ω_i^2 : La vitesse de chaque moteur au carré en (rd/s)²

b : Le coefficient de portance en (kg.m /rad²).

l : est la distance entre l'hélice et le centre de gravité de quadrotor.

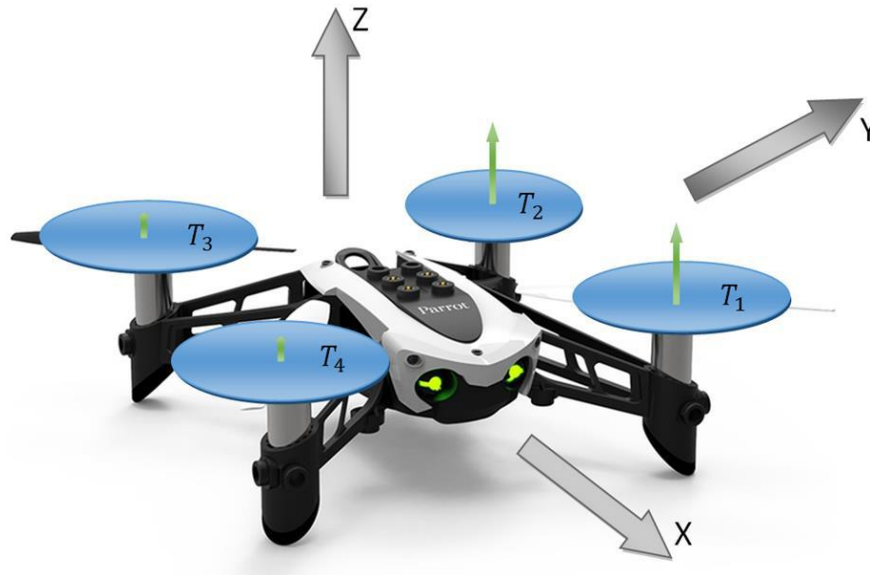


Figure II.11 : Moment de portance [14].

2. La traînée

Résultant des frottements de l'air sur le quadrotor, il est parallèle et opposé à la trajectoire. Son expression est [14]:

$$\tau_{\psi} = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (\text{II.11})$$

Avec : d est constante reliant la traînée et la vitesse de rotation d'un moteur.

3. L'effet gyroscopique

Lorsque le quadrotor est en rotation sur deux axes, cette force apparaît sur le troisième axe et tend résister aux mouvements du quadrotor. Elle vaut :

$$\tau_{\phi} = I_{\text{rotor}} \omega_y (\Omega_3 + \Omega_1 - \Omega_2 - \Omega_4) \quad (\text{II.12})$$

$$\tau_{\theta} = I_{\text{rotor}} \omega_x (\Omega_4 + \Omega_2 - \Omega_1 - \Omega_3) \quad (\text{II.13})$$

Avec :

I_{rotor} : le moment d'inertie du moteur en (kg.m²).

ω_x : la vitesse angulaire suivant l'axe X en (rad/s).

En additionnant les trois forces précédentes et en prenant en compte l'effet de l'accélération des moments d'inertie sur chaque axe, le quadrotor réagit alors au roulis, au tangage et au lacet de la manière suivante [17]:

- **Équation de l'accélération angulaire suivant l'axe de roulis :**

$$\ddot{\phi} = \frac{bI(\Omega_1^2 + \Omega_4^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2)}{I_X} + \dot{\theta} \frac{I_{\text{rotor}} \omega_Y (\Omega_3 + \Omega_1 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_X} + \frac{(I_Y - I_Z)}{I_X} \dot{\theta} \dot{\psi} \quad (\text{II.14})$$

- **Équation de l'accélération angulaire suivant l'axe de tangage :**

$$\ddot{\theta} = \frac{bI(\Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_2^2)}{I_Y} + \dot{\phi} \frac{I_{\text{rotor}} \omega_X (\Omega_4 + \Omega_2 - \Omega_1 - \Omega_3)}{I_Y} + \frac{(I_Z - I_X)}{I_Y} \dot{\phi} \dot{\psi} \quad (\text{II.15})$$

- **Équation de l'accélération angulaire suivant l'axe de lacet :**

$$\ddot{\psi} = \frac{d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2)}{I_Z} + \frac{(I_X - I_Y)}{I_Z} \dot{\phi} \dot{\theta} \quad (\text{II.16})$$

Le quadrotor subit également des accélérations sur les trois axes de l'espace. Ces accélérations dépendent de la portance générée par les moteurs, notée T_i , qui vaut [17] :

- **Équation de l'accélération suivant l'axe x :**

$$\ddot{X} = \frac{\cos \Psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \Psi \sin \varphi}{m} \sum_{i=1}^4 T_i \quad (\text{II.17})$$

- **Équation de l'accélération suivant l'axe y :**

$$\ddot{Y} = \frac{\sin \Psi \sin \theta \cos \varphi - \cos \Psi \sin \varphi}{m} \sum_{i=1}^4 T_i \quad (\text{II.18})$$

- **Équation de l'accélération suivant l'axe z :**

$$\ddot{Z} = -g + \frac{\cos \theta \cos \varphi}{m} \sum_{i=1}^4 T_i \quad (\text{II.19})$$

Avec :

$$\sum_{i=1}^4 T_i = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

II.2.5. Etude dynamique des moteurs

- **Les équations d'un moteur DC**

Le moteur à courant continu a un modèle bien connu qui lie la partie électrique à la partie mécanique. Ce modèle est composé d'une résistance R , d'une inductance L et d'un générateur E . Le moteur placé dans le circuit sera [10] :

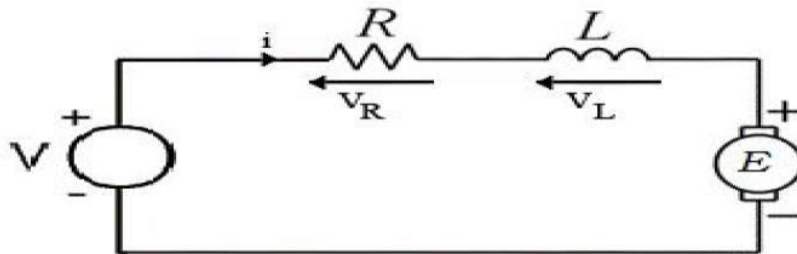


Figure II.12 : Le moteur DC placé dans le circuit [10].

On applique la loi de Kirchhoff :

$$u = RI + L \frac{di}{dt} + E$$

En prenant la transformée de Laplace de l'équation précédent, on peut former la

Fonction de transfert de ce système :

$$H(P) = \frac{K}{K^2 + RF + (R_j + LF)p + LJP^2}$$

K Gain du moteur en V. s/rad

R Résistance interne du moteur en

L Inductance en H

F Frottements

J Inertie du rotor en g.cm²

On déduit que ce système est d'ordre 2, et dans le cas d'un quadrotor l'inductance d'ordre du milli henry et la résistance d'ordre de la dizaine d'Ohm, donc elle est négligeable, on néglige aussi les frottements (devant l'inertie du rotor). Donc on obtient la forme suivante :

$$H(p) = \frac{K}{K^2 + Rjp}$$

K gain de moteur en rad/s/volt

II.2.6. Représentation d'état du système

Dans le cas d'un système physique, il existe une multitude de représentations d'état. Dans notre exemple, nous choisissons le vecteur d'état comme suit :

$$X = [\phi \dot{\phi} \theta \dot{\theta} \psi \dot{\psi} x \dot{x} y \dot{y} z \dot{z}]^T = [x_1 x_2 x_3 x_4 x_5 x_6 x_7 x_8 x_9 x_{10} x_{11} x_{12}]^T$$

On obtient la représentation d'état suivante :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \bar{\Omega}_r x_4 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \bar{\Omega}_r x_2 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos \phi \cos \theta}{m} u_1 - g \end{array} \right.$$

Avec :

$$\left\{ \begin{array}{l} a_1 = \frac{(I_y - I_z)}{I_x}, a_2 = -\frac{k_{fax}}{I_x}, a_3 = -\frac{Jr}{I_x}, a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\frac{k_{fay}}{I_y}, a_6 = \frac{Jr}{I_y}, \\ a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\frac{k_{faz}}{I_z}, a_9 = -\frac{k_{ftx}}{m}, a_{10} = -\frac{k_{fity}}{m}, a_{11} = -\frac{k_{ftz}}{m}, b_1 = \frac{1}{I_x}, \\ b_2 = \frac{1}{I_y}, b_3 = \frac{1}{I_z} \end{array} \right.$$

II.2.7. Résultat de simulation

Les Figures suivantes montres les résultats de la simulation du boucle ouvert :

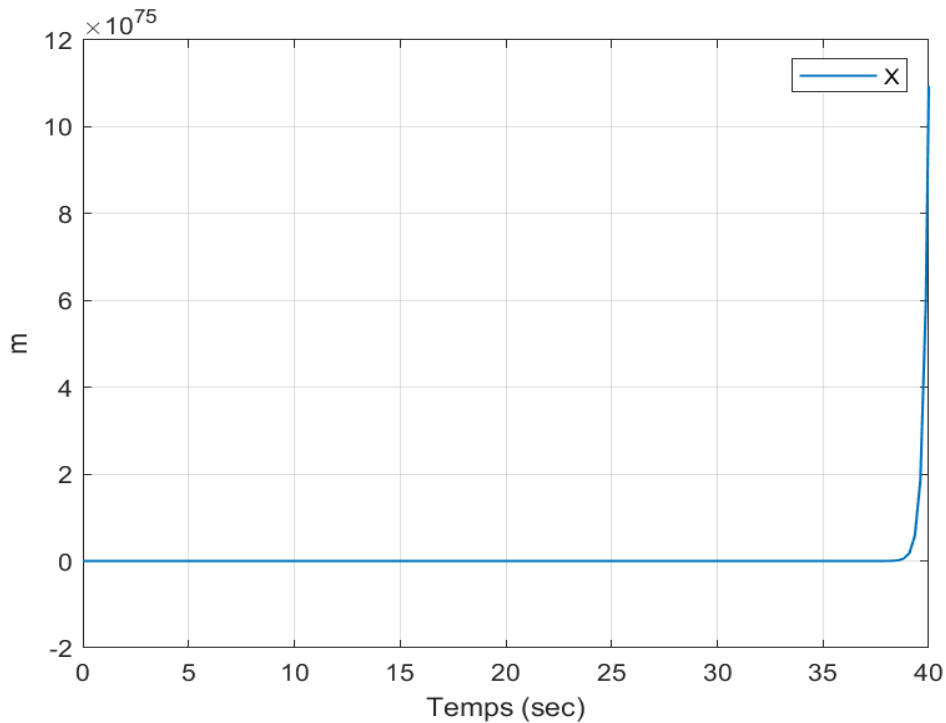


Figure II.13 : Résultat sur l'axe X en boucle ouvert.

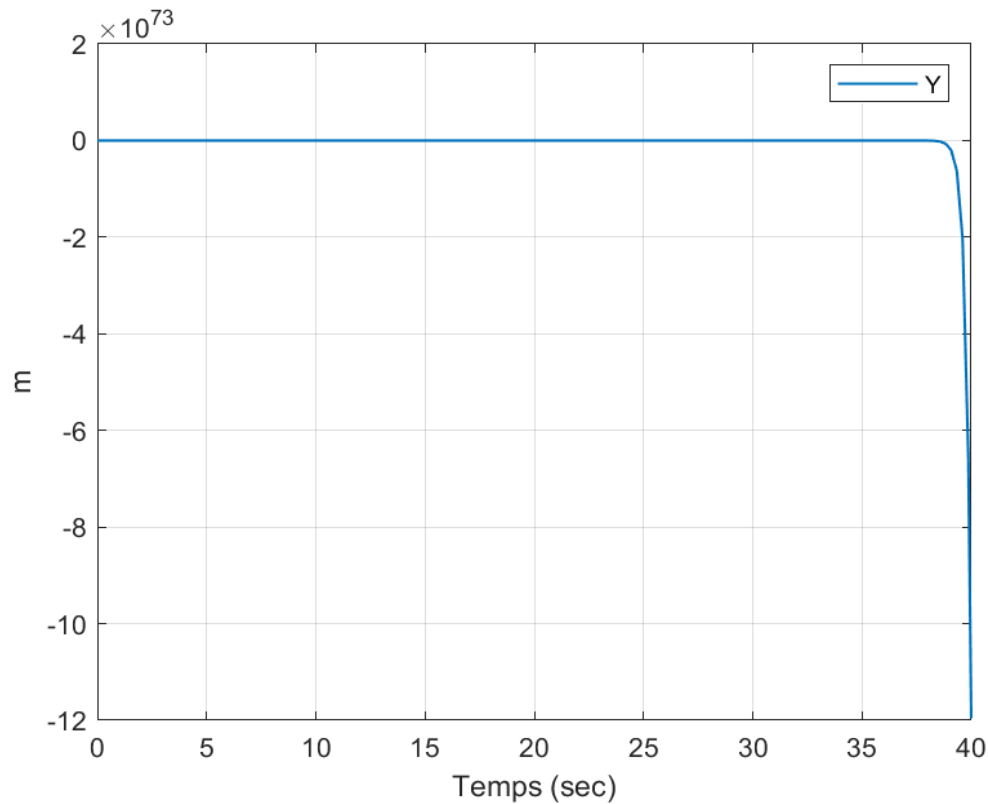


Figure II.14 : Résultat sur l'axe Y en boucle ouvert.

II.3. La Commande de quadrotor

II.3.1. La stabilité de quadrotor

Nous abordons la question cruciale de la minimisation de la consommation d'énergie dans les drones par le biais de techniques de commande avancées, en mettant particulièrement l'accent sur le régulateur linéaire quadratique (LQR). La gestion efficace de l'énergie est devenue une préoccupation majeure dans le domaine de l'aéronautique, où les drones sont largement utilisés pour une variété de missions, allant de la surveillance à la livraison.

L'objectif principal de ce chapitre est d'explorer comment la commande LQR peut être appliquée pour optimiser les trajectoires et les commandes de vol des drones afin de réduire la consommation d'énergie. Le LQR est une méthode de commande optimale qui prend en compte à la fois les performances de suivi des trajectoires et la consommation d'énergie, en ajustant les gains du régulateur pour minimiser une fonction coût quadratique.

Nous commencerons par présenter les principes de base de la commande LQR et expliquerons comment elle peut être adaptée pour répondre aux exigences spécifiques de minimisation de la consommation d'énergie dans les drones. Ensuite, nous examinerons les simulations et les résultats

expérimentaux pertinents, démontrant l'efficacité de cette approche pour réduire l'énergie utilisée par les drones tout en maintenant des performances de vol satisfaisantes.

Le contrôleur LQR a été conçu et implémenté pour le système quadrirotor à l'aide de MATLAB.

II.3.2. Contrôleur LQR

La synthèse du contrôleur LQR nominal est détaillée dans le rapport [13], reposant sur la méthode classique de résolution d'un problème de commande optimale. Elle implique le calcul d'un retour d'état $u = Kx$ pour minimiser un critère quadratique, où les matrices symétriques positives Q et R pondèrent à la fois le vecteur d'état x et le vecteur de commande u du système :

$$J(u) = \int_0^{\infty} x^T Q x + u^T R u dt \quad (\text{II.20})$$

On rappelle que le système linéarisé est sous la forme du modèle d'état :

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \\ y = Cx(t) \end{cases} \quad (\text{II.21})$$

$$y = [x \ y \ z \ \psi] \quad (\text{II.22})$$

En ajoutant un intégrateur sur le vecteur d'erreur $e = \dot{\xi}$, où ξ est le vecteur de sortie d'intérêt et « C » est la matrice correspondante de taille 4×12 , on vise à garantir une meilleure précision dans le contrôle de la position et du cap.

$$e = \dot{\xi} = r - y = \begin{bmatrix} x_{ref} - x \\ y_{ref} - y \\ z_{ref} - z \\ \psi_{ref} - \psi \end{bmatrix} \quad (\text{II.23})$$

Le vecteur d'entrée de référence est représenté par $r = [x_{ref} \ y_{ref} \ z_{ref} \ \psi_{ref}]^T$, tandis que ξ désigne le vecteur d'état de l'intégrateur, tel que défini dans [13].

Selon la Figure II.25 de l'article de référence, nous recherchons donc une loi de commande de la forme :

$$U = -k_{lqr} x + k_i \xi \quad (\text{II.24})$$

Ce qui donne en boucle fermée :

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A - BK_{lqr} & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \xi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0_{12 \times 4} \\ I_4 \end{bmatrix} r \quad (\text{II.25})$$

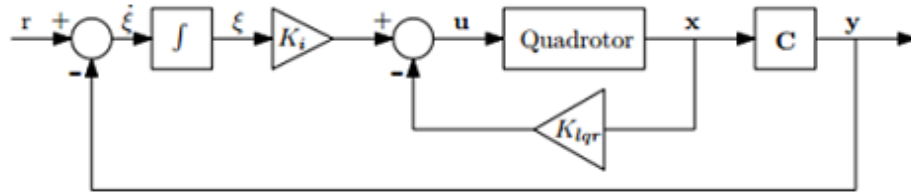


Figure II.15 : Représentation du contrôle LQR [13].

Afin de synthétiser la loi de commande LQR, nous travaillons dans l'espace d'état augmenté de l'état de l'intégrateur, soit les nouvelles matrices A_a et B_a définies par :

$$\begin{cases} A_a = \begin{bmatrix} A & 0_{12 \times 12} \\ -C & 0_{12 \times 12} \end{bmatrix} \\ B_a = \begin{bmatrix} B \\ 0_{12 \times 4} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (\text{II.26})$$

Et le vecteur d'état augmenté associé

$$x_a = [x^T \ \xi^T]^T \quad (\text{II.27})$$

Le critère quadratique à minimiser est alors :

$$J(u) = \int_0^\infty x^T Q x + u^T R u \, dt \quad (\text{II.28})$$

$$A_a^T P + P A_a - P B_a R^{-1} B_a^T P + Q_a = 0 \quad (\text{II.29})$$

Dans ce nouvel espace, le problème LQR se résout via l'équation de Riccati associée :

$$K_a = R^{-1} B_a^T P \quad (\text{II.30})$$

Enfin, pour notre problème LQR avec action intégrale, la matrice de gains se décompose comme suit :

$$K_a = [k_{lqr} \quad k_i] \quad (\text{II.31})$$

Pour les matrices de pondération, nous reprenons les valeurs utilisées dans [14] :

$$Q_a = \text{diag} (10^4 \cdot 10^2, 10^4, 10^2, 10^4, 10^2, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 10^3, 10^3, 10^3, 10^3) \quad (\text{II.32})$$

$$R = \text{diag} (10^2, 10^2, 10^2, 10^2) \quad (\text{II.33})$$

II.3.3. Les résultats de simulation avec contrôleur LQR

Les résultats de simulation pour le suivi de la trajectoire désirée $(X, \dot{X}, Y, \dot{Y}, \theta, \dot{\theta})$, sont présentés dans les figures suivants. Cette simulation montre les position X, Y de référence du drone et les positions estimées.

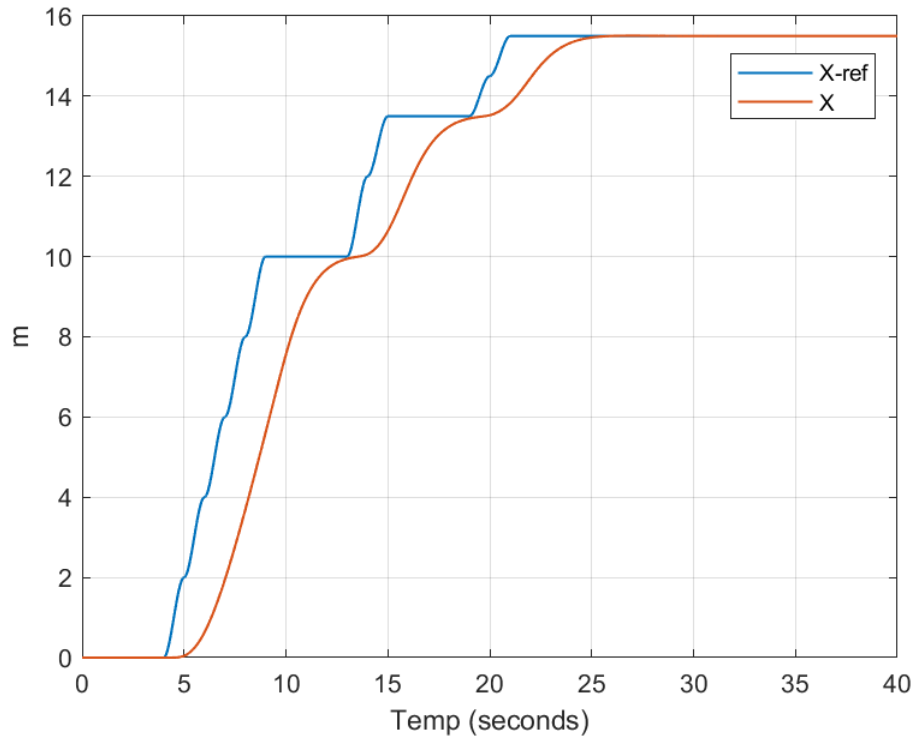


Figure II.16 : Résultat de simulation de X et X_ref.

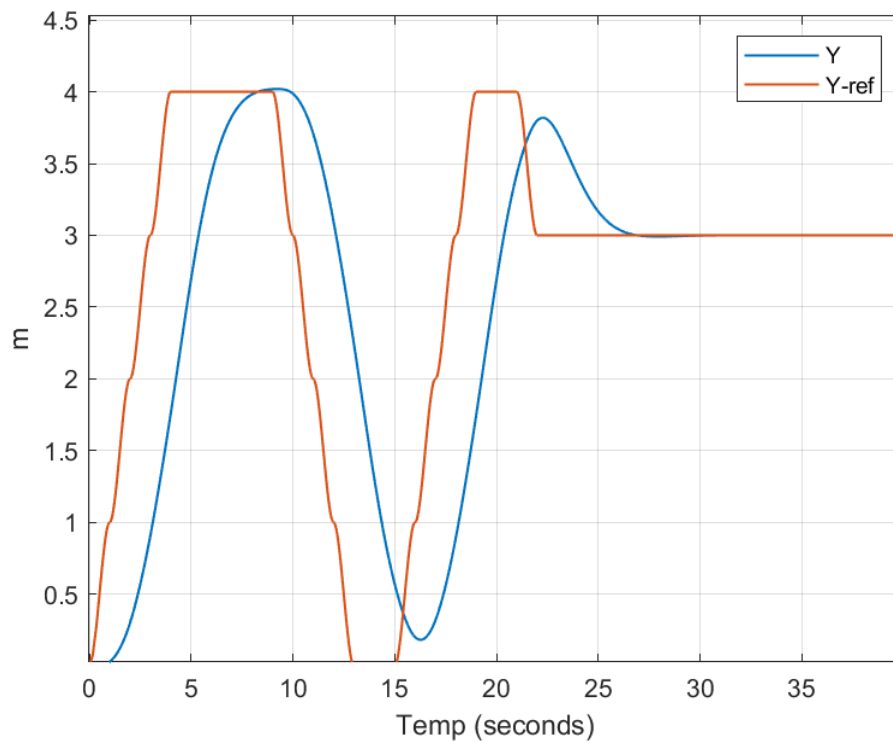


Figure II.17 : Résultat de simulation de Y et Y_ref.

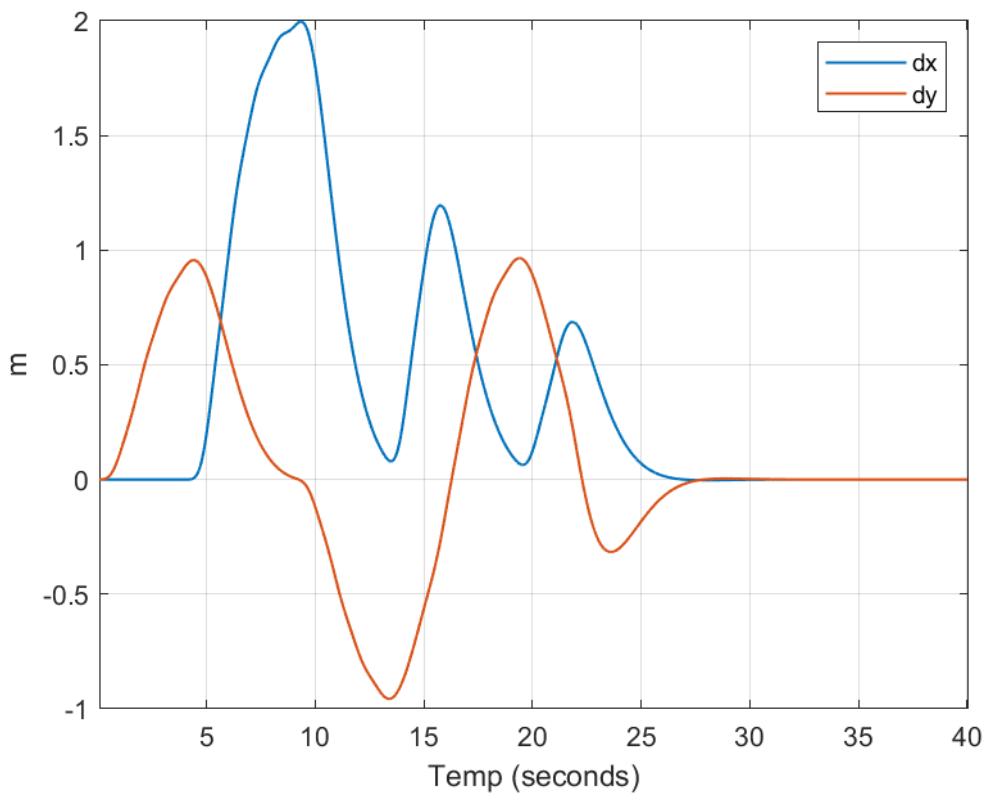


Figure II.18 : Résultat de simulation de dx et dy.

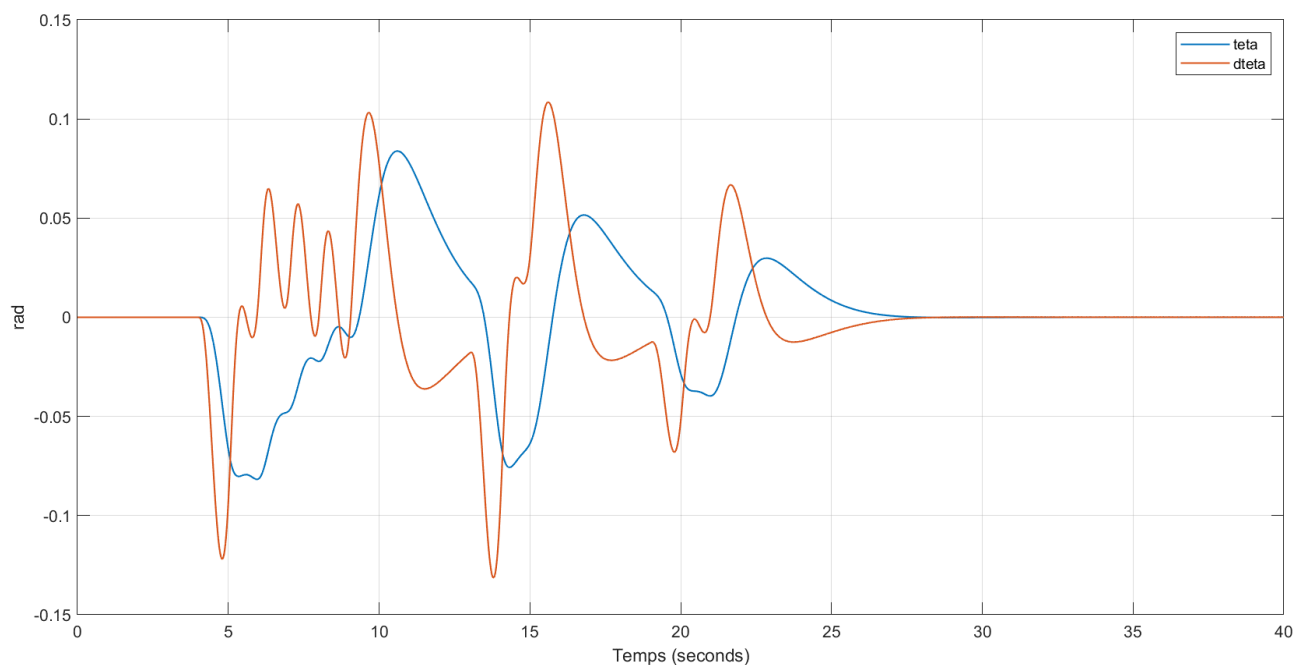


Figure II.19 : Résultat de simulation de teta et dteta.

II.3.4. Interprétation

Les résultats de simulation montrent que le contrôleur LQR permet un bon suivi des trajectoires de référence. La position en X suit correctement la consigne avec une convergence rapide. En Y, quelques oscillations sont observées au début, mais le système se stabilise. Les vitesses \dot{X} et \dot{Y} présentent des pics initiaux qui s'atténuent rapidement. L'angle θ et sa dérivée montrent un comportement similaire, avec une bonne stabilisation. Globalement, le LQR assure un suivi efficace et une bonne stabilité du quadrirotor.

II.3.5. LQR Problématique

- Les résultats obtenus restent acceptables autour du point de fonctionnement.
- Le modèle linéaire utilisé par le LQR peut s'éloigner de la réalité en raison des simplifications et de la modélisation locale.
- Le LQR, bien qu'optimal pour un modèle donné, devient sensible aux variations des paramètres et aux incertitudes.

Le régulateur LQR, qui représente une approche optimale basée sur le modèle, montre ses limites face aux variations paramétriques et aux perturbations non modélisées. Cela souligne l'intérêt d'intégrer des méthodes complémentaires, telles que l'observation d'état, afin d'améliorer la robustesse et la performance du contrôle du quadrotor.

II.4. Conclusion de chapitre

Dans ce chapitre, la modélisation dynamique et le contrôle de stabilité du quadrotor ont été abordés de manière systématique et rigoureuse. Nous avons commencé par étudier la mécanique de base de l'avion et ses mouvements de base, y compris le mouvement vertical, la rotation autour des trois axes (roulis, tangage, lacet), ainsi que le mouvement de translation. L'aérodynamique a également été abordée. Cette partie a été suivie d'une démonstration de la représentation de l'état dynamique du système à l'aide de modèles mathématiques, puis d'une simulation dans un système en boucle ouverte pour comprendre la réponse du modèle en l'absence de contrôle.

La deuxième partie du chapitre s'est concentrée sur la conception et l'analyse des systèmes de contrôle, où le régulateur LQR a été utilisé comme outil classique pour stabiliser l'avion.

Le modèle LQR présente des limitations lorsqu'il est confronté à des variations paramétriques, ce qui requiert une évaluation exacte de l'état du quadricoptère. L'amélioration de la situation pourra-t-elle être atteinte par le biais d'un contrôle de l'état ? Cette thématique sera examinée dans le chapitre suivant.

Chapitre III :
L'observation d'un
quadrotor

III.1. Introduction :

L'observabilité est une propriété fondamentale dans l'analyse et la commande des systèmes dynamiques. Elle permet de déterminer si l'on peut estimer complètement l'état interne d'un système à partir de ses sorties mesurables. Dans le cas des quadrotors — des véhicules aériens sans pilote à quatre rotors — cette propriété est cruciale pour garantir un contrôle précis et stable, notamment en présence de capteurs limités ou de perturbations externes. Les quadrotors sont des systèmes intrinsèquement non linéaires, du fait de leur dynamique de vol couplée et de la nature des forces aérodynamiques. L'étude de l'observabilité dans ce contexte nécessite donc des outils adaptés aux systèmes non linéaires, tels que l'analyse différentielle de l'observabilité, utilisant les dérivées successives des sorties. Cette approche permet de vérifier localement si les états internes du système peuvent être reconstruits à partir des mesures disponibles.

Par ailleurs, pour reconstruire ces états de manière effective, des observateurs sont souvent utilisés. L'un des observateurs classiques dans le cas linéaire est l'observateur de Luenberger. Bien que conçu initialement pour les systèmes linéaires, des extensions de cet observateur ont été développées pour les systèmes non linéaires, permettant d'estimer l'état du quadrotor en temps réel tout en tenant compte des non-linéarités de la dynamique.

Cette étude explore donc l'observabilité d'un quadrotor en tant que système non linéaire, et examine l'utilisation de l'observateur de Luenberger adapté pour estimer ses états internes, en vue d'améliorer ses performances de contrôle et de navigation.

III.2. Différents types d'observateurs

Il existe plusieurs types d'observateurs au sein de chaque catégorie, et certains d'entre eux appartiennent simultanément à plusieurs groupes. Par exemple, le filtre de Kalman se retrouve à la fois dans les catégories déterministe et stochastique, tandis que l'observateur parallèle est présent dans toutes les catégories. Dans ce travail, nous supposons que le système est modélisé sous forme d'état régulier, à dimension finie, déterministe et en temps continu. Notre étude portera principalement sur les observateurs adaptatifs. Les premiers travaux ont porté sur des systèmes linéaires, pour lesquels les observateurs de Kalman et de Luenberger ont démontré de bonnes performances. Le filtre de Kalman est utilisé dans les systèmes stochastiques, en minimisant la matrice de covariance de l'erreur d'estimation, tandis que l'observateur de Luenberger s'applique aux systèmes linéaires déterministes. En revanche, pour les systèmes non linéaires, l'estimation de l'état est plus complexe, et il n'existe pas encore de méthode universelle pour la conception d'observateurs. Les approches adoptées reposent soit sur l'adaptation des algorithmes linéaires, soit sur le développement d'algorithmes spécifiquement conçus pour des systèmes non linéaires.

Dans le premier cas, la méthode repose généralement sur la linéarisation du modèle autour d'un point de fonctionnement. De nombreuses recherches dans ce domaine ont abouti à une variété d'algorithmes d'observation dédiés aux systèmes non linéaires. Ces approches seront présentées dans la suite de ce chapitre.

A. Observateurs déterministes : Ce type d'observateur ne tient pas compte des bruits de mesure ni des variations aléatoires des variables d'état. Cette catégorie regroupe plusieurs observateurs, tels que l'observateur de Kubota et l'observateur adaptatif [19].

B. Observateurs stochastiques : Ces observateurs fournissent une estimation optimale des états en s'appuyant sur des critères stochastiques. Ils intègrent la présence de bruits affectant l'état et la sortie du système. Le filtre de Kalman fait partie de cette catégorie [19].

C. Observateurs linéaires : Ces observateurs sont conçus à partir d'un gain calculé en se basant sur la matrice A du système, supposée linéaire et invariante dans le temps. L'observateur de Luenberger ainsi que le filtre de Kalman utilisent cette méthode de conception [19].

D. Observateurs non linéaires : Ces observateurs sont destinés à l'observation des systèmes non linéaires, tels que les machines électriques. Deux approches principales permettent leur développement [19]:

- La première consiste à linéariser le système autour d'un point de fonctionnement. Le filtre de Kalman à état retardé est basé sur cette méthode.
- La seconde repose sur la construction du gain d'observation en tenant compte directement de la non-linéarité du système. C'est le cas, par exemple, de l'observateur à grand gain et de l'observateur de Kalman, qui sont conçus en intégrant les caractéristiques non linéaires du modèle.

II.3. Principe d'un observateur

II.3.1. Objectif d'un observateur

De manière générale, pour des raisons à la fois techniques et économiques, l'accès complet à l'état d'un système n'est pas toujours possible. En effet, la mise en œuvre technique peut s'avérer complexe, et les coûts élevés liés à l'installation de nombreux capteurs peuvent limiter fortement le nombre d'états observables. Ainsi, dans la majorité des cas, la dimension du vecteur d'état dépasse celle du vecteur de sortie ($l < n$). Cela implique qu'à tout instant t , le vecteur d'état $x(t)$ ne peut être ni totalement mesuré ni entièrement déduit des sorties. Toutefois, sous certaines conditions, il est possible de reconstruire cet état à l'aide d'un observateur. Un bon dimensionnement de cet observateur permet alors d'estimer avec précision et rapidité les différentes composantes du vecteur d'état $x(t)$.

Soit, de façon plus générale, le système dynamique *sys* défini par :

$$\text{sys} = \begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (\text{III.15})$$

Dont l'état $x(t)$ est estimé (ou reconstruit) par un système dynamique appelé observateur et noté *obs*, dont la structure est donnée par :

$$\text{obs} = \begin{cases} \dot{z}(t) = Nz(t) + Qu(t) + Ly(t) \\ W(t) = Fz(t) + Ey(t) \end{cases} \quad (\text{III.16})$$

Avec $x(t) \in R^n, u(t) \in R^m$, et $y(t) \in R^l$ représentant respectivement l'état, l'entrée et la sortie du système. $z(t) \in R_q$ Le vecteur d'état de l'observateur, tel qu'il tende asymptotiquement vers $x(t)$ et $w(t)$ représente la sortie du système observateur.

Le système dynamique constituant l'observateur doit assurer que l'erreur de reconstruction, définie par $e(t) = x(t) - z(t)$, tende asymptotiquement vers 0, soit : [20]

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = x(t) - z(t) = 0$$

II.3.2. Structure d'un observateur

Afin d'expliquer la procédure générale de la conception d'un observateur, nous allons nous appuyer sur la construction d'un observateur d'ordre plein. Un observateur d'ordre plein permet de reconstruire entièrement le vecteur d'état (t) . On note par $z(t)$ la grandeur observée qui correspond à la sortie du système dynamique que constitue l'observateur. Ainsi, pour un ordre plein, on a directement $z(t) = \hat{x}(t)$ avec $\hat{x}(t)$ étant l'estimation de $x(t)$ [19].

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + L(y(t) - \hat{y}(t)) \\ \hat{y}(t) = C\hat{x}(t) \end{cases} \quad (\text{III.17})$$

Le terme correctif $L(y(t) - \hat{y}(t))$ fait apparaître le gain de correction L , également appelé gain de l'observateur, relatif à l'erreur de la reconstruction de la sortie. On peut aussi écrire l'observateur sous la forme suivante :

$$\dot{\hat{x}}(t) = (A - LC)\hat{x}(t) + Bu(t) + Ly(t) \quad (\text{III.18})$$

La dynamique de l'erreur de reconstruction, définie par $\hat{x}(t) = x(t) - \hat{x}(t)$, peut s'écrire :

$$\dot{\hat{x}}(t) = (A - LC)\hat{x}(t) \quad (\text{III.19})$$

A partir de la condition initiale $\hat{x}(0) = x(0) - \hat{x}(0)$, l'évolution de cette erreur d'estimation est telle que :

$$\hat{x}(t) = \exp[(A - LC)t]\hat{x}(0) \quad (\text{III.20})$$

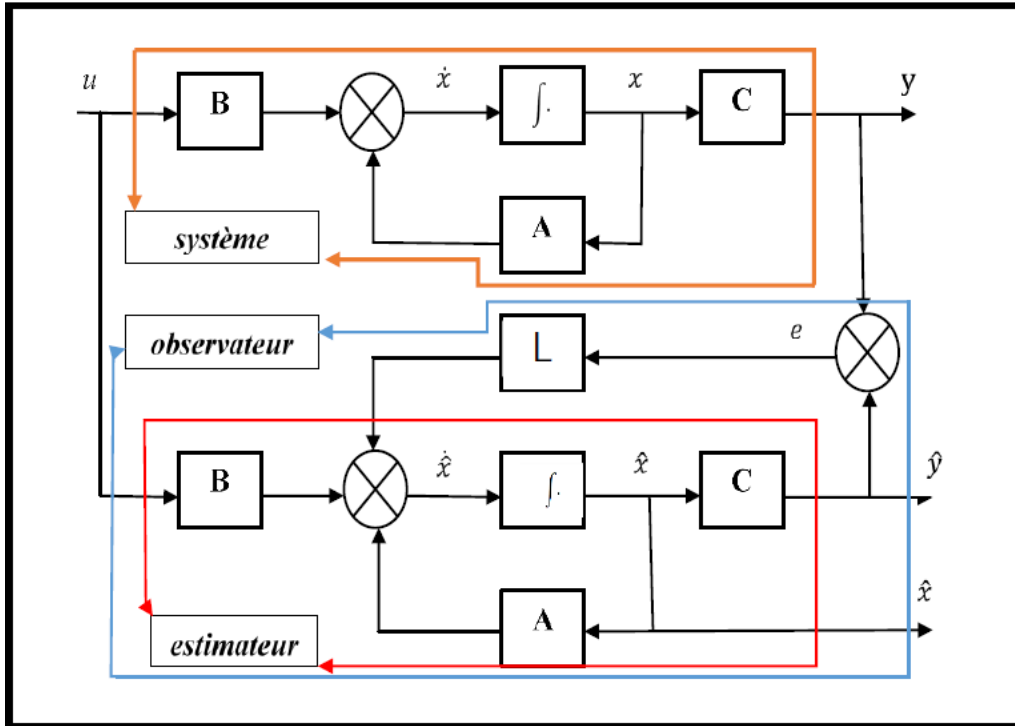


Figure III.1 : Schéma fonctionnel d'un observateur d'état. [19]

III.4. Synthèse d'observabilité

L'observabilité est une propriété fondamentale des systèmes dynamiques qui permet de déterminer l'état interne d'un système à partir de ses sorties mesurées. Elle joue un rôle crucial dans la conception des observateurs d'état, tels que l'observateur de Luenberger. Cette section présente une synthèse des méthodes permettant d'évaluer l'observabilité d'un système linéaire.

III.4.1. Observabilité par Luenberger

Dynamique des plantes :

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{III.21}$$

$$Y = Cx \tag{III.22}$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -9.81 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{III.23}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -116.66666666666667 & -116.66666666666667 & 66.66666666666667 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{III.24})$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{III.25})$$

$$u = [u_1 \quad u_2 \quad u_3 \quad u_4] \quad (\text{III.26})$$

Dynamique des observateurs :

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + L(y - C\hat{x}) \quad (\text{III.27})$$

Où :

$$\hat{x} = \begin{bmatrix} \hat{t}_a \\ \hat{w}_m \end{bmatrix}$$

$$L = \begin{bmatrix} l_1 & l_2 \\ l_3 & l_4 \\ l_5 & l_6 \\ l_7 & l_8 \\ l_9 & l_{10} \\ l_{11} & l_{12} \end{bmatrix}$$

Erreur d'estimation $e = \hat{x} - x$ dynamique :

$$\dot{e} = (A - LC)e$$

Objectif de conception exemplaire :

$$eig(A - LC) = k \cdot eig(A)$$

Où :

$$eig(A - LC) = [\lambda_1, \lambda_2]$$

Solution algébrique :

$$\det(A - Lc - \lambda I) = 0$$

$$\det \left(\begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -9.81 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} l_1 & l_2 \\ l_3 & l_4 \\ l_5 & l_6 \\ l_7 & l_8 \\ l_9 & l_{10} \\ l_{11} & l_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} - \lambda \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \right) = 0 \quad (\text{III.28})$$

$$\det \begin{bmatrix} a_{11} - l_1 - \lambda & a_{12} \\ a_{21} - l_2 & -\lambda \end{bmatrix} = 0 \quad (\text{III.29})$$

III.4.2 Résultats de simulation

Les Figures suivantes montres les résultats de la simulation du observateur Luenberger :

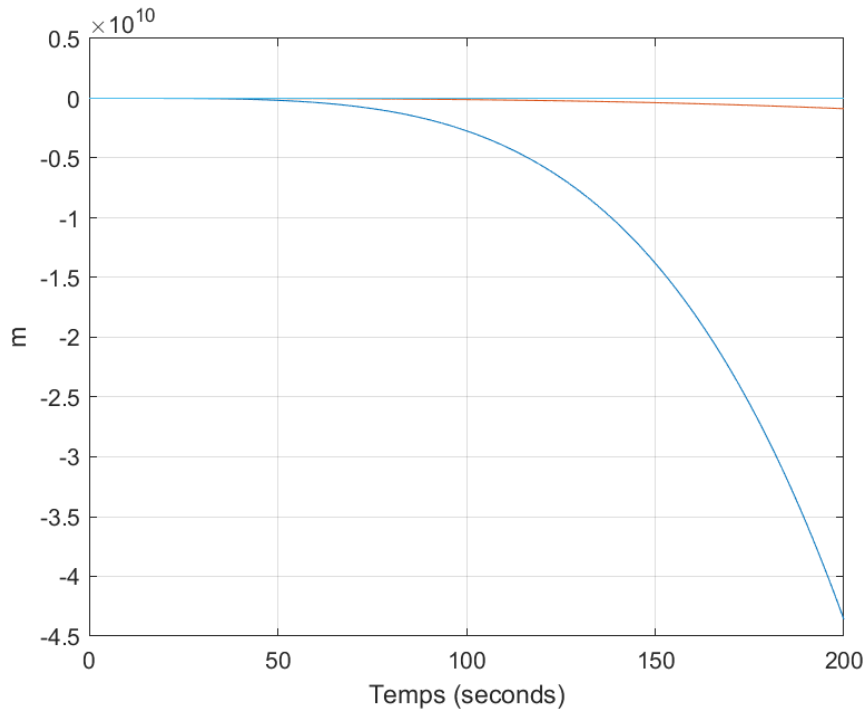


Figure III.2 : Résultat de simulation de model quadrotor.

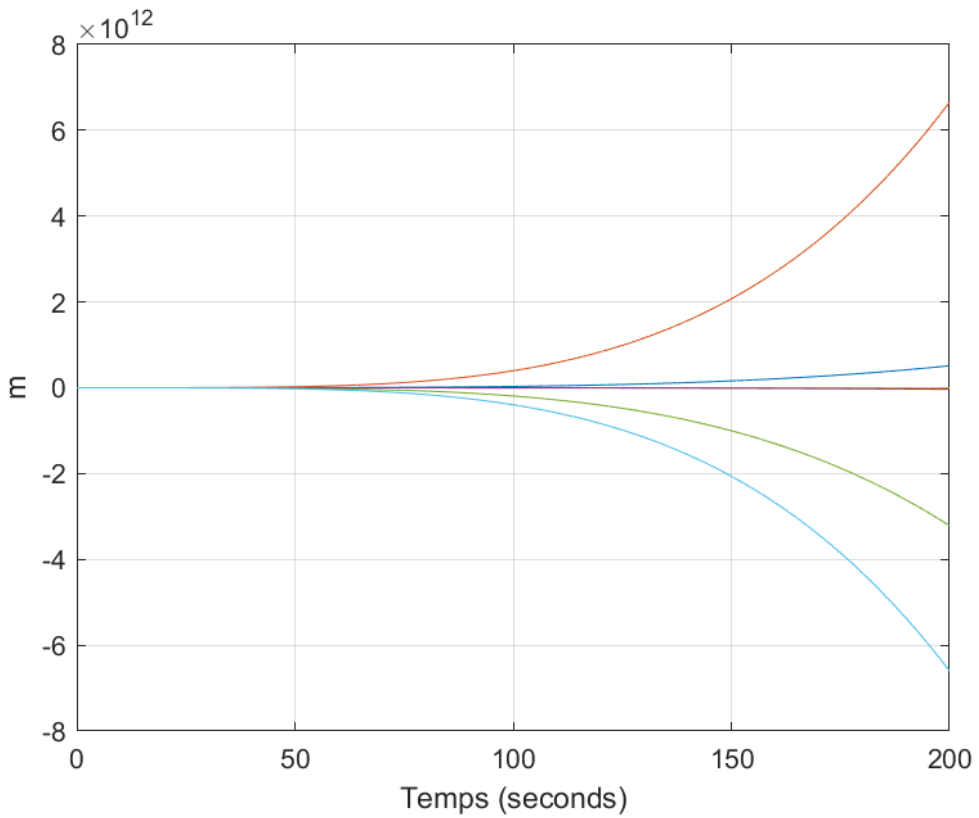


Figure III.3 : Résultat de simulation de l'observateur.

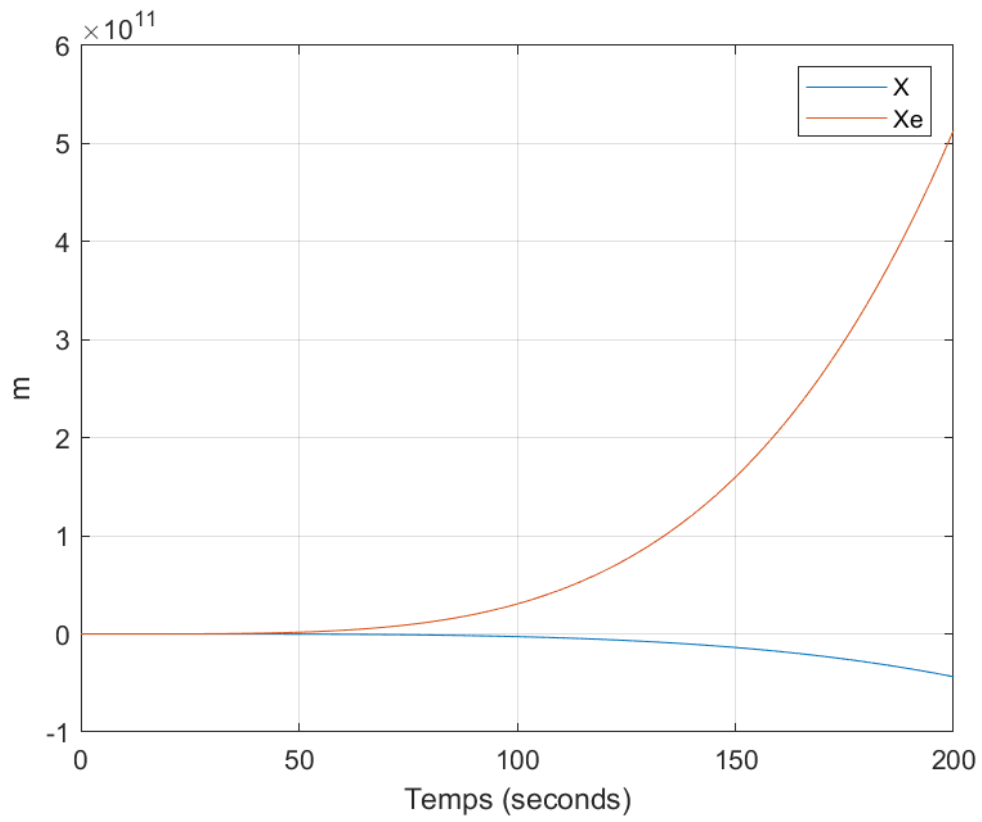


Figure III.4 : Résultat de simulation de X et Xe.

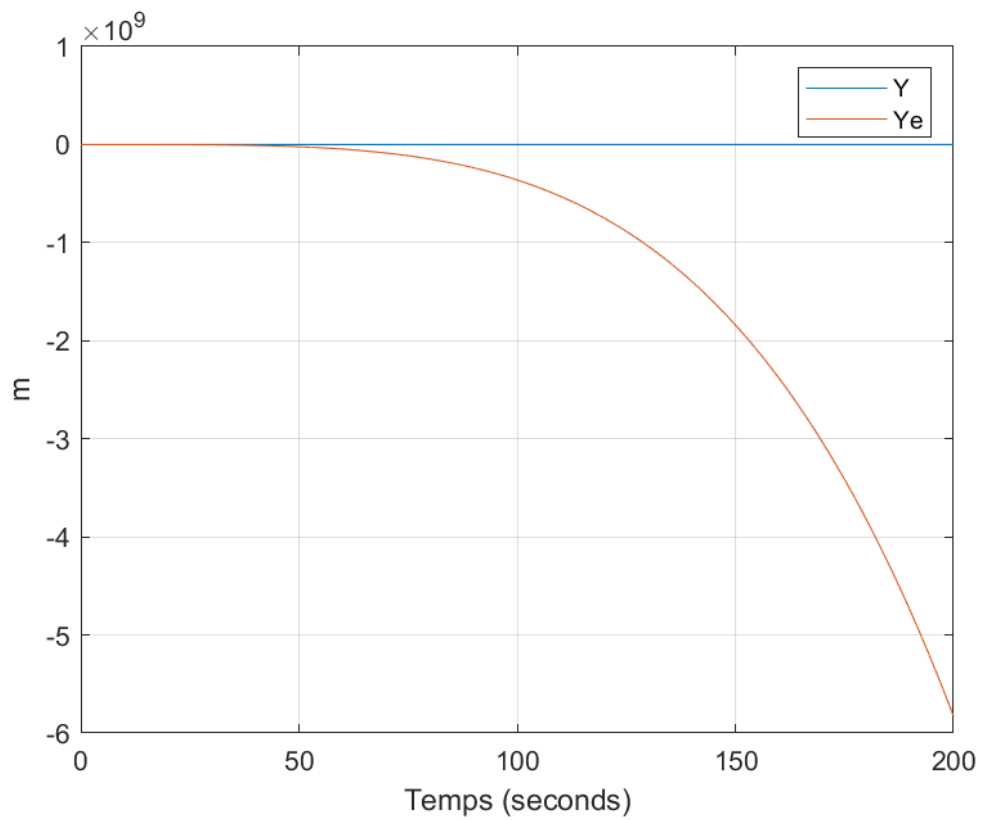


Figure III.5 : Résultat de simulation de Y et Ye.

Les résultats de l'étude menée sur le modèle du quadrotor révèlent une instabilité significative de celui-ci, caractérisée par une divergence rapide des états. Ces observations confirment la nécessité impérative d'un système de contrôle pour stabiliser le système global. Bien que l'observateur de Luenberger parvienne à estimer partiellement les états, les comparaisons entre X et X_e ainsi que Y et Y_e indiquent des écarts importants au fil du temps. Cette observation met en exergue le fait que, en l'absence de commande active, l'observateur se trouve dans l'incapacité de contrebalancer l'instabilité inhérente au système. Ces résultats mettent en exergue l'importance cruciale de l'intégration d'un contrôleur en boucle fermée, en synergie avec l'observateur, afin d'assurer la stabilité et la précision du suivi des trajectoires du quadrotor.

Suite à l'intégration du contrôleur LQR à l'observateur, les courbes suivantes ont été obtenues :

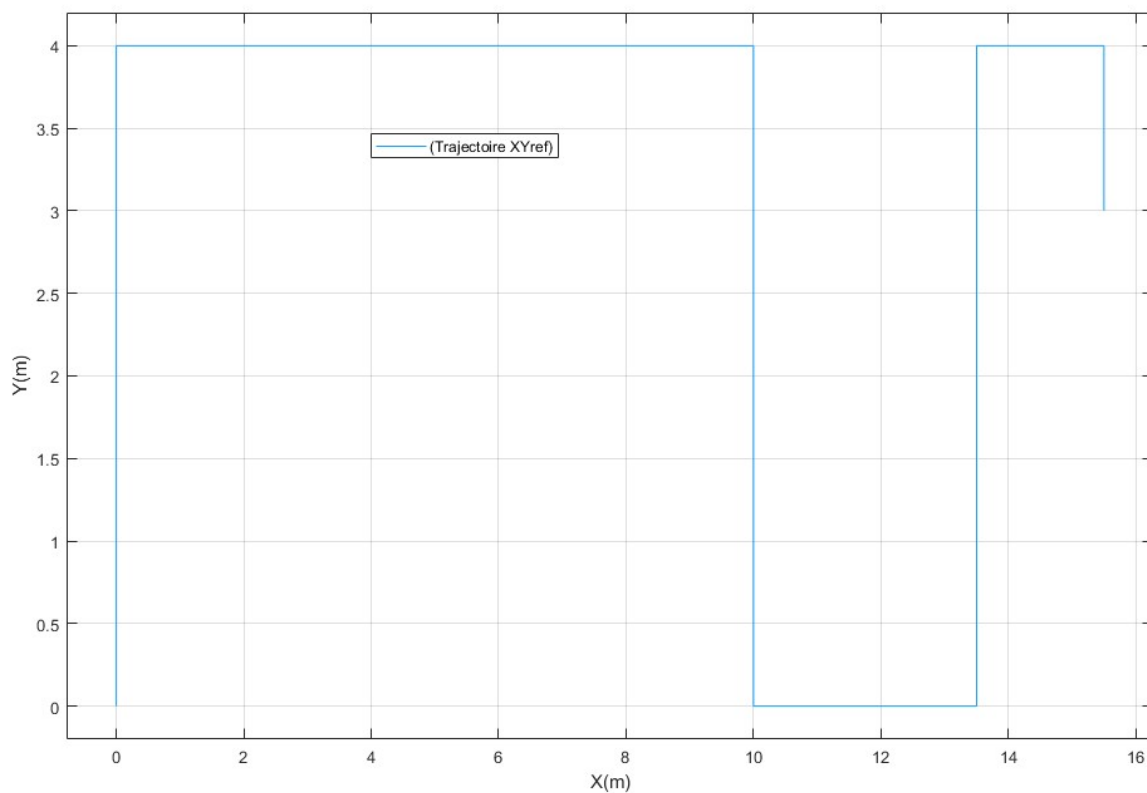


Figure III.6 : Trajectoire de X_{ref} et Y_{ref} .

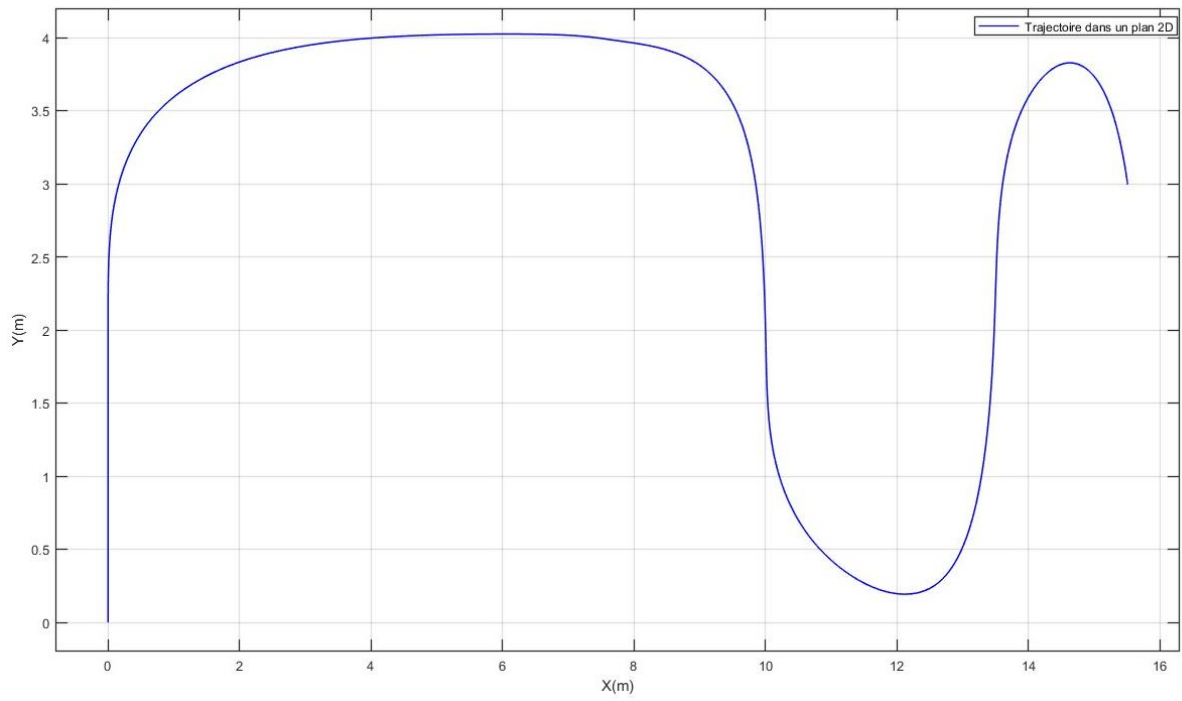


Figure III.7 : Trajectoire dans un plan 2D.

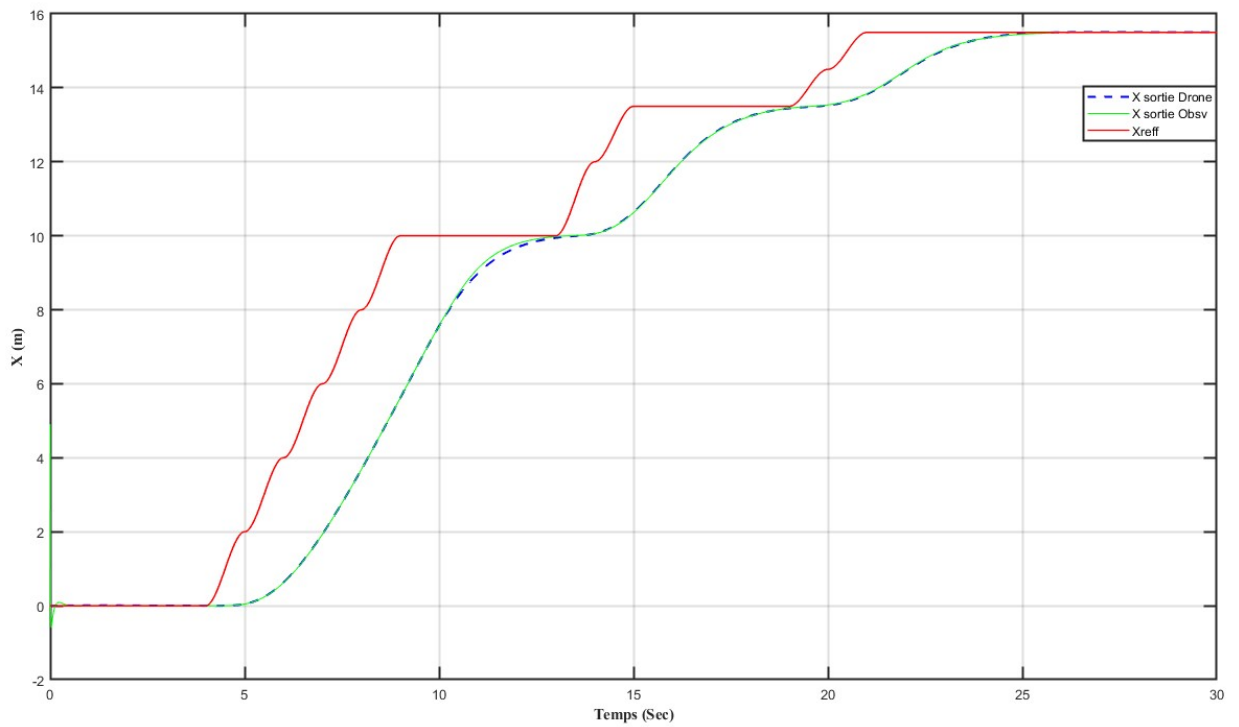


Figure III.8 : Résultat de simulation de X, Xe et Xref.

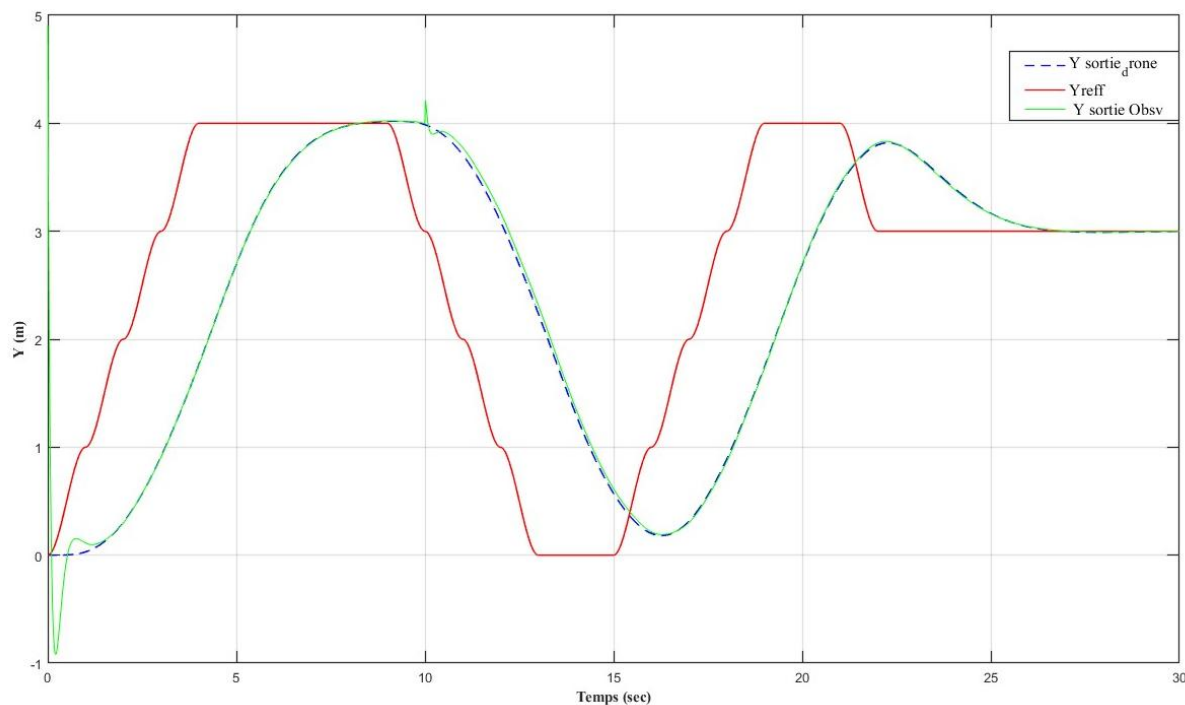


Figure III.9 : Résultat de simulation de Y , Y_e et Y_{ref} .

Les figures ci-dessus illustrent les performances du système de commande appliqué au quadrotor en suivant des trajectoires de référence. La Figure III.7 illustre la trajectoire suivie dans un plan 2D, démontrant une correspondance satisfaisante avec la trajectoire attendue, malgré la présence d'écart ponctuels. La Figure III.8 met en exergue la trajectoire de référence, définie par X_{ref} et Y_{ref} , qui est utilisée comme consigne. Les figures III.9 et III.10 présentent respectivement l'évolution temporelle des positions simulées X , X_e , X_{ref} ainsi que Y , Y_e , Y_{ref} . Ces résultats suggèrent que le système est capable de suivre les références avec une erreur modérée, ce qui indique l'efficacité du contrôleur. Cependant, des oscillations et des retards sont observés, en particulier lors des changements brusques de trajectoire. Cette observation laisse entrevoir la possibilité d'apporter des améliorations, notamment en ce qui concerne la robustesse et la réponse dynamique.

III.5. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons mené une étude complète du concept d'observabilité dans un système quadrotor, en commençant par une définition générale de l'importance de l'observation dans les systèmes dynamiques et de contrôle, avant de discuter des différents types d'observateurs qui peuvent être utilisés pour estimer des états qui ne sont pas directement mesurés.

Nous avons ensuite analysé l'observabilité du modèle de quadrotor, en soulignant les conditions nécessaires pour déterminer si l'état interne du système peut être déduit des sorties mesurées.

Ensuite, nous avons introduit le principe de l'observateur, en expliquant ses principaux objectifs de reconstruction des états internes du système, ainsi qu'en présentant sa structure générale.

Les résultats de simulation ont montré que les états estimés X_e et Y_e convergent correctement vers les états réels X et Y du système, prouvant l'efficacité de l'observateur de Luenberger conçu. Après un réglage adéquat des pôles de l'observateur et du pas de simulation, les réponses du modèle ont été stabilisées, avec une précision d'estimation satisfaisante sur l'ensemble de la durée de la simulation.

Ainsi, cette partie valide la performance de l'observateur dans la reconstruction des états non mesurés du quadrirotor, en confirmant que le modèle est bien observable et que les états internes peuvent être estimés avec fiabilité. Ces résultats renforcent la base nécessaire pour le développement d'algorithmes de commande avancés assurant la stabilité et la performance du drone.

Conclusion Générale

IV. Conclusion Générale

Les quadrotors sont devenus un sujet important ces dernières années en raison de leur popularité croissante, de l'ambition de concevoir des drones et des progrès technologiques dans ce domaine. En fait, la nécessité d'un système de contrôle directionnel pour stabiliser le quadrotor a été le principal moteur de cette recherche. Nous avons commencé par une introduction générale aux drones, en mettant l'accent sur les quadrotors en raison de leur utilisation répandue et polyvalente, et nous avons passé en revue leur structure mécanique et leurs avantages, tels que la simplicité de conception et la facilité de manœuvre, ainsi que leurs inconvénients, tels que la sensibilité aux facteurs externes. Nous avons également discuté de leurs divers domaines d'application dans la surveillance, la photographie, le transport et même le domaine militaire, en mettant l'accent sur les technologies modernes qui les accompagnent. Nous avons ensuite étudié en détail les mouvements dynamiques du quadricoptère, en analysant les phénomènes physiques qui l'influencent, tels que la portance, la résistance et les forces gyroscopiques, en construisant un modèle mathématique décrivant son comportement en temps réel et en effectuant une simulation pour étudier le système dans des conditions de fonctionnement ouvertes. Nous avons adopté le régulateur LQR comme outil de contrôle classique, analysé ses deux composants et évalué son efficacité dans la stabilisation du système dans différentes conditions de fonctionnement. Le travail comprenait également une étude de la contrôlabilité du système, en présentant les concepts des contrôleurs et leur importance dans les systèmes à entrées inconnues, en mettant l'accent sur les principes théoriques de leur conception et les conditions de réalisation de la contrôlabilité, à l'aide de techniques telles que l'observateur de Luenberger. Nous avons conclu que le contrôle efficace des quadrotors nécessite une modélisation précise de leur comportement, une connaissance approfondie des caractéristiques dynamiques qui régissent leur mouvement et la conception de stratégies avancées de contrôle et de surveillance.

Cette étude confirme également l'efficacité des techniques de contrôle et de surveillance traditionnelles appliquées aux systèmes d'aéronefs sans pilote et fournit une base solide pour des améliorations futures, notamment des méthodes de contrôle avancées ou des approches intelligentes.

Annexe

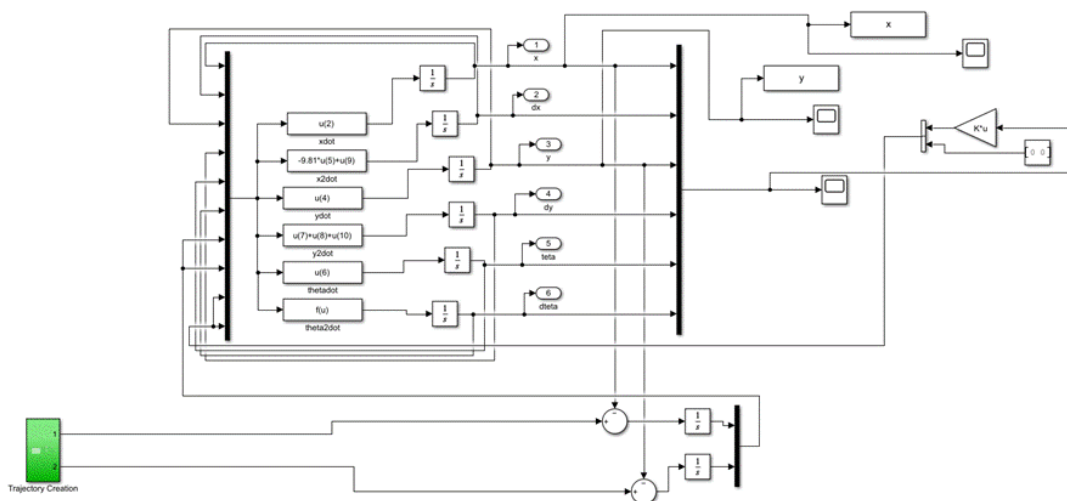
A. Parameters de simulation (MATLAB/Simulink)

Paramètre de drone	Valeur de paramètre
Installation et l'initialisation	$m = 1;$ $I = 0.001;$ $g = 9.81;$ $h = 0.2;$ $ts = 0.01;$ $Euler_0 = [0;0;0];$ $XYZ_0 = [0;0;0];$
LQR réglage	$Q = sys.C'*sys.C;$ $R = eye(4);$ $K = lqr(sys.A,sys.B,Q,R);$
L'initialisation espace d'état	$x0 = zeros(12,1);$ $x0(4) = 2; \quad \% \text{ Initial X position}$ $x0(5) = 1; \quad \% \text{ Initial Y position}$ $x0(6) = 2; \quad \% \text{ Initial Z position}$

B. Les schémas bloc de simulation

- ✓ Le schéma suivant illustre le comportement non linéaire, nous avons recours à la simulation du modèle dynamique en boucle ouverte (BO).

À partir de l'expression des accélérations angulaire on établit un modèle sous Simulink :



Simulation en boucle ouvert.

- ✓ Le schéma suivant illustre le modèle de quadrotor régulé avec le régulateur LQR par une boucle fermée. Dans ce cas l'association procédé et instruments constitue un système asservi :

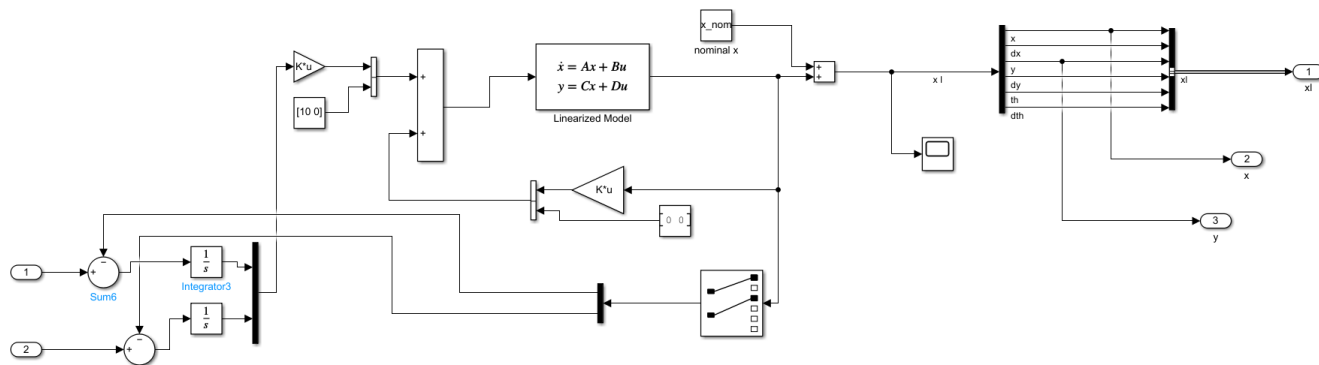


Schéma Simulink du modèle d'un quadrotor avec régulateur LQR.

- ✓ Le schéma suivant illustre le modèle de quadrotor observé avec l'observateur Luenberger :

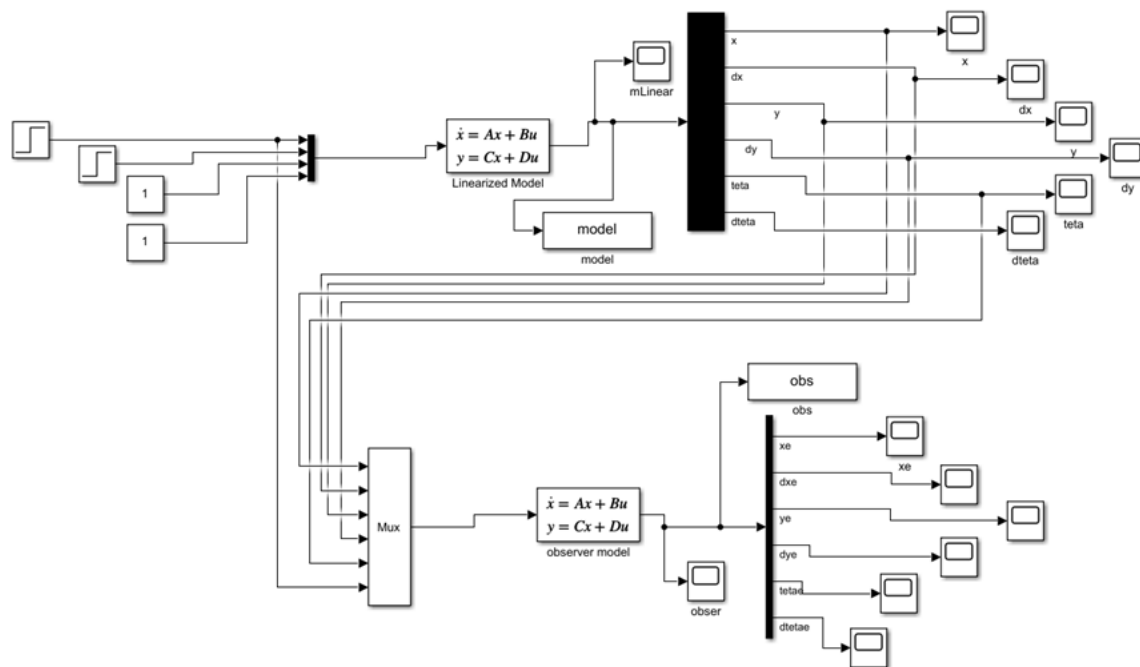


Schéma Simulink du modèle d'un quadrotor avec observateur Luenberger.

References

- [1] T. A. L. Derafa, "Dynamic Modelling and Experimental Identification of Four Rotors Helicopter parameters", in *IEEE Conference*, 2006.
- [2] C. Patel, "Building a Test bed for mini-Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle protective Shroud", Wichita State University, Wichita, 2006.
- [3] "Guerre Moderne — Engins Nouveaux," *Le Monde Illustré*, 14 août 1915.
- [4] O. Zubeldia, *Histoire des drones : de 1914 à nos jours*, paris: Librairie Académique Perrin, 2012.
- [5] A. T. (A.T.), "Aerial Target (A.T.)," [Online].
- [6] *Les drones aériens : passé, présent et avenir : Approche globale*, Paris: La Documentation française, 2013.
- [7] "La Première guerre mondiale a (aussi) inventé les drones," *Le Monde*, 11 novembre 2014.
- [8] François Besse, "Au sujet des expérimentations du capitaine Max Boucher," *Corpus étampois*, [Online]. Available: <http://www.corpusetampois.com/che-20-boucher.html>. [Accessed 9 Avril 2015].
- [9] M. A. Redouane, *Conception et réalisation d'un drone quadrirotor*, oran: Université d'oran, 2010.
- [10] S. Ammari, "Simulation et commande d'un drone (Quadrirotor) En utilisant Simulink", Université Larbi ben m'hidi d'Oum el bouaghi, 2017.
- [11] N. O. M. Amrani, *Etude et réalisation d'un drone quadrirotor*, Guelma: Université 8 mai 1945 – Guelma, 2020.
- [12] P. R. Lozano, "« Stabilisation de véhicules aériens à décollage vertical : Théorie et application », " UMR CNRS6599-UTC Compiègne, Compiègne, 2005.
- [13] O. Mohamed Amine and B. Seif Eddine, "Modélisation, Commande et Observation d'un," Ecole Nationale Polytechnique : 10, Avenue Hassen Badi 16200 EL-Harrach, Alger., Alger, 2012.
- [14] B. k. e. M. Ilyas, "Commande à hautes performances dynamiques de l'attitude d'un quadrotor de type mambo Parrot (Etude expérimentale)," Université Hassiba Ben Bouali de Chlef (U.H.B.C), chlef, 2023.
- [15] D. K. G. a. H. C. Y. R. AbouSleiman, "The Oakland University Unnamed Aerial Quadrotor System," in *2008 AUVSI UAS Student Competition*, 2008.

- [16] L. B. J. T. Tourrette, "Pilotage d'un quadri rotor via un FPGA," in *journées pédagogique*, Noisy-le-Grand, 2008.
- [17] N.Z.Eddine, "Modélisation et contrôle D'un quadrirotor "Biritos"," 2012.
- [18] M. T. M. Azouz, "Modélisation et commande d'un quadrirotor: Etude comparative de la commande floue et PID," Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou , 2016.
- [19] L. S. e. Y. N. ABDERRAHMANE, "Etude et simulation de l'observateur de Luenberger généralisé (critère du cercle) appliqué sur un système non linéaire.," Université de Mohamed El-Bachir El-Ibrahimi - Bordj Bou Arreridj, Bordj Bou Arreridj, 2022.
- [20] B. Larroque, ""observateur de systèmes linéaires Application à la détection et localisation de fautes."," 18 september 2008.
- [21] R. a. A. Krener, ""Nonlinear controllability and observability"," *IEEE Transactions on Automatic Control*, pp. 728-740, 1977.
- [22] J. a. G. Bornard, ""Observability for any $u(t)$ of a class of nonlinear systems."," *IEEE Transactions on Automatic Control*, pp. 922-926, 1981.