



Université ABBES LAGHROUR Khenchela
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département de Génie Industriel
جامعة عباس لغزور خنشلة
كلية العلوم والتكنولوجيا
قسم الهندسة الصناعية



N° Série :.....

Mémoire de fin d'étude

Pour l'obtention du diplôme de Master

Filière : Electrotechnique

Spécialité : Commandes Electriques

Présenté par

Ounissi Ghilass

THEME

Conception et implémentation d'un algorithme
de commande pour un Quadri-rotor.

Soutenu le :

devant la commission d'examen composée de :

Mr.Rezzak Daoud

Grade :MCB à L'Université Abbes Laghrou de Khenchela Président

Mr.Mokhtari Khalil

Grade :MCB à L'Université Abbes Laghrou de Khenchela Encadrant

Mr.Boumaraf Abdeleli

Grade :MCB à L'Université Abbes Laghrou de Khenchela Examineur

Promotion 2022/2023

Dédicace

Je dédie ce mémoire à...

Mes très chers parents,

Grace à dieu et à ceux que je suis devant vous aujourd'hui, leur soutien sans faille, sans qui rien n'aurait été possible, tout au long de mon cursus vous représentez pour moi le symbole de la bonté par excellence, la source de tendresse, et l'exemple du dévouement qui n'a pas cessé de m'encourager et de prier pour moi. Aucune dédicace ne saurait exprimer l'amour, l'estime, le dévouement et le respect que j'ai toujours eu pour vous. Rien au monde ne vaut les efforts fournis jour et nuit pour mon éducation et mon bien être. Ce travail est le fruit de vos sacrifices que vous avez consentis pour ma formation.

À mes très chères frères Ghazali, Tarik, Mohammed et Mehdi.

À mes très chères sœurs Abir, Rayen et Kahina,

je vous souhaite un très bon avenir, plein de joie, de bonheur, réussite et de sérénité.

A tous mes enseignants, mes amis sans exception et tous ce qui m'aiment

Merci à tous.

Remerciement

Avant toute chose, je remercie tout d'abord ALLAH le tout puissant de m'avoir donné la patience, la santé et la volonté pour réaliser ce modeste mémoire.

Je tiens d'abord à adresser toute mes gratitudees à mon encadreur:

Mr. Mokhtari Khalil,

pour avoir encadré et dirigé ce travail avec une grande rigueur scientifique, sa disponibilité, ses Conseils et la confiance qu'il m'a accordé pour réaliser ce travail.

Ce remerciement s'adresse à ma famille qui m'a toujours aidée et encouragée durant mes longues années d'études.

Résumé

Les drones alimentés par quatre moteurs, appelés les Quadri-rotors, sont des aéronefs sans pilote qui sont populaires dans de nombreux domaines en raison de leur polyvalence et de leur facilité d'utilisation.

Dans ce mémoire portant sur l'implémentation et la conception d'un algorithme de commande pour le Quadri-rotor, nous commençons par étudier le modèle dynamique de ce système non linéaire en appliquant les équations de Newton-Euler. Ensuite, nous appliquons deux techniques de commande, à savoir la commande PID et la commande simple adaptative, dans deux environnements non perturbés et perturbés sur le modèle dynamique. Les tests ont clairement démontré la supériorité de la commande simple adaptatif par rapport à la commande PID. En conséquence, nous réalisons également le Quadri-rotor en utilisant la commande simple adaptative afin de valider les résultats théoriques de cette commande.

Mots clés: drone, Quadri-rotor, systèmes non linéaires, le régulateur PID, le contrôleur simple adaptatif, Stabilisation.

Abstract

Drones powered by four motors, called Quad-copter, are unmanned aircraft that are popular in many fields due to their versatility and ease of use.

In this thesis focusing on the implementation and design of a control algorithm for the Quad-copter, we start by studying the dynamic model of this nonlinear system using the Newton-Euler equations. Then, we apply two control techniques, namely the PID control and the simple adaptive control, in two environments, one without disturbances and one with disturbances, based on the dynamic model. The tests have clearly demonstrated the superiority of the simple adaptive control over the PID control. Consequently, we also build the Quad-copter using the simple adaptive control to validate the theoretical results of this control.

Keywords: drone, Quad-copter, nonlinear systems, PID controller, simple adaptive controller, stabilization.

Contents

Abstract	i
Liste des Figures	v
Liste des Tableaux	vii
Notations	1
Introduction générale	5
1 Généralité sur les drones	6
1.1 Introduction	6
1.2 Qu'est-ce qu'un drone	6
1.3 Définition d'un Quadri-rotor	7
1.4 Domaines d'applications d'un Quadri-rotor	7
1.5 Quelles sont les composantes d'un Quadri-rotor?	8
1.6 Les avantages du drone	9
1.7 Les inconvénients du drone	10
1.8 Conclusion	10
2 Modélisation du Quadri-rotor	12
2.1 Introduction	12
2.2 Description générale du Quadri-rotor	12
2.3 Les mouvements du Quadri-rotor	13
2.3.1 Mouvement vertical	14
2.3.2 Mouvement de roulis	14
2.3.3 Mouvement de tangage	15
2.3.4 Mouvement de lacet	15
2.3.5 Mouvement de translation	16
2.4 Modèle dynamique d'un Quadri-rotor	17
2.4.1 Angles d'Euler	18
2.4.2 Vitesses angulaires	18
2.4.3 Vitesses linéaires	19
2.4.4 Effets physiques agissants sur le Quadri-rotor	19
2.4.5 Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler	21
2.4.6 La dynamique des rotors	24
2.4.7 Les valeurs des paramètres du Quadri-rotor	25

2.5	Simulation en boucle ouverte	26
2.6	Conclusion	28
3	Conception des contrôleurs	29
3.1	Introduction	29
3.2	Contrôle par PID	29
3.2.1	Qu'est ce que le contrôle par PID?	29
3.2.2	Contrôle de Quadri-rotor	32
3.2.3	Résultats de simulation du Quadri-rotor en boucle fermée	37
3.3	Contrôle adaptatif simple	45
3.3.1	Application de la commande adaptative simple sur le Quadri-rotor	47
3.3.2	Schéma global de contrôleur simple adaptatif du Quadri-rotor	47
3.3.3	Résultats de simulation du Quadri-rotor en boucle fermée	49
3.3.4	Le deuxième test	53
3.4	Conclusion	56
4	Validation expérimentale du contrôleurs adaptatif simple	57
4.1	Introduction	57
4.2	Présentation du banc d'essai	57
4.3	Validation expérimentale du contrôleur adaptatif simple	63
4.4	Conclusion	66
	Conclusion générale	67

Liste des Figures

1.1	Sens de rotation des rotors	7
1.2	Les composants d'un Quadri-rotor	8
2.1	Structure générale d'un Quadri-rotor [17].	13
2.2	Illustration du mouvement vertical [20]. Les flèches bleu, montrent les vitesses des hélices, \ddot{Z} représente l'accélération par rapport à l'axe z	14
2.3	Illustration du mouvement de roulis [19]. $\ddot{\phi}$ représente l'accélération selon par rapport à l'axe x	15
2.4	Illustration du mouvement de tangage [20]. $\ddot{\theta}$ représente l'accélération selon par rapport à l'axe y	15
2.5	Illustration du mouvement de Lacet [20]. $\ddot{\psi}$ représente l'accélération selon par rapport à l'axe z	16
2.6	Illustration du mouvement de translation [21].	16
2.7	Géométrie du Quadri-rotor. [21]	17
2.8	Évolution de l'angle ϕ en boucle ouverte	26
2.9	Évolution de l'angle θ en boucle ouverte	27
2.10	Évolution de l'angle ψ en boucle ouverte.	27
3.1	Asservissement avec régulateur PID	30
3.2	Diagramme de contrôle de roulis	32
3.3	Diagramme de contrôle de tangage	32
3.4	Diagramme de contrôle de lacet	33
3.5	schéma de commande général du Quadri-rotor	34
3.6	schéma Bloc de commande	35
3.7	schéma du modèle non linéaire	36
3.8	schéma du bloc omegaspr calculator	37
3.9	Évolution des angles ϕ, θ et ψ en boucle fermée	38
3.10	Les erreurs des angles (ϕ, θ, ψ) en boucle fermée du premier test	39
3.11	l'évolution des signaux de commande du premier test	40
3.12	Évolution des angles ϕ, θ et ψ en boucle fermée du deuxième test	42
3.13	Les erreurs des angles (ϕ, θ, ψ) en boucle fermée du deuxième test	43
3.14	l'évolution des signaux de commande du deuxième test	44
3.15	schéma de commande du contrôle simple adaptatif du Quadri-rotor	47
3.16	schéma de bloc de commande ASP	48
3.17	schema de bloc SAC	48
3.18	schéma du modelé non linéaire	49
3.19	schéma du bloc Omegasqr calculator	49

3.20	Évolution des angles ϕ, θ et ψ avec le contrôleur simple adaptatif du premier test	50
3.21	Les erreurs des angles avec le contrôleur simple adaptatif du premier test . . .	51
3.22	Évolution des signaux de commande avec le contrôleur simple adaptatif du premier test	52
3.23	Évolution des angles de rotation avec le contrôleur simple adaptatif du deuxième test	53
3.24	les erreurs des angles de rotation avec le contrôleur simple adaptatif du deuxième test	54
3.25	Évolution des signaux de commande avec le contrôleur simple adaptatif du deuxième test	55
4.1	La structure de cadre Quadruple	58
4.2	La carte Pixhawk est en état de marche	59
4.3	Contrôleur de vitesse	59
4.4	Le récepteur RC Graupne	61
4.5	Explication des différentes entres de radios de télémétrie 3DR	61
4.6	Le modele AMP	62
4.7	Le montage de Pixhawk avec les autres composants	62
4.8	Le banc d'essai Quadri-rotor équipé du pilote automatique Pixhawk	63
4.9	Les résultats expérimentaux des angles ϕ et θ en présence de perturbations de poussée manuelle	64
4.10	Les résultats expérimentaux d'erreurs des angles ϕ et θ	65
4.11	Les signaux expérimentaux de commande des angles ϕ et θ	65

Liste des Tableaux

- 2.1 Paramètres de banc d'essai pour un Quadri-rotor 26
- 3.1 Les valeurs de PID pour les trois mouvement 37

Nomenclature

Notations

- \ddot{Z} l'accélération par rapport à l'axe z .
- $\ddot{\phi}$ l'accélération selon par rapport à l'axe x .
- $\ddot{\theta}$ l'accélération selon par rapport à l'axe y .
- $\ddot{\psi}$ l'accélération selon par rapport à l'axe z .
- R^b repère fixe.
- R^m repère mobile.
- T matrice de transformation.
- R la matrice de rotation.
- ζ le vecteur de position.
- Rot_z rotation par rapport a l'axe de z .
- Rot_y rotation par rapport a l'axe de y .
- Rot_x rotation par rapport a l'axe de x .
- c cos.
- s sin.
- Ω_1 La vitesse de rotation par rapport a l'axe x du repère fixe.
- Ω_2 La vitesse de rotation par rapport a l'axe y du repère fixe.
- Ω_3 La vitesse de rotation par rapport a l'axe z du repère fixe.
- $\dot{\phi}$ La vitesse de rotation par rapport a l'axe x du repère mobile.
- $\dot{\theta}$ La vitesse de rotation par rapport a l'axe y du repère mobile.
- $\dot{\psi}$ La vitesse de rotation par rapport a l'axe z du repère mobile.
- ω La vitesse angulaire.
- v_x^b La vitesse linéaire dans le repère fixe par rapport a l'axe x .
- v_y^b La vitesse linéaire dans le repère fixe par rapport a l'axe y .
- v_z^b La vitesse linéaire dans le repère fixe par rapport a l'axe z .
- v_x^m La vitesse linéaire dans le repère mobile par rapport a l'axe x .

- v_y^m La vitesse linéaire dans le repère mobile par rapport a l'axe y .
- v_z^m La vitesse linéaire dans le repère mobile par rapport a l'axe z .
- V La vitesse linéaire.
- P Le poids du Quad-copter.
- m La masse totale.
- g La gravité.
- F_i Les forces de poussée.
- b Le coefficient de portance.
- T_h La force de traînée dans les hélices.
- d Le coefficient de drag.
- F_t La force de traînée selon les axes (x, y, z) ,
- K_{ft} Le coefficient de traînée de translation.
- M_x Moments dus aux forces de poussée ,a rotation autour de l'axe x .
- M_y Le coefficient de traînée de translation.
- M_x Moments dus aux forces de poussée ,la rotation autour de l'axe x .
- l La longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du Quadri-rotor.
- M_y Moments dus aux forces de poussée ,la rotation autour de l'axe y .
- M_z Moments dus aux forces de trainee ,la rotation autour de l'axe z .
- M_a Moment résultant des frottements aérodynamiques.
- K_{fa} Le coefficient des frottements aérodynamiques.
- M_{gh} Moment gyroscopique des hélices.
- J_r L'inertie des rotors.
- M_{gm} Moment gyroscopique dû aux mouvements de Quad-copter.
- J L'inertie du système.
- \wedge Le produit vectoriel.
- RJ matrice d'inertie symétrique.
- $S(\Omega)$ est la matrice antisymétrique.
- F_f est la force totale générée par les Qatre-copters.
- F_t la force de traînée selon les axes (x, y, z) .
- $K_{ftx}, K_{fty}, K_{ftz}$ Les coefficients de traînée de translation.
- F_g force de gravité.
- M_f moment provoqué par les forces de poussée et de traînée.
- M_a moment résultant des frottements aérodynamiques.
- $K_{fax}, K_{fay}, K_{faz}$ Les coefficients des frottements aérodynamiques.
- i le rotor .
- τ_i le couple d'entrée.

- Q_i le couple résistant généré par le rotor i .
- $\omega_{d,i}$ les vitesses désirées.
- M Une matrice non singulière.
- τ_i les couples.
- k_i Les gains.
- $\tilde{\omega}_i$ L'erreur de vitesse.
- v_i La tension d'entrée de chaque moteur.
- R_a La résistance du moteur.
- K_m La constant du couple de moteur.
- K_g Le gain du réducteur.
- ε L'erreur de la vitesse angulaire.
- Ω_{consigne} La vitesse angulaire désirée.
- Ω_{mesure} La vitesse angulaire mesurée.
- K_P Le Gain proportionnel.
- K_i Le gain intégrale.
- K_d Le gain dérivative.
- ϕ_d ϕ désirée.
- ϕ ϕ mesurée.
- θ_d θ désirée.
- ψ_d ψ désirée.
- $U2$ Signal de roulis.
- $U3$ Signal de tangage.
- $U4$ Signal de lacet.
- $e\phi$ L'erreur d'angle de roulis.
- $e\theta$ L'erreur d'angle de tangage.
- $e\psi$ L'erreur d'angle de lacet.
- \mathbb{R} Le domaine des nombres réels.
- \mathbb{R}^n désigne l'espace euclidien de dimension n .
- $\mathbb{R}^{n \times m}$ est l'ensemble de toutes les matrices réelles nm , avec n représentant le nombre de lignes et m le nombre de colonnes.
- Si une matrice donnée $A \in \mathbb{R}^{n \times m}$ où $\mathbb{R}^{n \times n}$ alors A^T désigne sa transposée.
- Si $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$ alors $A = A^T > 0$ indique que A est une matrice symétrique définie positive (SDP).

Acronyms / Abbreviations

- UAV Unmanned Aerial Vehicle.

- VTOL Vertical Take Off and Landing
- 3D 3 Demention.
- GPS Global Positioning Systeme.
- Fm Frequency Modulation.
- DDL Degrée De Liberté.
- PID Proportionnel-Intégrale-Dérivative.
- PI Proportionnel-Intégrale.
- P Proportionnel.
- SAC Simple Adaptatif Contrôle.
- SP Strictement passif.
- ASP Strictement passif.
- TF Fonction de transfert.
- SDP symétrique définie positive .
- PX PIXHAWK.
- APM ArduPilot Mega.

Introduction générale

Ces dernières années, il y a eu un développement notable dans le domaine de la robotique en général, et plus particulièrement dans celui des plateformes volantes, connues sous le nom de drones.

Dans le domaine des drones à voilure tournante, le Quadri-rotor est le sujet de ce mémoire, le développement rapide des Quadri-rotors a été rendu possible grâce à des avancées significatives dans les domaines de l'électronique, de la miniaturisation des capteurs, des batteries, de la connectivité sans fil et des logiciels de contrôle. Ces améliorations ont permis de créer des drones polyvalents et puissants, capables de s'adapter à une grande variété de scénarios et d'applications.

La modélisation d'un Quadri-rotor n'est pas une tâche aisée, cela s'explique par la complexité et le nombre importants d'effets agissant sur le système comme les effets gyroscopique, aérodynamiques, la force de gravité les frottements et les forces d'inertie. Tous ces effets font que notre système est fortement non linéaire, rajoutée à ça une forte interaction entre les états et nous obtenons un système difficile à modéliser [1].

L'algorithme joue un rôle essentiel dans la coordination des mouvements des moteurs et des hélices, assurant ainsi l'équilibre en vol et l'exécution de manœuvres précises du Quadri-rotor. Notre projet vise à concevoir et mettre en œuvre un algorithme spécifique pour un Quadri-rotor, en mettant l'accent sur la stabilité, la manœuvrabilité et la précision du vol, afin d'atteindre nos objectifs.

Ce mémoire s'articule autour de quatre chapitres : Dans le premier chapitre, je présente une généralité sur les drones, et plus précisément sur le Quadri-rotor.

Le deuxième chapitre se concentre sur la modélisation du Quadri-rotor et explique les mouvements possibles de celui-ci. Nous utiliserons la méthode d'Euler-Newton pour trouver le modèle dynamique du système.

Le troisième chapitre est réservé à la simulation avec les régulateurs PID et le contrôleur simple adaptatif, suivi d'une comparaison entre les deux régulateurs.

Dans le quatrième chapitre, nous concluons notre mémoire en choisissant les composants qui conviennent à nos paramètres, en assemblant les composants du Quadri-rotor et en appliquant la commande avec un régulateur simple adaptatif.

Nous terminons notre mémoire en concluant de manière générale sur le projet réalisé et en évaluant réellement l'effet du contrôleur simple adaptatif.

Chapitre 1

Généralité sur les drones

1.1 Introduction

Il existe plusieurs termes utilisés pour désigner les véhicules aériens sans pilote, qui font généralement référence au même concept. Parmi ces véhicules aériens se trouve le drone.

Les drones sont des engins volants capables de transporter des caméras, des capteurs, des équipements de communication ou d'autres dispositifs. Ils peuvent être définis comme des systèmes mécaniques, électroniques et informatiques contrôlés ou programmés pour effectuer des tâches trop répétitives, dangereuses ou difficiles à réaliser directement par des êtres humains.

Ce premier chapitre aborde les généralités sur les drones, incluant la définition d'un drone, définition de Quadri-rotor et les composants général avec les domaines d'utilisation et les avantages et les inconvénients.

1.2 Qu'est-ce qu'un drone

Un drone est un aéronef sans pilote humain à bord qui utilise les forces aérodynamiques pour produire un vol vertical. Il peut être piloté à distance, autonome ou semi autonome. [2] le terme drone désigne aussi un aéronef sans pilote destiné à un usage public et on emploie drone militaire ou drone de combat pour désigner un matériel équipé d'armements. Les Anglo-Saxons nomment ainsi un appareil non militaire sans personne à bord, télécommandé ou autonome, par UAV. [3]

Aujourd'hui, plusieurs modèles des drones sont disponibles suivant leurs domaines d'application et la mission accordée. Parmi ces modèles, il y a les drones à ailes fixes, les drones à ailes battantes et les aéronefs à décollage et atterrissage vertical (à voilures tournantes)'VTOL': Vertical Take off and Landing. [2]

1.3 Définition d'un Quadri-rotor

Un Quadri-rotor est un aéronef à voilure tournante comportant quatre rotors pour sa sustentation. Les rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même sur son axe de lacet. [3]

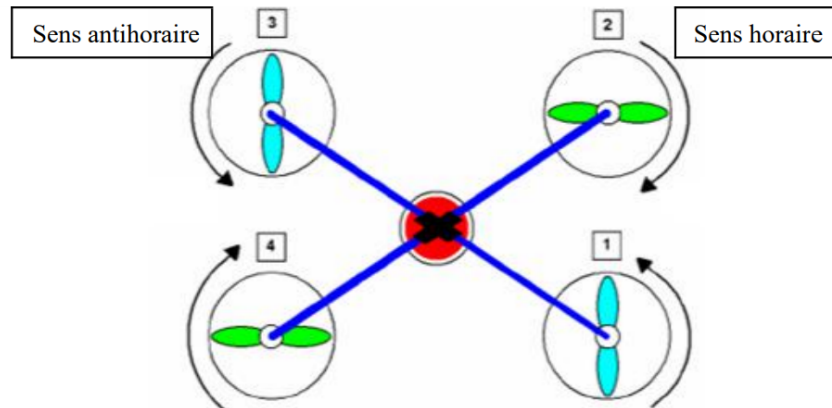


Figure 1.1: Sens de rotation des rotors

1.4 Domaines d'applications d'un Quadri-rotor

Nous évoquons ici quelques missions des drones :

- Recherche: Les Quadri-rotors sont très utiles pour tester et évaluer des nouvelles idées dans différents domaines.
- Militaire et maintien de l'ordre :Les Quadri-rotors sont utilisés pour les missions de surveillance et de reconnaissance par les forces armées et les forces de l'ordre, ainsi que pour aider l'équipe de sauvetage à localiser les victimes d'une manière rapide en cas d'un accident ou une catastrophe naturelle. [2]
- Photographie: Les Quadri-rotors sont favorisés à cet emploi à cause de leur nature autonome et de leurs économies considérables. [2]
- Cartographie: Les drones Quadri-rotors peuvent construire des cartes topologiques plus précises que l'avion conventionnel. ils peuvent voler près de la terre tout en portant des appareils photographiques ou des sondes pour construire des cartes en 3D de haute résolution. [4]
- Inspection : Les drones Quadri-rotors peuvent inspecter les grandes structures, bâtiments, routes et les lignes électriques à haute tension dans des sites lointains ou difficiles d'accès, afin de localiser les matériaux dangereux par le transfert d'images aériennes ou par l'identification automatique de matériaux. [4]

- Journalisme : Les drones Quadri-rotors sont utilisés par les médias afin de rapporter et de vérifier des informations sur des événements tels que les inondations, les manifestations et les guerres. [2]

On peut utiliser les drones dans plusieurs autres domaines, comme la télécommunication, la livraison, la publicité, la médecine, etc. . .

1.5 Quelles sont les composantes d'un Quadri-rotor?

La figure suivante montre les composants essentiels d'un Quadri-rotor :



Figure 1.2: Les composants d'un Quadri-rotor

Les Quadri-rotors sont généralement composés de:

- *Hélices*: Elles produisent la poussée qui permet au drone de voler. [5] il faut 2 hélices à sens horaires et 2 hélices à sens anti-horaire.[6]
- *Moteur électrique*: Quatre moteurs sans balai (brushless) sont nécessaires pour le Quadri-rotor. Il en existe de différentes tailles et puissances. Ils sont caractérisés par le diamètre de leur cage tournante et par le nombre de tours/volt ou KV . Un moteur ayant un KV de 1000 tours/V fonctionnera à 12000 tours/min s'il est alimenté en 12 V . Sur les moteurs sans balai utilisés en modélisme, les bobinages en cuivre sont montés sur le stator et les aimants sur le rotor, à l'inverse des moteurs électriques conventionnels. [4]

- *Contrôleur de vitesse* : Ce sont des circuits électroniques qui permettent de faire varier la vitesse de rotation des moteurs, à partir du courant délivré par la batterie. La commande de vitesse vient du contrôleur de vol (voir plus bas). Ils sont caractérisés par une valeur en ampères (ex : 30A) qui indique l'intensité maximale qu'ils peuvent encaisser pendant le vol. [6]
- *Contrôleur de vol*: Le contrôleur de vol est le cœur du système d'un drone Quadri-rotor . Il gère de nombreux paramètres pour rendre possible son pilotage. Il est généralement accompagné de capteurs externes comme une ou plusieurs antennes GPS pour offrir une stabilisation ultra-précise en utilisant un voire plusieurs systèmes GPS. [7]
- *Le châssis*: C'est la structure principale qui maintient toutes les autres parties ensemble. Sur les Quadri-rotor, le châssis comporte 4 bras. Ils peuvent être en X ou en H. [6]
- *La batterie*: Elle fournit l'énergie nécessaire aux autres composants électriques. La batterie, et notamment sa tension, doit correspondre aux caractéristiques des moteurs. [5]
- *La caméra*: Certains Quadri-rotors sont équipés d'une caméra pour la photographie aérienne, la surveillance ou d'autres applications similaires.
- *La radio-commande*: Pour piloter le Quadri-rotor, il faut un émetteur radio pour le pilote et un récepteur dans le drone. Il existe plusieurs technologies pour les radio-commandes, les radios FM en 41MHz de moins en moins utilisées et les radios en 2, 4 GHz, souvent programmables pour s'adapter à chaque appareil radio-commandé. [6]

1.6 Les avantages du drone

Voici quelques avantages clés des drones : [8] [9] [10] [11] [12] [13]

- Les drones sont compacts et faciles à transporter, offrant une grande mobilité pour les missions sur le terrain. [8]
- Les drones peuvent atteindre des zones difficiles d'accès pour les humains, ce qui les rend utiles pour l'exploration ou l'inspection de zones dangereuses. [9]
- La technologie des drones évolue rapidement, offrant constamment de nouvelles fonctionnalités et améliorations. [10]
- Les images prises par drones sont en temps réel, sans délai. Cela permet aux unités de secours de préparer un plan d'action rapide en connaissance de cause. [10]

- L'utilisation de drones peut souvent être plus économique que les méthodes traditionnelles nécessitant des équipements ou des équipes coûteuses. [11]
- Aucun embrayage n'est exigé entre le moteur et le rotor et aucune exigence n'est donnée sur l'angle d'attaque des rotors. [12]
- Les drones peuvent collecter rapidement des données précises sur des zones spécifiques. Ils peuvent être équipés de capteurs spécialisés pour recueillir des données géospatiales, thermiques, atmosphériques, etc., fournissant ainsi des informations utiles pour diverses applications. [13]

Ces avantages font des drones des outils polyvalents et puissants, ouvrant de nouvelles possibilités dans de nombreux secteurs.

1.7 Les inconvénients du drone

Voici les inconvénients des drones : [9] [13]

- Les drones peuvent représenter un risque pour la sécurité aérienne s'ils sont mal utilisés ou s'ils entrent en collision avec d'autres aéronefs. Des réglementations strictes sont nécessaires pour minimiser les accidents. [9]
- Les drones équipés de caméras peuvent soulever des inquiétudes quant à la protection de la vie privée, car ils peuvent être utilisés pour la collecte non autorisée de données ou l'espionnage. [9]
- Les réglementations entourant l'utilisation des drones peuvent être complexes et varier d'un pays à l'autre. Cela peut rendre difficile la compréhension et le respect des règles. [13]
- La durée de vol des drones est généralement limitée en raison de la capacité de la batterie. Cela peut restreindre leur utilisation dans certaines situations où une autonomie prolongée est nécessaire. [13]
- Leur technologie reste émergente, ce qui n'encourage pas les industriels pour investir dessus. [13]

Il est important de prendre en compte ces inconvénients et de les gérer correctement pour garantir une utilisation responsable et sécurisée des drones.

1.8 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons donné des généralités sur les drones et découvert que ce domaine est très vaste en termes d'applications et d'idées pour l'être humain. Nous avons également

décrit le drone Quadri-rotor, en mettant en évidence ses composants ainsi que les avantages et inconvénients associés.

Dans le chapitre suivant, nous allons voir la modélisation du Quadri-rotor et découvrir les mouvements de vol, pour ensuite conclure avec le modèle dynamique.

Chapitre 2

Modélisation du Quadri-rotor

2.1 Introduction

Avant de pouvoir contrôler un système, il est nécessaire d'établir son modèle mathématique. Il est crucial de comprendre la dynamique des Quadri-rotors non seulement pour la conception du contrôleur, mais également pour garantir que les simulations du comportement des drones sont aussi proches que possible de la réalité lorsque la commande est appliquée.

Le drone Quadri-rotor est considéré comme un système complexe en raison du nombre d'effets physiques qui l'affectent et est donc difficile à commander. Dans ce chapitre, nous nous concentrons sur la modélisation des drones Quadri-rotors. [2][14]

2.2 Description générale du Quadri-rotor

Un Quadri-rotor est un type de drone à voilure tournante qui utilise quatre hélices pour la sustentation et le contrôle des mouvements. Il est également connu sous le nom de drone Quadri-rotor en raison de sa configuration à quatre rotors. Chaque rotor est situé à un coin du châssis, et ils fonctionnent de manière synchronisée pour fournir la poussée nécessaire à la stabilité et à la manœuvrabilité du Quadri-rotor. [15]

Les quatre rotors d'un Quadri-rotor sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de contrôle est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même ou autour de son axe z (lacet), il est nécessaire que deux hélices tournent dans un sens, et les deux autres dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélices tourne dans le même sens, soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix. [16]

Le fonctionnement d'un Quadri-rotor est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même (lacet),

le Quadri-rotor a six DDL, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, ces six degrés doivent être commandés à l'aide de quatre déclencheurs seulement. [4]

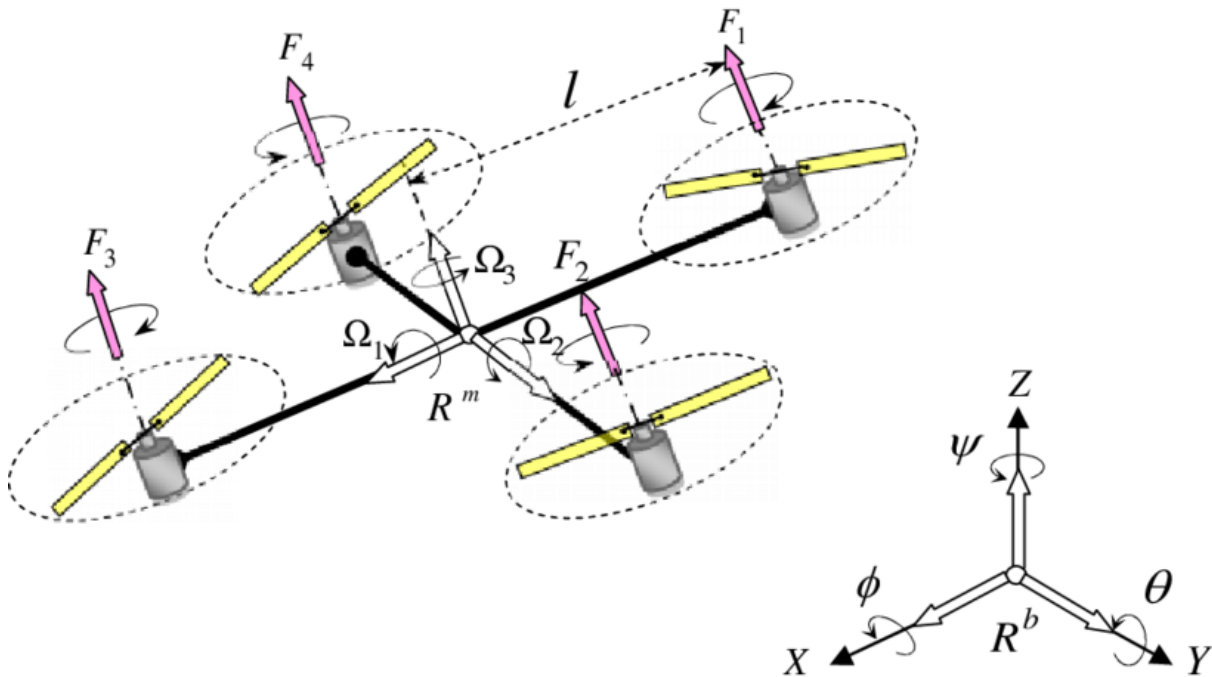


Figure 2.1: Structure générale d'un Quadri-rotor [17].

2.3 Les mouvements du Quadri-rotor

Les mouvements de base de Quadri-rotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor, de ce fait la poussée est produite. Le Quadri-rotor incline vers la direction du rotor plus lent, qui tient compte alors de la translation le long de cet axe. Par conséquent, le Quadri-rotor ne peut pas réaliser la translation sans roulis ou tangage, ce qui signifie qu'un changement de la vitesse d'un rotor se traduit dans un mouvement en au moins trois degrés de liberté. Par exemple, l'augmentation de la vitesse du propulseur gauche aura comme conséquence un mouvement de roulis. Nous pouvons commander les six degrés de liberté de Quadri-rotor avec seulement quatre commandes. [18]

Le Quadri-rotor a cinq mouvements principaux :

- Mouvement vertical.
- Mouvement de roulis.
- Mouvement de tangage.
- Mouvement de lacet .

- Mouvement de translation.

2.3.1 Mouvement vertical

Le mouvement vertical correspond tout simplement à la montée/descente du Quadri-rotor. [14] Ce mouvement est réalisé par la variation de vitesse de rotation des quatre rotors en même temps et avec la même force de poussée [19]

- Pour un mouvement ascendant on applique une grande vitesse de rotation.
- Pour un mouvement descendant on applique une vitesse faible de rotation.
- Pour un vol stationnaire on applique une vitesse moyenne de rotation.

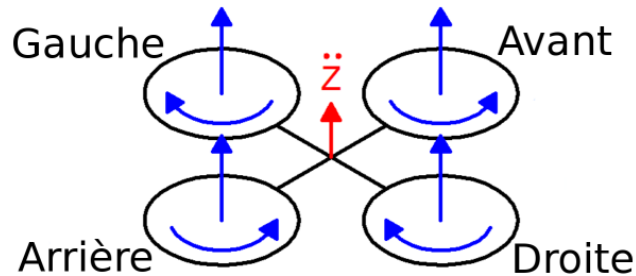


Figure 2.2: Illustration du mouvement vertical [20]. Les flèches bleu, montrent les vitesses des hélices, \ddot{Z} représente l'accélération par rapport à l'axe z

2.3.2 Mouvement de roulis

Le mouvement de roulis est obtenu en augmentant (ou en diminuant) la vitesse d'hélice gauche et en diminuant (ou en augmentant) la vitesse d'hélice droit. Elle conduit à un couple qui fait tourner le Quadri-rotor par rapport à l'axe x_B . L'ensemble des poussées verticales est le même que du vol stationnaire, donc cette commande conduit seulement à une accélération angulaire de roulis. [4]

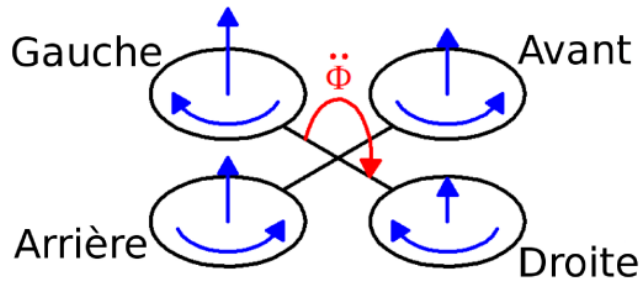


Figure 2.3: Illustration du mouvement de roulis [19]. $\ddot{\phi}$ représente l'accélération selon par rapport à l'axe x

2.3.3 Mouvement de tangage

Ce mouvement est très ressemblant à ce lui du roulis et il est obtenu en augmentant (ou en diminuant) la vitesse d'hélice arrière et en diminuant (ou en augmentant) la vitesse d'hélice d'avant. Elle conduit à un couple par rapport à l'axe y_B qui fait tourner le Quadri-rotor. [4]

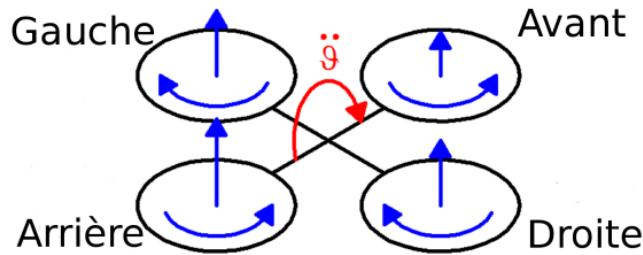


Figure 2.4: Illustration du mouvement de tangage [20]. $\ddot{\theta}$ représente l'accélération selon par rapport à l'axe y .

2.3.4 Mouvement de lacet

Le mouvement de lacet est obtenu en augmentant (ou en diminuant) la vitesse des hélices avant-arrière et en diminuant (ou en augmentant) la vitesse des hélices gauche-droit. Elle conduit à un couple qui a un rapport avec l'axe z_B qui fait tourner le Quadri-rotor.

Le mouvement de lacet est produit grâce au fait que les hélices gauche-droit tournent dans le sens horaire tandis que les hélices avant-arrière tournent dans le sens antihoraire.

Ainsi, lorsque le couple global est déséquilibré, le Quadri-rotor tourne sur lui-même autour de z_B . Cette commande elle conduit seulement à une accélération de l'angle de lacet. [4]

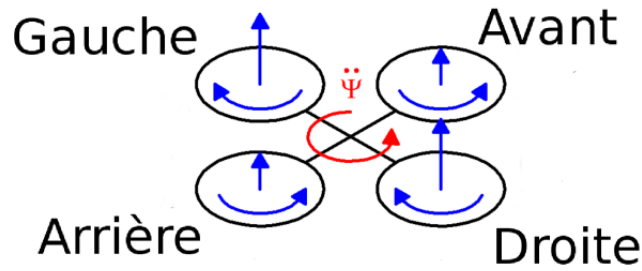


Figure 2.5: Illustration du mouvement de Lacet [20]. $\ddot{\psi}$ représente l'accélération selon par rapport à l'axe z .

2.3.5 Mouvement de translation

Figure 2.6 montre comment la translation horizontale est réalisée. Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de x ou de y qui est fait en inclinant le corps (par le tangage ou le roulement) et en augmentant toute la poussée produite pour garder l'importance du composant de z de la poussée égale à la force de pesanteur. [14]

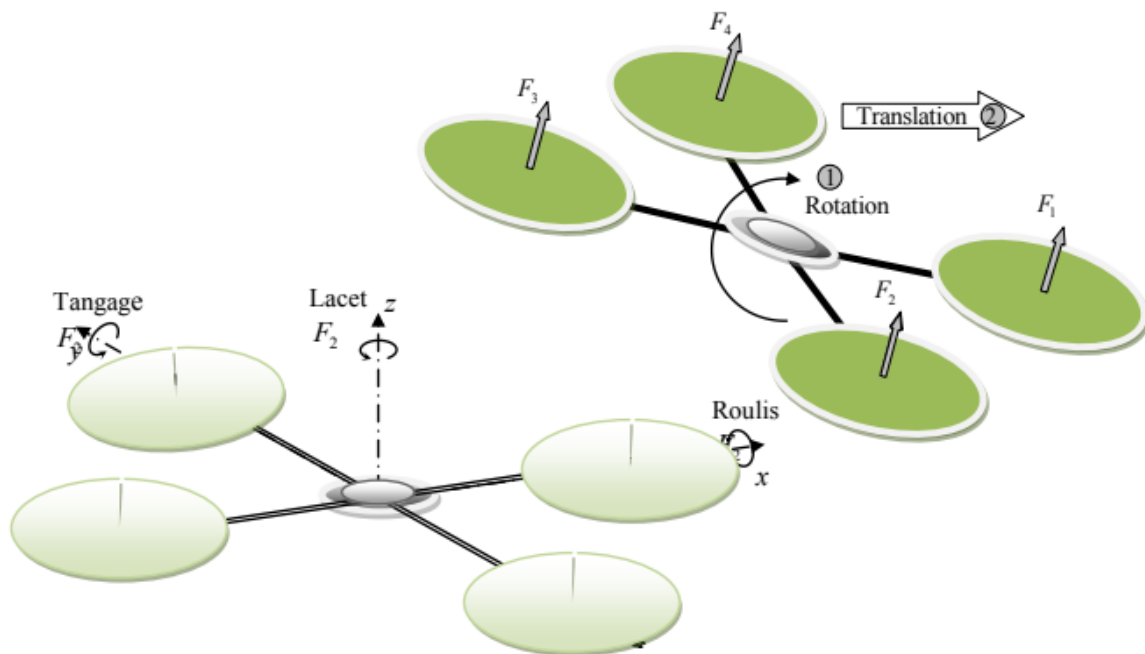


Figure 2.6: Illustration du mouvement de translation [21].

2.4 Modèle dynamique d'un Quadri-rotor

La dynamique fortement non linéaire du Quadri-rotor et le couplage des différents états rendent la modélisation de son vol difficile. Pour réaliser cette tâche plusieurs hypothèses ont été proposées dans la littérature tels que: [22]

- La structure du Quadri-rotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit une matrice d'inertie diagonale. [14]
- Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation. [14]
- Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident. [14]
- Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamique. [14]

Pour évaluer le modèle mathématique du Quadri-rotor on utilise deux repères, un repère fixe lié à la terre R^b et un autre mobile R^m . Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite matrice de transformation T qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe.

On choisit la convention d'axes suivants :

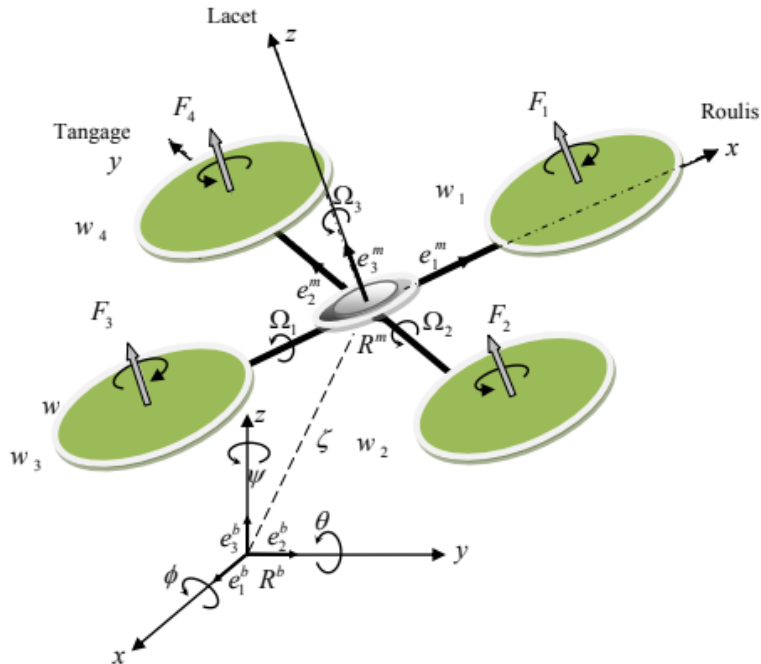


Figure 2.7: Géométrie du Quadri-rotor. [21]

avec:

$$T = \begin{bmatrix} R & \zeta \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

avec R la matrice de rotation (décrit l'orientation de l'objet mobile), $\zeta = [x \ y \ z]^T$ est le vecteur de position. Pour déterminer les éléments de la matrice de rotation R , on utilise les angles d'Euler.

2.4.1 Angles d'Euler

Au début le repère mobile est coïncide avec le repère fixe, après le repère mobile fait un mouvement de rotation autour de l'axe x d'un angle de roulis ($-\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2}$), suivi d'une rotation autour de l'axe y d'un angle de tangage ($-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}$), suivi d'une rotation autour de l'axe z d'angle de lacet ($-\pi < \psi < \pi$). donc on a la formule de la matrice de rotation R [14] [31]:

$$R = \text{Rot}_z(\psi) \times \text{Rot}_y(\theta) \times \text{Rot}_x(\phi) = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\theta c\psi - s\psi c\phi & c\phi s\theta c\psi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\phi s\theta s\psi + c\psi c\theta & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

avec $c = \cos$ et $s = \sin$

2.4.2 Vitesses angulaires

Les vitesses de rotations $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ dans le repère fixe sont exprimées en fonction des vitesses de rotations $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ dans le repère mobile, on a [14]:

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \text{Rot}_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (\text{Rot}_y(\theta) \text{Rot}_x(\phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

En effet, la rotation en roulis a lieu lorsque les repères sont encore confondus. Puis, en ce qui concerne le tangage, le vecteur représentant la rotation doit être exprimé dans le repère fixe: il est donc multiplié par $\text{Rot}_x(\phi)^{-1}$. De même, le vecteur représentant la rotation en lacet doit être exprimé dans le repère fixe qui a déjà subites deux rotations. On arrive ainsi à: [31]

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} c\phi \\ -\dot{\theta} s\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi} s\theta \\ \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} c\phi c\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} s\theta \\ \dot{\theta} c\phi + \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} c\phi c\theta - \dot{\theta} s\phi \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Quand le Quadri-rotor fait des petites rotations, on peut faire les approximations suivantes:

$$c\phi = c\theta = c\psi = 1, \text{ et } s\phi = s\theta = s\psi = 0.$$

donc la vitesse angulaire sera:

$$\Omega = [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T \quad (2.7)$$

2.4.3 Vitesses linéaires

Les vitesses linéaires v_x^b, v_y^b, v_z^b dans le repère fixe en fonction des vitesses linéaires v_x^m, v_y^m, v_z^m dans le repère mobile sont données par: [14]

$$v = \begin{bmatrix} v_x^b \\ v_y^b \\ v_z^b \end{bmatrix} = R \times \begin{bmatrix} v_x^m \\ v_y^m \\ v_z^m \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

2.4.4 Effets physiques agissants sur le Quadri-rotor

2.4.4.1 Les forces

Les forces agissant sur le système sont: [14]

Le poids du Quadri-rotor: il est donné par $P = mg$, où : m est la masse totale et g la gravité.

Les forces de poussée: qui sont des forces provoquées par la rotation des moteurs, elles sont perpendiculaires sur le plan des hélices. Ces forces sont proportionnelles au carrée de la vitesse de rotation des moteurs :

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (2.9)$$

avec $i = 1, \dots, 4$, et b est le coefficient de portance, il dépend de la forme et le nombre des pales et la densité de l'air.

Les forces de traînée : la force de traînée est le couplage entre une force de pression et la force de frottement visqueux, dans ce cas on a deux forces de traînée agissant sur le système qu'elles sont :

- La traînée dans les hélices : elle agisse sur les pales, elle est proportionnelle à la densité de l'air, à la forme des pales et au carré de la vitesse de rotation de l'hélice, elle est donnée par la relation suivante :

$$T_h = d\omega^2 \quad (2.10)$$

avec d est le coefficient de drag il dépend de la fabrication de l'hélice.

- La traînée selon les axes (x, y, z) : elle est due au mouvement du corps du Quadri-rotor.

$$F_t = K_{ft}v \quad (2.11)$$

avec : K_{ft} le coefficient de traînée de translation et v la vitesse linéaire.

2.4.4.2 Les moments

Il y a plusieurs moments agissants sur le Quadri-rotor, ces moments sont dus aux forces de poussée et de traînée et aux effets gyroscopiques. [14]

Moments dus aux forces de poussée

- La rotation autour de l'axe x : elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 2 et 4, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (2.12)$$

avec l est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du Quadri-rotor.

- La rotation autour de l'axe y : elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 1 et 3, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (2.13)$$

Moments dus aux forces de traînée

- La rotation autour de l'axe z : elle est due à un couple réactif provoqué par les couples de traînée dans chaque hélice, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (2.14)$$

- Moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donné par :

$$M_a = K_{fa}\Omega^2 \quad (2.15)$$

avec, K_{fa} : Le coefficient des frottements aérodynamiques et Ω est la vitesse angulaire.

2.4.4.3 Effet gyroscopique

L'effet gyroscopique se définit comme la difficulté de modifier la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse tournante. L'effet gyroscopique est ainsi nommé en référence au mode de fonctionnement du gyroscope, appareil de contrôle de mouvement utilisé dans l'aviation (du grec gyro qui signifie rotation et scope, observer).

Dans notre cas il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements de Quadri-rotor. [14] [18]

- Moment gyroscopique des hélices : il est donné par la relation suivante :

$$M_{gh} = \sum_1^4 \Omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \omega_i]^T \quad (2.16)$$

avec J_r est l'inertie des rotors.

- Moment gyroscopique dû aux mouvements de Quadri-rotor : il est donné par la relation suivante :

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega \quad (2.17)$$

avec J est l'inertie du système.

2.4.5 Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler

Dans la formulation standard d'Euler-Lagrange le Quadri-rotor est traité dans son ensemble, et le système est analysé à base de son énergie cinétique et potentielle. La formulation de Newton-Euler est tout à fait différente. Il y a d'abord une récursion vers l'avant décrivant son mouvement linéaire et angulaire, puis une récursion en arrière pour calculer les forces et les couples. [4] [14] [23]

En utilisant la formulation de Newton-Euler, les équations sont écrites sous la forme suivante:

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad (2.18)$$

avec:

ζ : est le vecteur de position du Quadri-rotor.

m : La masse totale du Quadri-rotor.

Ω : La vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe

R : La matrice de rotation.

\wedge : Le produit vectoriel.

RJ : Matrice d'inertie symétrique de dimension (3×3) , elle est donnée par :

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

$S(\Omega)$: est la matrice antisymétrique; pour un vecteur de vitesse $\Omega = [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3]^T$, elle est

donnée par:

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

F_f :est la force totale générée par les Quat-copters, elle est donnée par :

$$F_f = R \times [0 \ 0 \ \sum_{i=1}^4 F_i]^T \quad (2.21)$$

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (2.22)$$

F_t la force de traînée selon les axes (x, y, z) , elle est donnée par :

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{f ty} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \dot{\zeta} \quad (2.23)$$

$K_{ftx}, K_{f ty}, K_{ftz}$: Les coefficients de traînée de translation.

F_g : force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

M_f :moment provoqué par les forces de poussée et de traînée:

$$M_f = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

M_a : moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donnée par :

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

$K_{fax}, K_{fay}, K_{faz}$: Les coefficients des frottements aérodynamiques.

2.4.5.1 Équations de mouvement de translation:

On a :

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \quad (2.27)$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi \\ c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{ftx}\dot{x} \\ K_{fyy}\dot{y} \\ K_{ftz}\dot{z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

On obtient alors les équations différentielles qui définissent le mouvement de translation :

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \left(\sum_{i=1}^4 F_i\right) - \frac{K_{ftx}}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \left(\sum_{i=1}^4 F_i\right) - \frac{K_{fyy}}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(c\phi c\theta) \left(\sum_{i=1}^4 F_i\right) - \frac{K_{ftz}}{m}\dot{z} - g \end{cases} \quad (2.29)$$

2.4.5.2 Equations de mouvement de rotation:

On a :

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega - M_{gh} - M_a + M_f \quad (2.30)$$

On remplace chaque moment par la formule correspondant, on trouve :

$$\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \\ - \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\phi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

On obtient alors les équations différentielles définissant le mouvement de rotation :

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = -\dot{\theta}\dot{\psi}(I_z - I_y) - J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - K_{fax}\dot{\phi}^2 + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ I_y \ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_z - I_x) + J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - K_{fay}\dot{\theta}^2 + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ I_z \ddot{\psi} = -\dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x) - K_{faz}\dot{\psi}^2 + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (2.32)$$

avec :

$$\bar{\Omega}_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (2.33)$$

En conséquence, le modèle dynamique complet qui régit le Quadri-rotor est le suivant :

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{1}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi}\dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{1}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta}\dot{\phi} - \frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} u_4 \\ \ddot{x} = -\frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \ddot{y} = -\frac{K_{fyy}}{m} \dot{y} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \ddot{z} = -\frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g + \frac{\cos(\phi)\cos(\theta)}{m} u_1 \end{cases} \quad (2.34)$$

avec :

$$\begin{cases} u_x = (c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \\ u_y = (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \end{cases} \quad (2.35)$$

et :

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -lb & 0 & lb & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

a partir de l'Equation 2.35, on trouve :

$$\begin{cases} \phi_d = \arcsin(u_x \sin(\psi_d) - u_y \cos(\psi_d)) \\ \theta_d = \arcsin\left(\frac{(u_x \cos(\psi_d) + u_y \sin(\psi_d))}{\cos(\phi_d)}\right) \end{cases} \quad (2.37)$$

Nous utilisons le modèle dynamique suivant car il est spécifiquement adapté à l'étude du mouvement de rotation.

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{f_{ax}}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{K_{f_{ay}}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta} \dot{\phi} - \frac{K_{f_{az}}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} u_4 \end{cases} \quad (2.38)$$

Dans notre étude nous considérons des perturbations externes qui pourraient affecter la stabilité du Quadri-rotor, pour cela, le modèle 238 peut être réécrit en introduisant les perturbations externes comme suit;

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{f_{ax}}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{l}{I_x} u_2 + d_\phi \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - \frac{K_{f_{ay}}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y} u_3 + d_\theta \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \dot{\theta} \dot{\phi} - \frac{K_{f_{az}}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} u_4 + d_\psi \end{cases} \quad (2.39)$$

2.4.6 La dynamique des rotors

Généralement les moteurs utilisés dans les Quadri-rotors sont des moteurs à courant continu. La dynamique du rotor est approximée à celle d'un moteur à courant continu, elle est donnée par les équations différentielles suivantes: [14]

$$J_r \dot{\omega}_i = \tau_i - Q_i \quad , i \in \{1, 2, 3, 4\} \quad (2.40)$$

avec τ_i est le couple d'entrée, et $Q_i = d\omega_i^2$ est le couple résistant généré par le rotor i .

Pour atteindre les objectifs de la commande d'un Quadri-rotor, une boucle d'asservissement en vitesse est souvent nécessaire. D'abord, nous avons besoin de déterminer les vitesses désirées $\omega_{d,i}$ correspondantes aux valeurs des commandes fournies par le contrôleur, ces vitesses peuvent être calculées comme suit: [14]

$$\varpi_d = M^{-1}U \quad (2.41)$$

avec : $\varpi_d = (\omega_{d1}^2, \omega_{d2}^2, \omega_{d3}^2, \omega_{d4}^2)^T$, $U = (u_1, u_2, u_3, u_4)^T$ et M est une matrice non singulière, elle est

obtenu à partir de (Equation 2.36).

L'objectif est de synthétiser un contrôleur pour que $\omega_i \rightarrow \omega_{d,i}$ lorsque $t \rightarrow \infty$ en utilisant les couples τ_i .

On définit l'erreur de vitesse :

$$\tilde{\omega}_i = \omega_i - \omega_{d,i} \quad (2.42)$$

Une loi de commande est développée dans (Equation 2.20), elle est donnée par :

$$\tau_i = Q_i + J_r \dot{\omega}_{d,i} - k_i \tilde{\omega}_i \quad (2.43)$$

avec $k_i, i \in \{1, 2, 3, 4\}$ sont des gains positifs.

On remplace la loi de commande dans (Equation 2.28), on obtient:

$$\dot{\tilde{\omega}}_i = -\frac{k_i}{J_r} \tilde{\omega}_i \quad (2.44)$$

Cette relation représente la dynamique de l'erreur, elle nous montre la convergence exponentielle de ω_i vers $\omega_{d,i}$ lorsque $t \rightarrow \infty$. Sa signifier la convergence des commandes du

Quadri-rotor vers ces valeurs désirées, ce qui assure la stabilité du Quadri-rotor. [14]

En réalité le Quadri-rotor est commandé par les tensions d'alimentation de ces quatre moteurs. Pour commander ces moteurs, nous avons besoin d'obtenir la tension d'entrée de chaque moteur. Supposant que l'inductance du moteur est petite, et considérant que les moteurs utilisés sont identiques, nous pouvons obtenir la tension d'entrée de chaque moteur comme suit :

$$v_i = \frac{R_a}{k_m k_g} \tau_i + k_m k_g \omega_i \quad (2.45)$$

avec : R_a est la résistance du moteur, K_m est la constant du couple de moteur, K_g est le gain du réducteur.

2.4.7 Les valeurs des paramètres du Quadri-rotor

Paramètre	Valeur	Unité
m	0.65	kg
I_x	$7.5 e^{-3}$	$kg m^2$
I_y	$7.5 e^{-3}$	$kg m^2$
I_z	$1.3 e^{-2}$	$kg m^2$
b	$3.13 e^{-5}$	$N s^2$
d	$7.5 e^{-7}$	$N ms^2$
J_r	$6 e^{-5}$	$kg m^2$
l	0.23	m

Table 2.1: Paramètres de banc d'essai pour un Quadri-rotor
[24]

2.5 Simulation en boucle ouverte

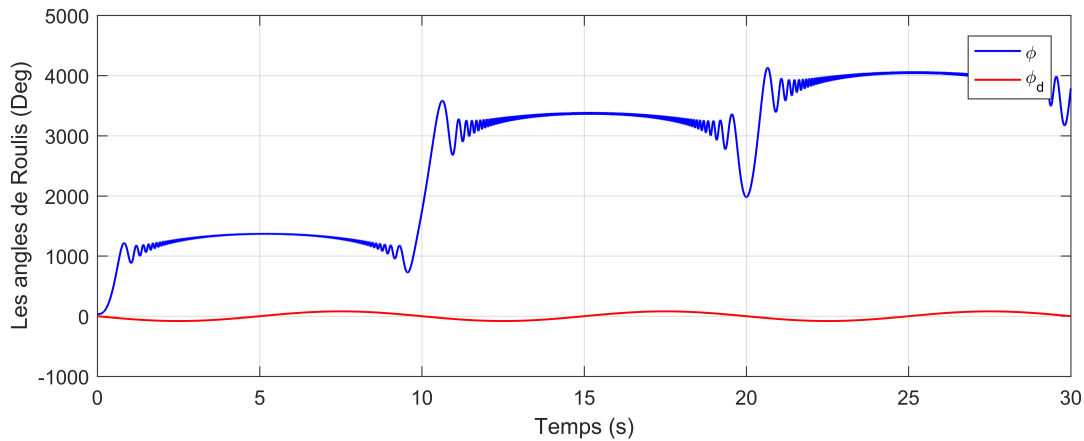
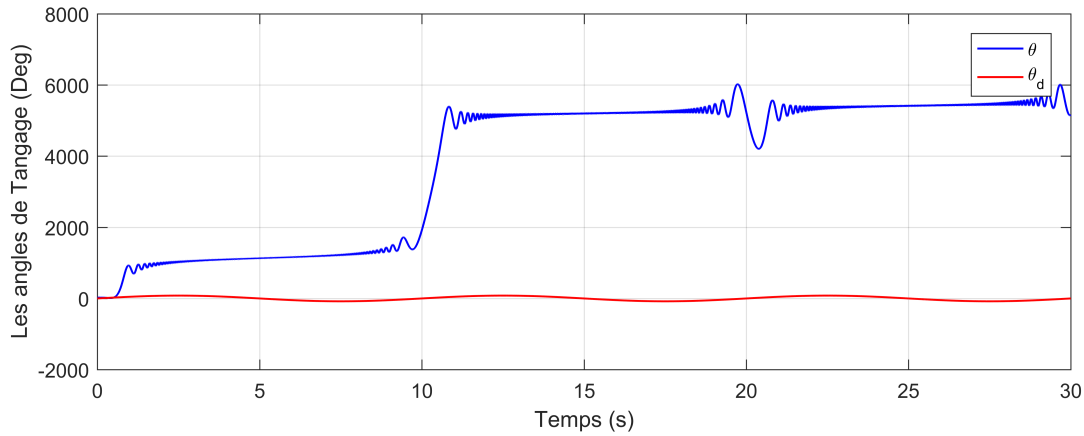
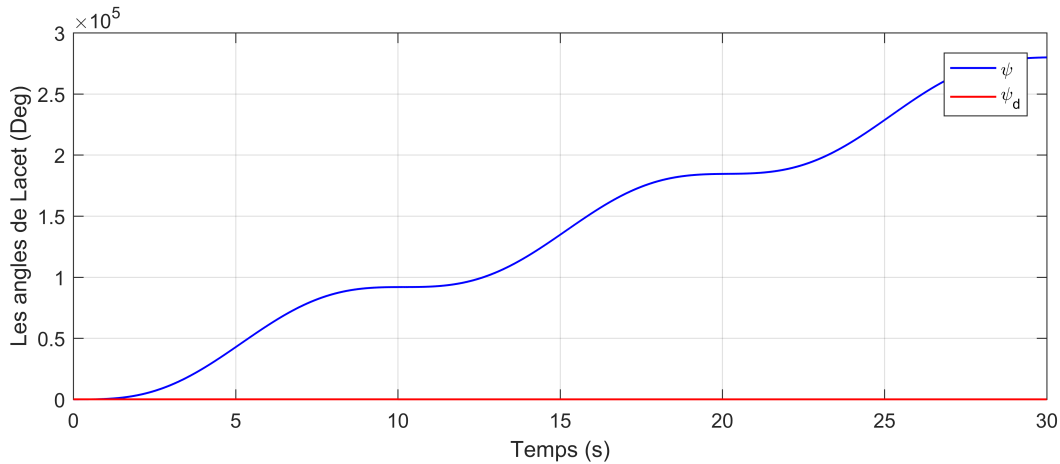


Figure 2.8: Évolution de l'angle ϕ en boucle ouverte

Ce diagramme représente l'évolution de l'angle ϕ en boucle ouverte, composé de deux courbes : la courbe bleue représente l'angle ϕ corrigé par rapport au temps, et la courbe rouge représente l'angle désiré ϕ_d . On remarque que la courbe bleue augmente d'une valeur initiale d'environ 35 degrés vers l'infini et ne suit pas la courbe rouge. Tout cela indique que le système est instable par rapport au mouvement de roulis.

Figure 2.9: Évolution de l'angle θ en boucle ouverte

Ce diagramme représente l'évolution de l'angle θ en boucle ouverte, composé de deux courbes : la courbe bleue représente l'angle θ final ou corrigé par rapport au temps, tandis que la courbe rouge représente l'angle θ désiré. On remarque que la courbe bleue augmente de 25 degrés vers l'infini et ne suit pas la courbe rouge qui reste stable dans la zone de zéro, ce qui indique que le système est instable par rapport au mouvement de tangage.

Figure 2.10: Évolution de l'angle ψ en boucle ouverte.

Ce diagramme représente l'évolution de l'angle ψ en boucle ouverte, composé de deux courbes : la courbe bleue représente l'angle ψ final ou corrigé par rapport au temps. On remarque que la courbe bleue augmente indéfiniment, tandis que l'autre courbe reste stable a une valeur pris de zéro, Tout cela indique que le système est instable par rapport au mouvement de lacet.

2.6 Conclusion

Dans ce chapitre, notre objectif été de; 1) réaliser une modélisation complète d'un Quadri-rotor; 2) Simuler le modèle obtenu pour en comprendre son comportement, voir s'il est stable ou instable.

Au début, nous avons établi une description générale sur les Quadri-rotors, ensuite on a décrit les mouvements de base du Quadri-rotor, ensuite poser un modèle mathématique décrivant la dynamique du Quadri-rotor selon le formalisme de Newton-Euler que nous avons représenté dans un modèle d'état, enfin on a fait une simulation en boucle ouverte. D'après les résultats de simulations, on a remarqué une divergence des angles du système, ce qui implique que le système est naturellement instable.

Dans le chapitre suivant nous allons donc concevoir des régulateurs pour stabiliser la dynamique du système.

Chapitre 3

Conception des contrôleurs

3.1 Introduction

Pour pouvoir piloter et gérer un Quadri-rotor, plusieurs algorithmes de contrôle peuvent être appliqués pour construire des lois de commande. Parmi les principaux éléments de contrôle dans un Quadri-rotor, on retrouve le régulateur PID et le contrôleur simple adaptatif.

La commande par régulation PID est certainement la structure de commande la plus utilisée dans l'industrie, il est souvent utilisé pour maintenir l'aéronef en vol stationnaire et pour suivre des trajectoires prédéfinies avec une grande précision.

Les contrôleurs simples adaptatifs jouent un rôle crucial dans la stabilisation et la performance des Quadri-rotors. Ces dispositifs utilisent des techniques d'adaptation pour ajuster automatiquement les paramètres de contrôle en réponse aux changements dans l'environnement ou dans les caractéristiques du système.

Dans ce chapitre, nous allons présenter la structure générale du modèle PID et réaliser la partie commande de ce dernier, aussi voire la commande simple adaptatif.

3.2 Contrôle par PID

3.2.1 Qu'est ce que le contrôle par PID?

Le contrôle par PID (pour "proportionnel, intégral et dérivé") est une méthode de régulation souvent employée pour les asservissements. Vous ne savez pas ce qu'est un asservissement ? Et bien, c'est un système, capable d'atteindre et de maintenir une consigne grâce aux mesures qu'il effectue.

Le PID est le régulateur le plus utilisé dans l'industrie. L'idée de cet organe de contrôle est de modifier intentionnellement la valeur de l'erreur qui subsiste entre la consigne et la mesure

effectuée. Par exemple de la cas d'un asservissement en position l'erreur serait: [25]

$$e = \Omega_{\text{consigne}} - \Omega_{\text{mesure}}$$

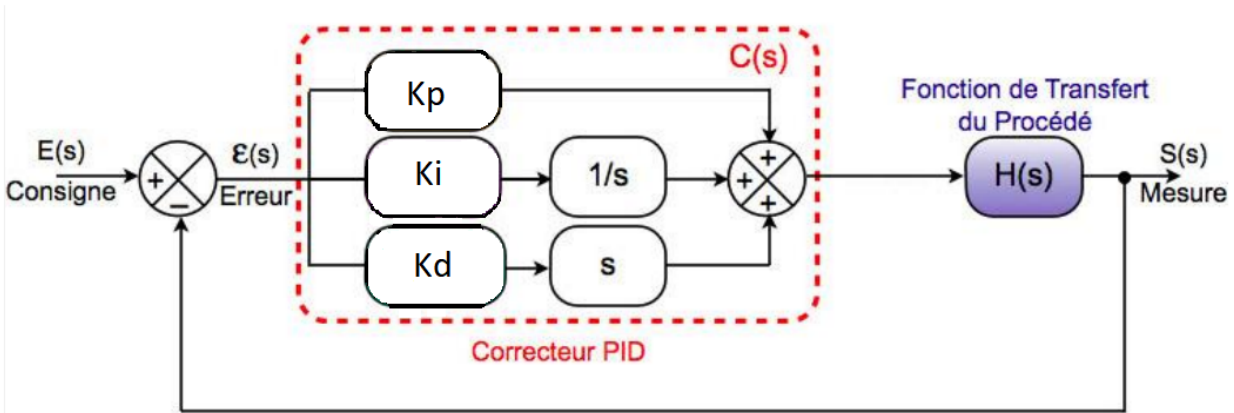


Figure 3.1: Asservissement avec régulateur PID

3.2.1.1 Régulateur proportionnel P

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

$$u(t) = K_p \cdot e(t)$$

Ce qui en Laplace donne :

$$u(p) = K_p \cdot e(p)$$

L'idée étant d'augmenter l'effet de l'erreur sur le système afin que celui-ci réagisse plus rapidement aux changements de consignes. Plus la valeur de K_p est grande, plus la réponse l'est aussi. En revanche, la stabilité du système s'en trouve détériorée et dans le cas d'un K_p démesuré le système peut même diverger. L'action proportionnelle applique une correction instantanée pour tout écart entre la mesure et la consigne, plus la perturbation est grande, plus la correction apportée est grande. Cette composante seule ne permet pas une grande précision surtout dans les systèmes à faible inertie. [25]

3.2.1.2 Régulateur proportionnel-intégrale PI

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

mesure est ici intégrée par rapport au temps et multipliée par une constante qu'il faudra aussi déterminer en fonction du système. [4]

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau$$

Ce qui en Laplace donne :

$$u(p) = K_p \cdot e(p) + K_i + K_i \cdot \frac{e(p)}{p}$$

Pourquoi a-t-on besoin de rajouter cette fonctionnalité à notre organe de contrôle ? Et bien, lors d'un simple contrôle proportionnel, il subsiste une erreur statique. Lorsque le système s'approche de sa consigne, l'erreur n'est plus assez grande pour faire avancer le moteur. Le terme intégral permet ainsi de compenser l'erreur statique et fournit, par conséquent, un système plus stable en régime permanent. Plus K_i est élevé l'erreur statique est élevée. Cette composante apporte une notion de temps d'intégration à la correction, cette notion de temps s'exprime généralement en seconde. Cette action est complémentaire à l'action proportionnelle, elle permet de stabiliser dans le temps l'action proportionnelle, plus l'erreur mesurée est constante plus la correction est constante. [25]

3.2.1.3 Régulateur proportionnel-intégrale-dérivée PID

Pour obtenir un contrôle en PID, il nous faut encore rajouter un terme. Celui-ci consiste à dériver l'erreur entre la consigne et la mesure par rapport au temps et à le multiplier lui aussi par une constante. [22]

$$u(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \cdot \frac{d}{dt} e(t)$$

Ce qui en Laplace donne :

$$u(p) = K_p \cdot e(p) + K_i \cdot \frac{e(p)}{p} + K_d \cdot p \cdot e(p) = e(p) \cdot \left[K_p + K_i \cdot \frac{1}{p} + K_d \cdot p \right]$$

Pourquoi pouvons nous avoir besoin d'un terme dérivé ?

Et bien, le contrôle PI peut amener à un dépassement de la consigne, ce qui n'est pas toujours très souhaitable (exemple d'inversion de polarité dans le cas de moteurs électriques). Le terme dérivé permet de limiter cela. Lorsque le système s'approche de la consigne, ce terme freine le système en appliquant une action dans le sens opposé et permet ainsi une stabilisation plus rapide. [25]

3.2.2 Contrôle de Quadri-rotor

La description de trois algorithmes internes à l'aide des diagramme de bloc de contrôle pour la stabilisation sont présentés ci-après :

3.2.2.1 Contrôle de roulis

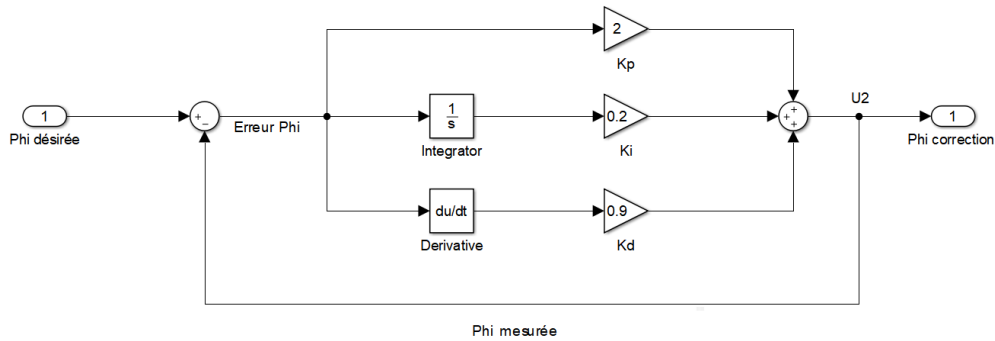


Figure 3.2: Diagramme de contrôle de roulis

Avec : **Phi désirée** représente la valeur donnée par l'opérateur, **Phi mesurée** représente les valeurs mesurée du système, **erreur Phi** représente l'opération de la soustraction de l'angle **phi mesuré** de l'angle **phi désiré**, **Phi correction** représente la vitesse de tangage corrigé, K_p , K_i , K_d représente les trois paramètres de contrôle.

La loi de commande PID pour le roulis est donnée par l'équation suivante :

$$u_\phi(t) = K_p e_\phi(t) + K_i \int_0^t e_\phi(\tau) d\tau + K_d \frac{de_\phi(t)}{dt} \quad (3.1)$$

3.2.2.2 Contrôle de tangage

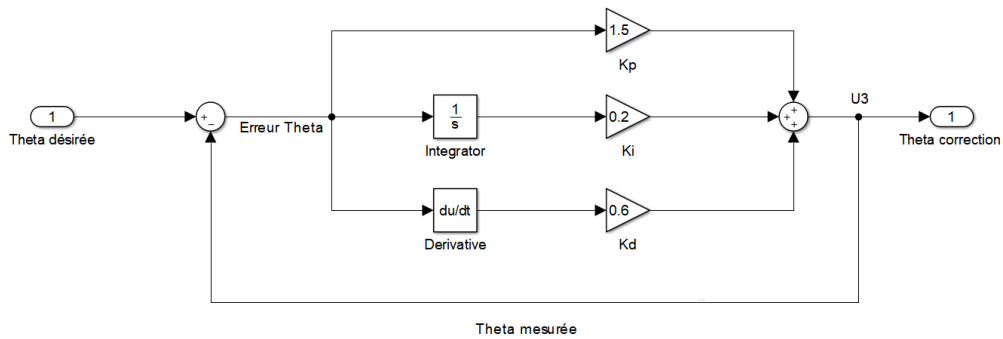


Figure 3.3: Diagramme de contrôle de tangage

Avec : **Theta désirée** représente la valeur donnée par l'opérateur, **Theta mesurée** représente les valeurs mesurée du système, **erreur Theta** représente l'opération de la soustraction de l'angle θ mesuré de l'angle θ désiré, **Theta correction** représente la vitesse de tangage corrigé, K_p , K_i , K_d représente les trois paramètres de contrôle.

La loi de commande PID pour le tangage est donnée par l'équation suivante :

$$u_{\theta}(t) = K_p e_{\theta}(t) + K_i \int_0^t e_{\theta}(\tau) d\tau + K_d \frac{de_{\theta}(t)}{dt} \quad (3.2)$$

3.2.2.3 Contrôle de lacet

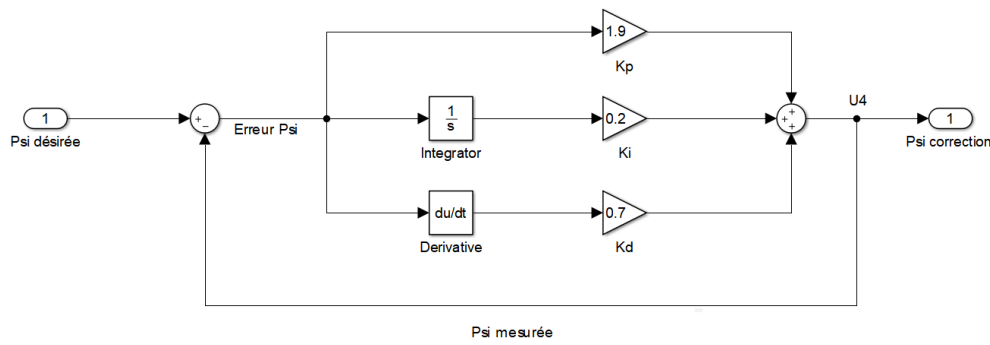


Figure 3.4: Diagramme de contrôle de lacet

Avec : **Psi désirée** représente la valeur donnée par l'opérateur, **Psi mesurée** représente les valeurs mesurée du système, **erreur Psi** représente l'opération de la soustraction de l'angle ψ mesuré de l'angle ψ désiré, **Psi correction** représente la vitesse de lacet corrigé, K_p , K_i , K_d représente les trois paramètres de contrôle.

La loi de commande PID pour le lacet est donnée par l'équation suivante :

$$u_{\psi}(t) = K_p e_{\psi}(t) + K_i \int_0^t e_{\psi}(t) dt + K_d \frac{de_{\psi}(t)}{dt} \quad (3.3)$$

3.2.2.4 Schéma globale du contrôle de Quadri-rotor par PID

le schéma suivant présente la commande général du système Quadri-rotor sous logiciel MATLAB :

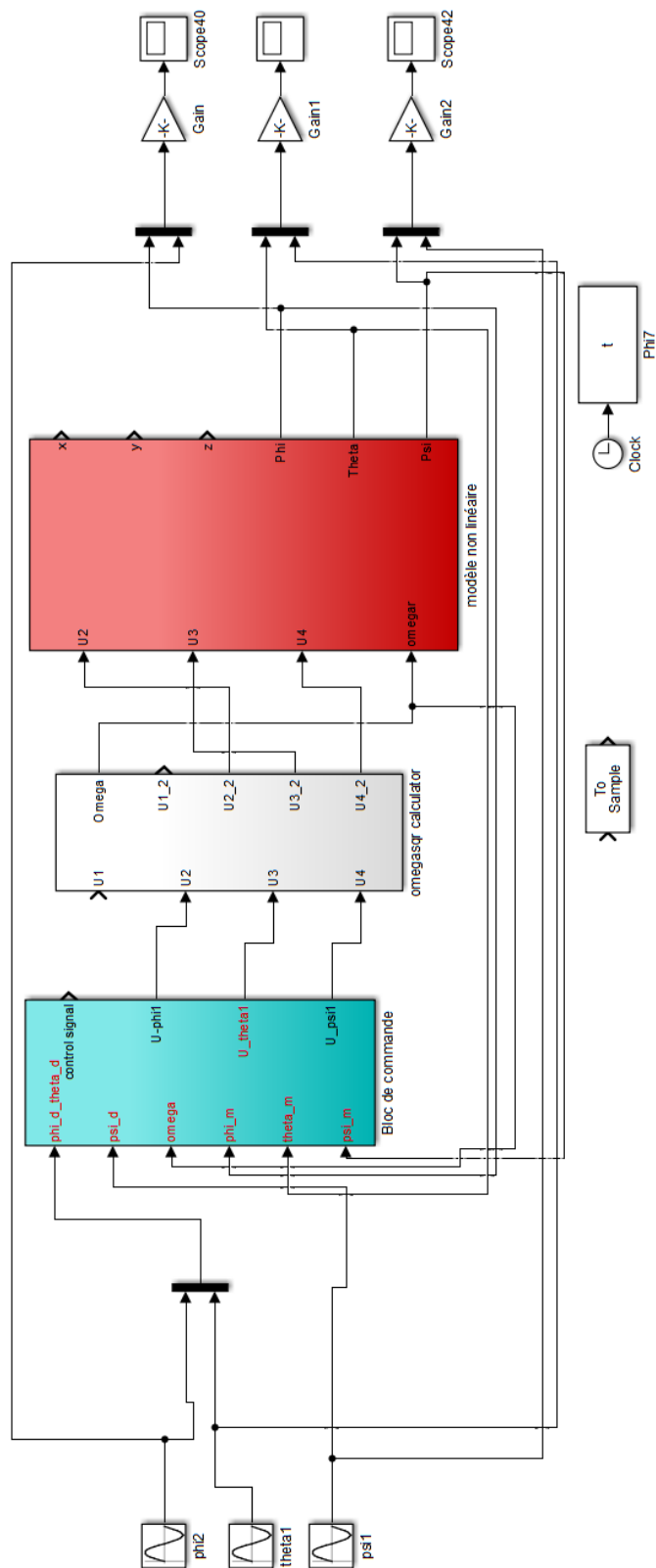


Figure 3.5: schéma de commande général du Quadri-rotor

Ce bloc de commande est composé de trois sous blocs. Chaque bloc a un rôle de commande.

Bloc de commande

Il s'agit d'un bloc qui contient trois régulateurs PID distincts pour les angles ϕ , θ et ψ . Les entrées sont les erreurs d'angles e_ϕ , e_θ et e_ψ , et les sorties sont les signaux de commande (U_2 , U_3 , U_4) qui peuvent être utilisés pour la stabilisation du système.

Voici la structure de ce bloc :

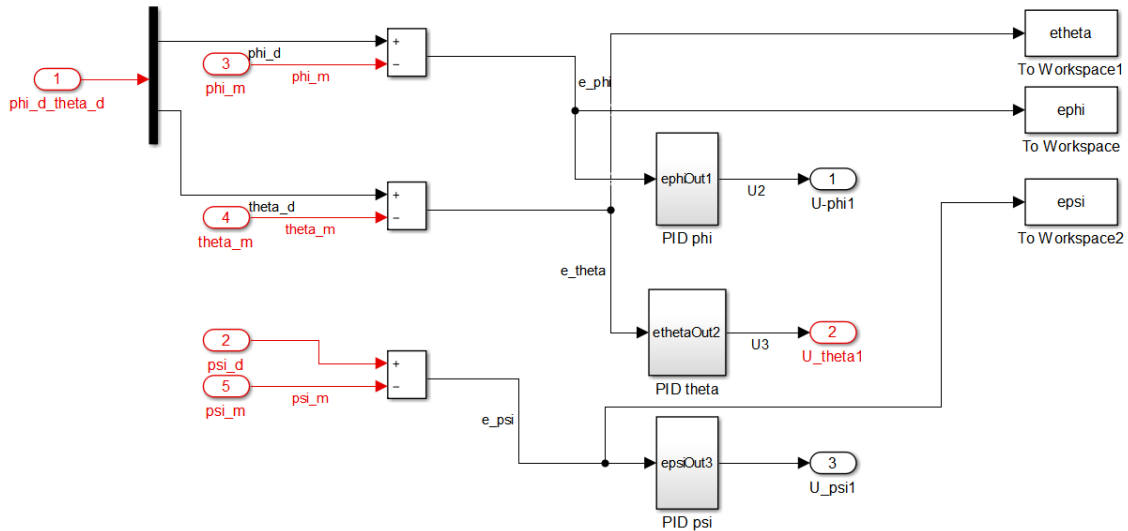


Figure 3.6: schéma Bloc de commande

Bloc du modèle du Quadri-rotor

Il se compose de deux blocs internes. Le premier bloc, nommé "Rotation Motions", comme son nom l'indique, il contient les équations de la dynamique de rotation. Le deuxième bloc, nommé "Translation Motions", contient les fonctions de commande du Quadri-rotor en translation.

La figure suivante représente le schéma du bloc "modèle non linéaire" de Quadri-rotor:

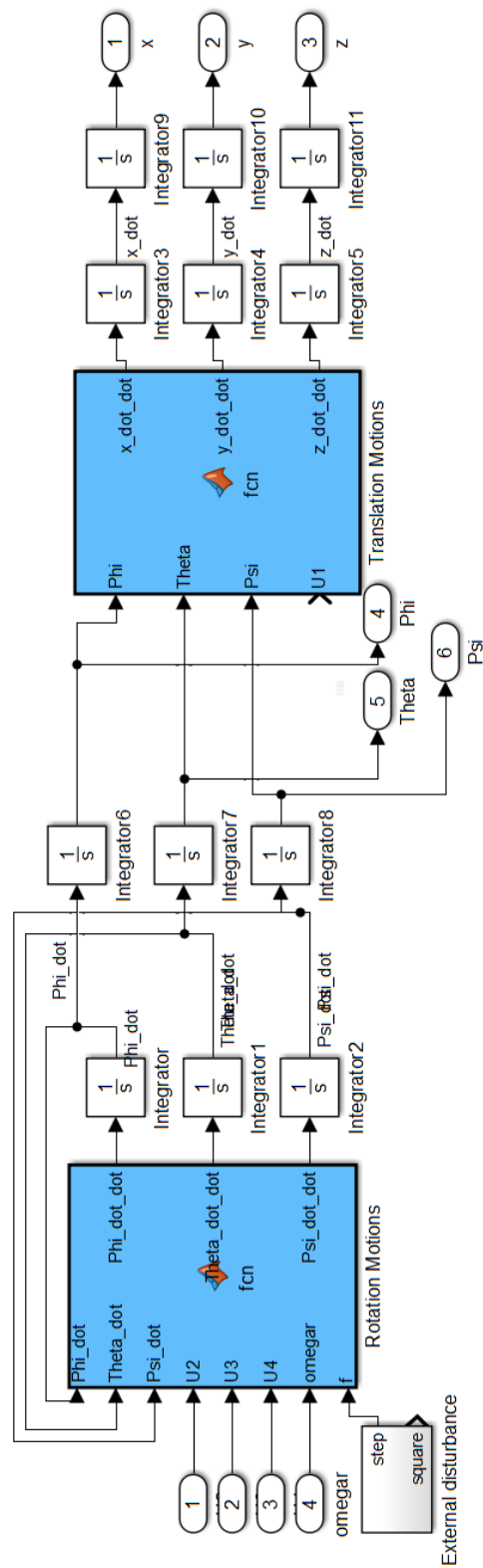


Figure 3.7: schéma du modèle non linéaire

Bloc omega spr calculator

Il s'agit d'un bloc qui contient les équations du système, ainsi que les vitesses angulaires et linéaires.

Voici la structure de ce bloc :

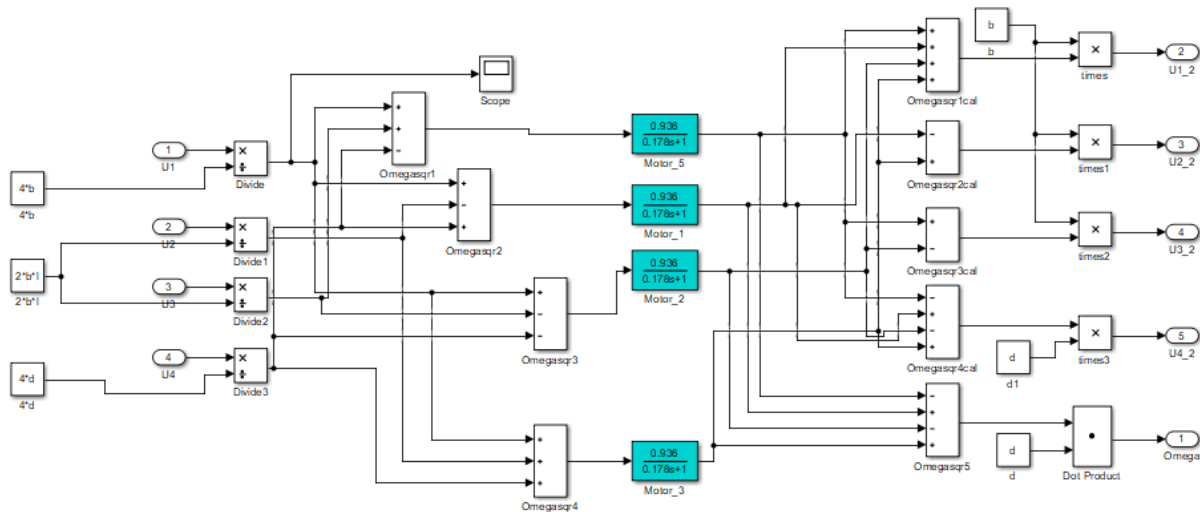


Figure 3.8: schéma du bloc omega spr calculator

3.2.3 Résultats de simulation du Quadri-rotor en boucle fermée

3.2.3.1 Le premier test

Nous avons appliqué cette commande dans un environnement non perturbé. Dans ce qui suit, nous présenterons les résultats de simulation obtenues. Les paramètres de simulation utiliser sont données par le tableau suivant:

Les mouvements	Kp	Ki	Kd
Roulis	2	0.2	0.9
Tangage	1.5	0.2	0.6
Lacet	1.9	0.2	0.7

Table 3.1: Les valeurs de PID pour les trois mouvement

Résultats des angles (ϕ , θ , ψ):

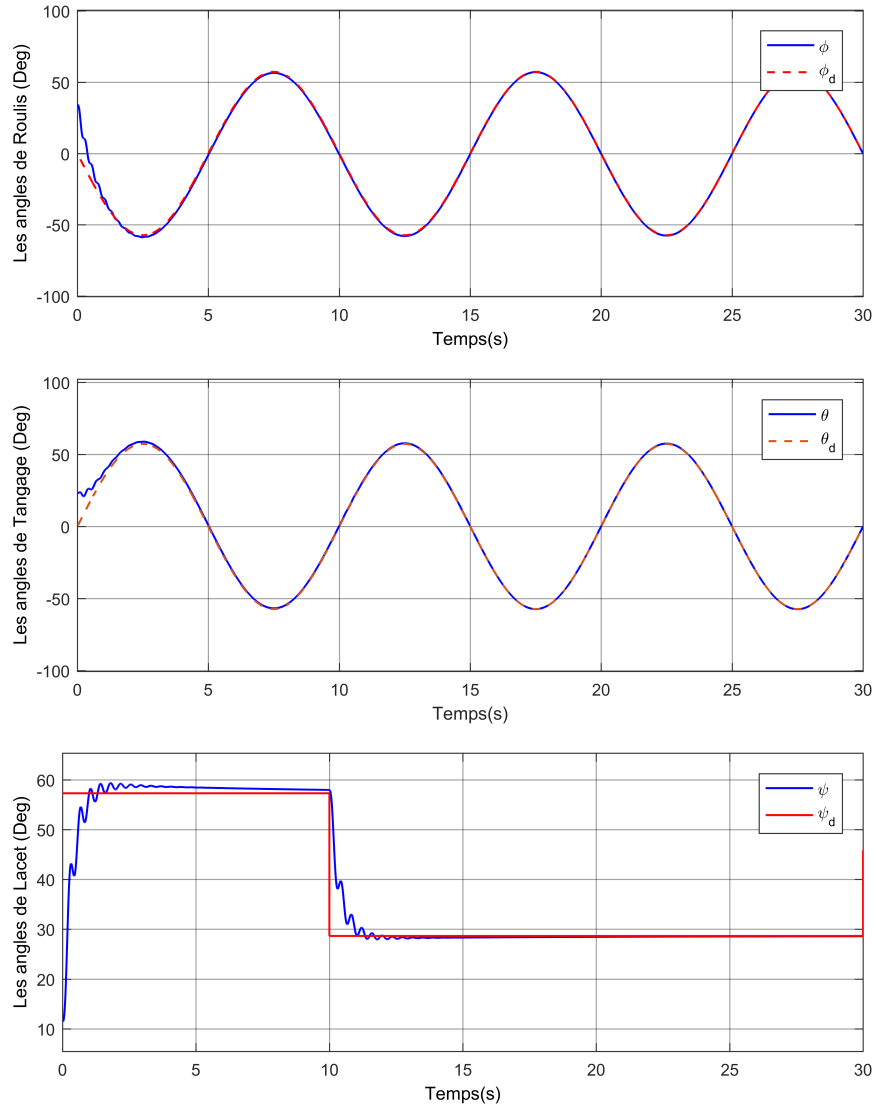


Figure 3.9: Évolution des angles ϕ, θ et ψ en boucle fermée

Cette figure représente l'évolution des angles (ϕ, θ, ψ) en boucle fermée par rapport au temps. On remarque dans les deux premiers graphes une courbe rouge sinusoïdale qui représente l'angle désiré. Dans le premier graphe, la courbe bleue a une valeur initiale de 34,35 degrés. Cette valeur change et suit les valeurs de ϕ_d . Tout cela indique que le système est stable par rapport au mouvement de roulis.

Dans le deuxième graphe, la courbe bleue qui représente θ mesurée au début a une valeur de 22,9 degrés. Cette valeur change avec le temps pour suivre les valeurs de la courbe rouge θ_d . Ce changement indique que le système est stable par rapport au mouvement de tangage.

Dans le dernier graphe, on remarque un changement d'état de la courbe rouge qui représente, dans ce cas, ψ_d . La courbe rouge part avec une valeur de 57,3 degrés et reste stable pendant 10 secondes. Après 10 secondes, la courbe rouge descend et reste stable à 28 degrés. L'autre

courbe bleue qui représente l'angle mesuré a une valeur initiale de 11,45 degrés. Cette valeur change pour suivre la courbe rouge avec le temps. Ce graphe indique que le système est stable par rapport au mouvement de lacet. On remarque que le système est stable par rapport aux trois mouvements du Quadri-rotor, donc le système est stable.

Résultats d'erreur

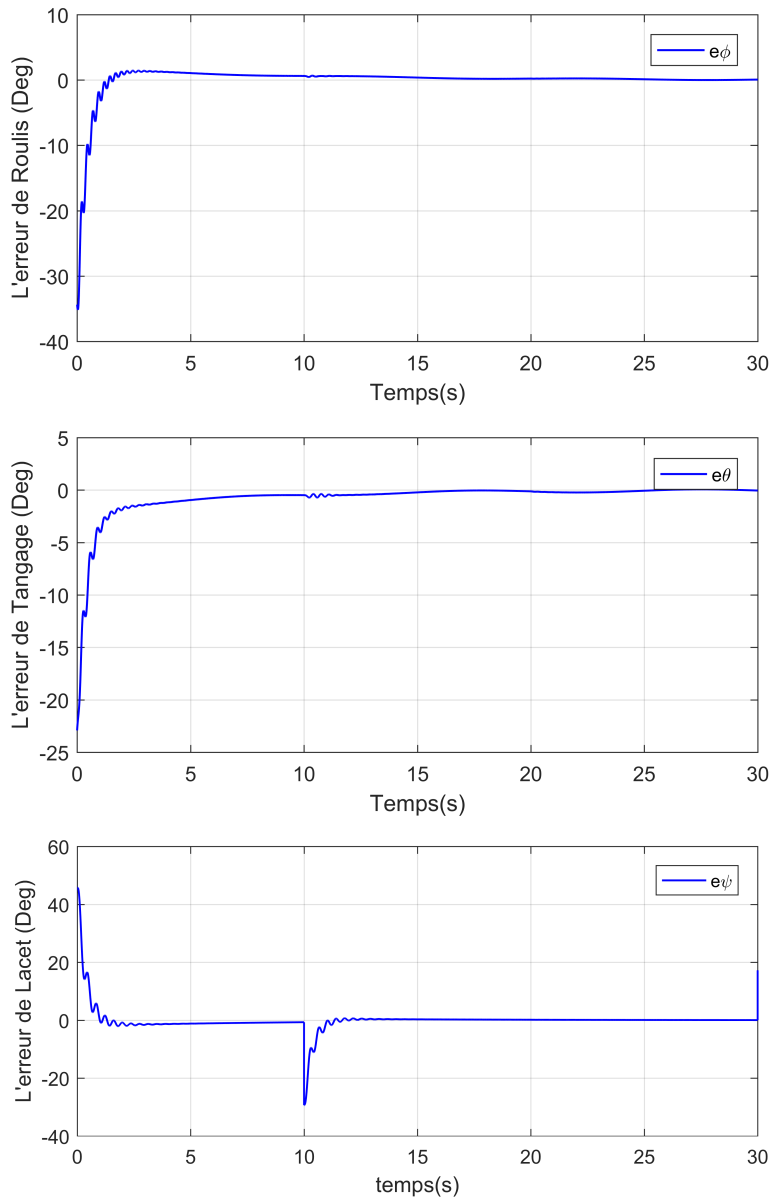


Figure 3.10: Les erreurs des angles (ϕ, θ, ψ) en boucle fermée du premier test

Cette figure représente l'erreur des angles ϕ , θ et ψ en boucle fermée par rapport au temps. On observe dans le graphe du haut, qui représente l'erreur de roulis, qu'elle débute à une valeur de -34,5 degré puis augmente jusqu'à atteindre le zéro et reste stable à cette valeur.

Dans le deuxième graphe, qui représente l'erreur de tangage, on remarque qu'elle commence par une augmentation de $-22,9$ degré vers le zéro et reste également stable à cette valeur avec des perturbations très faibles qui peuvent être négligées.

Dans le dernier graphique, qui représente l'erreur de lacet, on remarque qu'au début, elle a une valeur initiale de 45 degrés. Cette valeur diminue progressivement et reste stable à zéro pendant 10 secondes, puis fait un pic et revient à l'état précédent.

En conclusion, d'après cette figure, on peut affirmer que le système est vraiment stable car les valeurs des erreurs tendent vers le zéro.

Résultats des signaux de commande

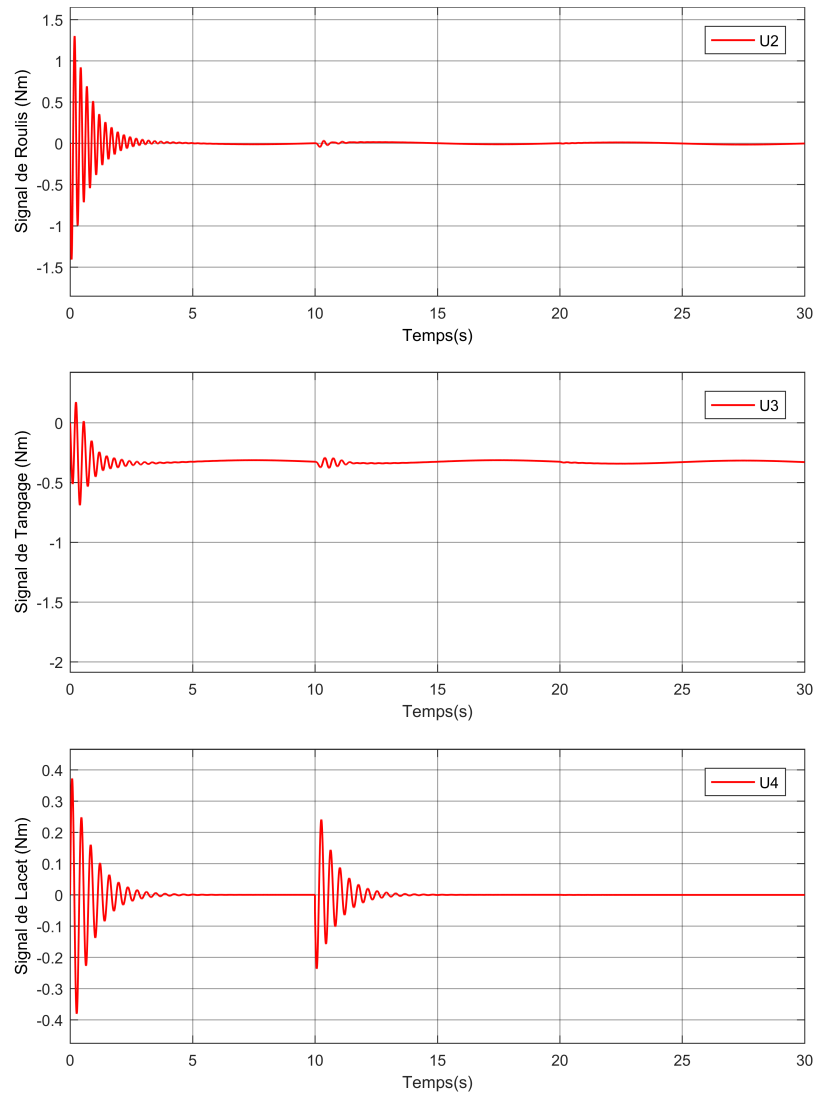


Figure 3.11: l'évolution des signaux de commande du premier test

Cette figure représente les signaux de commande du premier test en fonction du temps.

Dans le premier graphe qui représente le signal de roulis (U2), on remarque que la courbe est perturbée au début, puis elle se stabilise à la valeur zéro avec des perturbations négligeables dans cette zone.

Dans le deuxième graphe qui représente le signal de tangage (U3), on observe également une perturbation initiale comprise entre -0.7 et 0.2 Nm, suivie d'une stabilisation à la valeur de -0.4 Nm, avec des perturbations négligeables.

Dans le dernier graphe qui représente le signal de lacet (U4), on remarque que la courbe présente une perturbation ou des oscillations au début, puis elle se stabilise à zéro Nm vers la 10e seconde. Cependant, après la 10e seconde, une nouvelle perturbation apparaît, mais elle diminue progressivement et reste stable à zéro.

En conclusion, le signal de commande est utilisable sans aucun danger pour les moteurs.

3.2.3.2 Le deuxième test

Dans ce test, nous avons utilisé une perturbation sous la forme d'une force externe de 50 (Nm) pour l'angle ϕ et de 60 (Nm) pour l'angle θ à la vingtième seconde. De plus, une valeur de 10 (Nm) a été appliquée simultanément à l'angle ψ en même temps que les deux autres angles.

Résultats des angles (ϕ , θ , ψ)

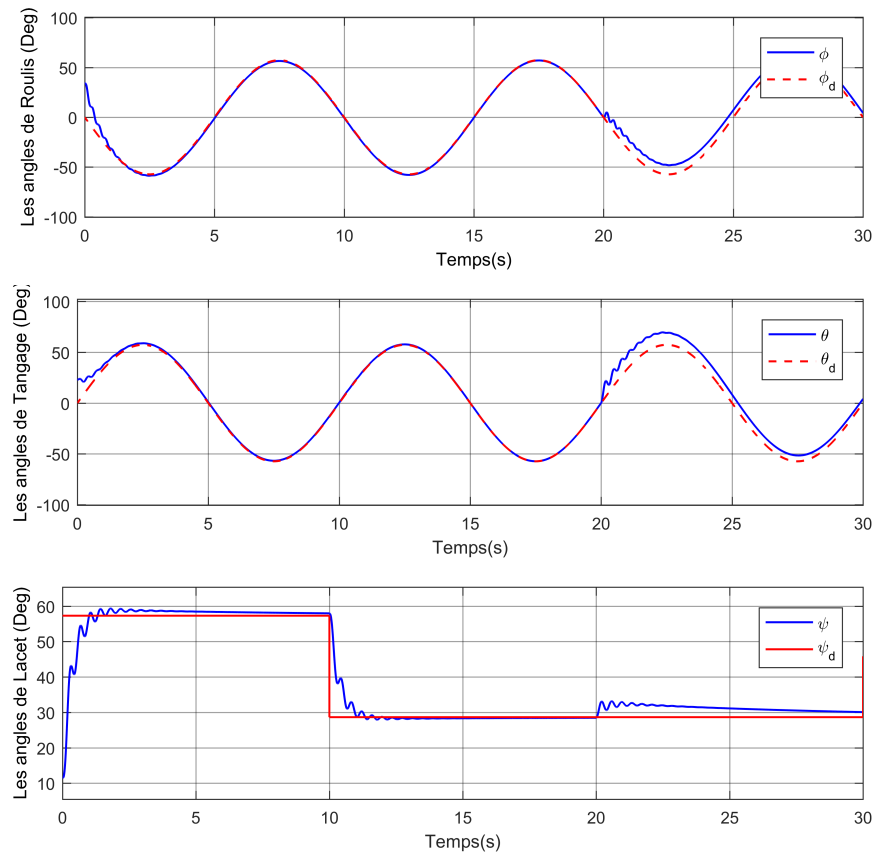


Figure 3.12: Évolution des angles ϕ, θ et ψ en boucle fermée du deuxième test

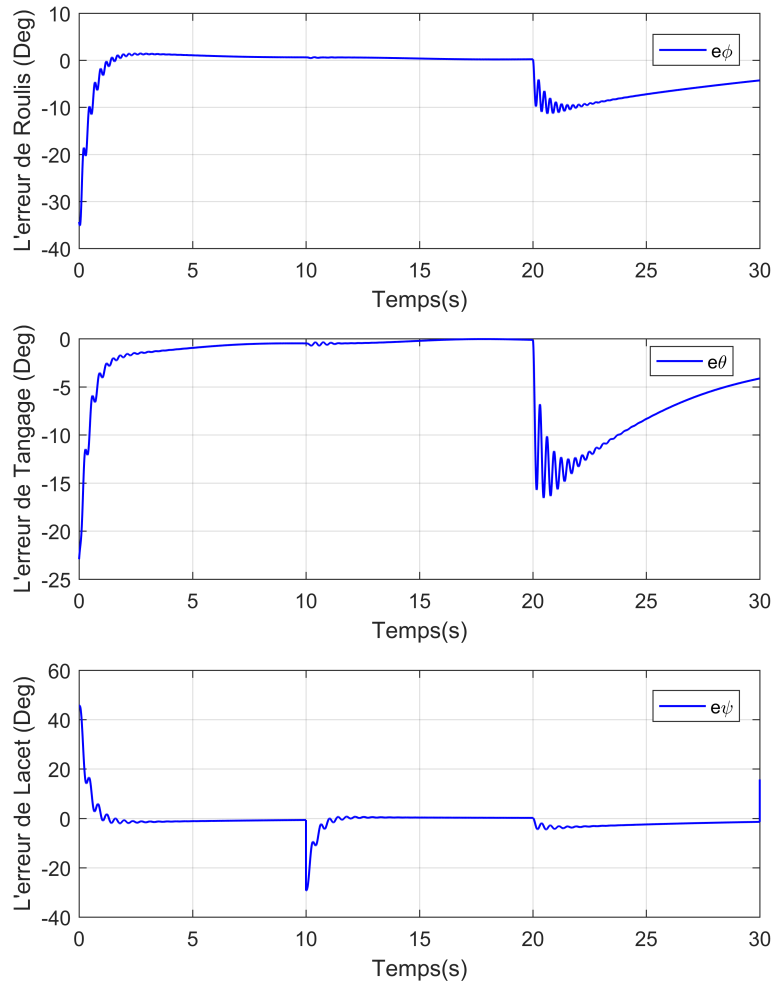
Cette figure représente l'évolution des angles (ϕ, θ, ψ) en boucle fermée du deuxième test par rapport au temps. On remarque que les trois graphes sont les mêmes que ceux du premier test jusqu'à la 20^e seconde. On observe, dans la première figure, qu'à la vingtième seconde, une perturbation est appliquée par l'opérateur, ce qui crée une différence entre les angles ϕ_d et ϕ . Après un court laps de temps, cette différence diminue car la courbe de ϕ suit les valeurs de la courbe ϕ_d .

Dans le deuxième graphe, on remarque également qu'il y a une perturbation appliquée par l'opérateur qui remplace les forces externes. Cette perturbation entraîne un changement dans la sinusoidale des courbes, où la courbe bleue s'écarte du chemin. Après quelques secondes, les valeurs de la courbe θ suivent les valeurs de la courbe θ_d .

Dans le troisième graphe, on observe qu'il y a une perturbation à la 20^e seconde qui modifie le comportement de l'angle ψ mesuré. Après un court laps de temps, cette perturbation disparaît et la courbe bleue suit à nouveau la courbe rouge.

En fin de compte, on peut dire que le système est stable malgré les perturbations appliquées par l'opérateur (l'augmentation de la valeur finale des forces externes).

Résultats d'erreur

Figure 3.13: Les erreurs des angles (ϕ, θ, ψ) en boucle fermée du deuxième test

Cette figure représente l'erreur des trois angles en boucle fermée du deuxième test par rapport au temps. On remarque que, du début jusqu'à la 20^e seconde, les courbes sont les mêmes que celles du premier test jusqu'à la 20 seconde. On remarque que la première courbe, qui représente l'erreur de ϕ à la 20^e seconde, montre un pic négatif qui représente la perturbation provoquée par l'opérateur (les forces externes). Après quelques secondes, ce pic va diminuer et la courbe va se stabiliser une autre fois à la valeur zéro.

Dans la deuxième courbe, qui représente l'erreur de θ en fonction du temps (s), on remarque une perturbation à la 20^e seconde causée par une augmentation de la valeur finale des forces externes à 60 Nm. Ensuite, la courbe se dirige vers la valeur zéro.

Dans la troisième courbe, qui représente l'erreur de ψ en fonction du temps, on observe une oscillation à la 20^e seconde causée par une perturbation introduite par l'opérateur (la valeur finale des forces externes de 10 Nm). Ensuite, cette perturbation disparaît et la courbe se stabilise à zéro.

En conclusion, tous les résultats des trois courbes indiquent que le système est stable malgré les perturbations provoquées par l'opérateur.

Résultats des signaux de commande

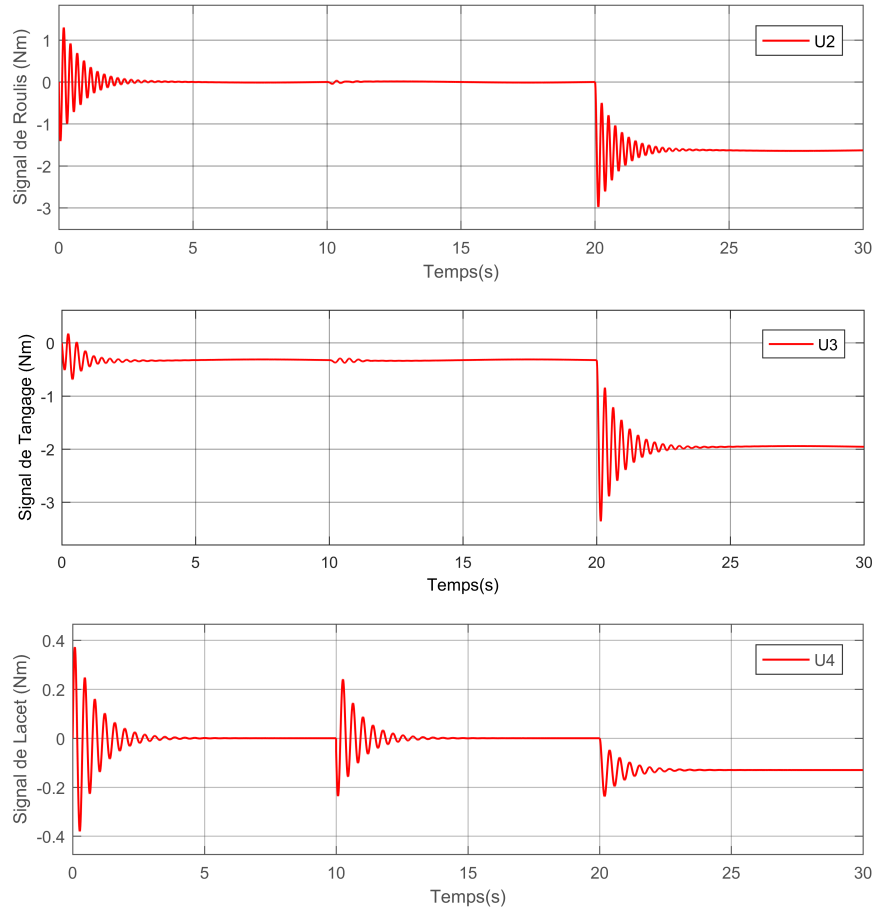


Figure 3.14: l'évolution des signaux de commande du deuxième test

Cette figure représente les signaux de commande du deuxième test par rapport au temps (s). On remarque que les trois courbes sont les mêmes que celles du premier test de la première seconde jusqu'à la 20^e seconde. La première courbe représente le signal de commande du roulis, et on observe des oscillations à la 20^e seconde qui correspond à la force appliquée par l'opérateur pour tester la stabilité. Ensuite, la courbe se stabilise à -1.5 (Nm).

Dans la deuxième courbe, qui présente le signal de commande du tangage, on remarque à la 20^e seconde un changement d'état de la courbe, avec des oscillations qui représentent la perturbation appliquée par l'opérateur. Ensuite, cette courbe se stabilise à -2 (Nm).

Dans la troisième courbe, qui représente le signal de commande du lacet, on observe à la 20^e seconde une perturbation qui indique l'augmentation de la valeur des forces externes, puis la

courbe se stabilise à la valeur de -0.1 (Nm). En général, le deuxième test du PID permet de stabiliser le Quadri-rotor de manière stable.

3.3 Contrôle adaptatif simple

Considérons le système donné par l'équation suivante: [26]

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= A(x)x(t) + B(x)u \\ y(t) &= C(x)x(t)\end{aligned}\tag{3.4}$$

Pour la conception de la loi de commande SAC, la réalisation du système $\{A(x), B(x), C\}$ n'est pas nécessairement requise, il suffit que le système (2.4) soit ASP. Il a été démontré que le modèle non linéaire du système Quadri-rotor Equation 2.39 peut s'écrire sous la forme d'état suivante :

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= A(x)x(t) + B(x)u \\ y(t) &= C(x)x(t)\end{aligned}$$

La quasi-passivité stricte d'un système de la forme (2.34) est définie comme suit: [27]

Définition 3.1. Un système non linéaire $\{A(x), B(x), C\}$ est appelé SP s'il existe deux matrices $P(x) > 0$ et $Q(x) > 0$ telles que le système satisfait simultanément les relations suivantes: [27]

$$\dot{P}(x) + P(x)A(x) + A^T(x)P(x) = -Q(x) < 0\tag{3.5}$$

$$P(x)B(x) = C^T\tag{3.6}$$

La relation (3.5) signifie qu'un système SP est asymptotiquement stable, et la relation (3.6) montre que $CB(x) = (CB(x))^T > 0$

Définition 3.2. Pour le système non linéaire $\{A(x), B(x), C\}$, si une matrice de rétroaction constante $\tilde{K}_e > 0$ existe telle que le système bouclé résultant avec la réalisation d'espace d'état $\left\{ \left(A(x) - B(x)\tilde{K}_e C \right), B(x), C \right\}$ soit SP, alors le système en boucle ouverte $\{A(x), B(x), C\}$ est appelé ASP. [27]

Lemma 3.1. Soit le système $G : \{A(x), B(x), C\}$ un système non linéaire stabilisable et soit F un contrôleur linéaire stabilisant pour G . Supposons que l'inverse F^{-1} (existe, propre ou strictement propre) soit ajouté en tant que rétroaction parallèle le long de G , de sorte que le système augmenté $G_a = G + F^{-1}$ ait la forme $G_a : \{A_a(x), B_a(x), C_a\}$. Dans ce cas, G_a est appelé ASP. Cela signifie qu'il existe une matrice de rétroaction constante $\tilde{K}_e > 0$ telle que le système bouclé augmenté $G_a^{cl} : \left\{ \left(A_a(x) - B_a(x)\tilde{K}_e C_a \right), B_a(x), C_a \right\}$ satisfait les relations (3.5) et (3.6). [27]

Maintenant, considérons le système (2.34) et supposons qu'il soit ASP. Le principe de l'algorithme SAC est de concevoir un signal de commande $u(t)$ qui force les sorties du système à suivre

les sorties d'un modèle linéaire idéal de la forme: [27]

$$\begin{aligned} \dot{x}_m(t) &= A_m x_m(t) + B_m u_m(t) \\ y_m(t) &= C_m x_m(t) \end{aligned} \quad (3.7)$$

où $x(t) \in \mathbb{R}^{n_m}$ est le vecteur d'état du modèle, $u_m(t) \in \mathbb{R}^{q_m}$ est la commande et $y_m(t) \in \mathbb{R}^m$ est le signal de sortie du modèle. A_m , B_m et C_m sont les matrices du modèle avec des dimensions appropriées.

Par conséquent, pour spécifier l'objectif de contrôle, on définit l'erreur de suivi de sortie $e_a(t) \in \mathbb{R}^m$ comme suit :

$$e_a(t) \triangleq y_m(t) - y_a(t) \quad (3.8)$$

La loi de commande SAC qui permettrait aux sorties de la plante de suivre asymptotiquement les sorties du modèle de référence est donnée par: [26]

$$u_{SAC}(t) = K_e(t)e_a(t) + K_x(t)x_m(t) + K_u(t)u_m(t) \quad (3.9)$$

où $K_e(t) \in \mathbb{R}^{m \times m}$, $K_x(t) \in \mathbb{R}^{m \times n_m}$ et $K_u(t) \in \mathbb{R}^{m \times q_m}$ sont des gains adaptatifs.

En définissant $K(t) = [K_e(t)K_x(t)K_u(t)] \in \mathbb{R}^{m \times (m+n_m+q_m)}$ et $r^T(t) = [e_a^T(t)x_m^T(t)u_m^T(t)] \in \mathbb{R}^{(m+n_m+q_m)}$, le contrôleur adaptatif (3.9) peut être écrit sous forme matricielle comme suit :

$$u_{SAC}(t) = K(t)r(t) \quad (3.10)$$

Selon la théorie SAC, le gain adaptatif $K(t)$ est une combinaison du gain proportionnel $K_P(t)$ et du gain intégral $K_I(t)$:

$$K(t) = K_P(t) + K_I(t) \quad (3.11)$$

où $K_P(t) = [K_{p_e}(t)K_{p_x}(t)K_{p_u}(t)] \in \mathbb{R}^{m \times (m+n_m+q_m)}$ et $K_I(t) = [K_{I_e}(t)K_{I_x}(t)K_{I_u}(t)] \in \mathbb{R}^{m \times (m+n_m+q_m)}$, ils sont adaptés comme suit :

$$K_P(t) = e_a(t)r^T(t)\Gamma_p \quad (3.12)$$

$$\dot{K}_I(t) = e_a(t)r^T(t)\Gamma_I - \sigma \quad (3.13)$$

avec $\Gamma_p = \text{diag}(T_{p_c}, T_{p_x}, T_{p_u}) \geq 0 \in \mathbb{R}^{(m+n_m+q_m) \times (m+n_m+q_m)}$ et $\Gamma_I = \text{diag}(T_{I_e}, T_{I_x}, T_{I_u}) > 0 \in \mathbb{R}^{(m+n_m+q_m) \times (m+n_m+q_m)}$ sont des matrices diagonales de pondération qui définissent les taux d'adaptation des gains de contrôle. [27]

Théorème 3.1. *Application du contrôleur adaptatif simple dans (3.9)-(3.13) au modèle non linéaire du Quadri-rotor (3.14)-(3.15) garantissant une convergence asymptotique des erreurs de suivi d'état et de sortie du système en boucle fermée, et toutes les gains adaptatifs sont bornés.*

Preuve. Référez-vous à [26] pour une démonstration détaillée. □

3.3.1 Application de la commande adaptative simple sur le Quadri-rotor

Le modèle nonlineaire du Quadri-rotor (2.34) peut s'écrire sous la forme d'une équation d'état (Equation 3.4) comme suit:

$$A(x) = \begin{bmatrix} 0 & I_3 \\ 0 & -M(x_1)^{-1}L(x_1, x_2) \end{bmatrix}, B(x) = \begin{bmatrix} 0 \\ M(x_1)^{-1} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

$$C = [I_3 \quad I_3], x = [x_1 \quad x_2]^T \quad (3.15)$$

3.3.2 Schéma global de contrôleur simple adaptatif du Quadri-rotor

Le schéma suivant présente la commande général du système Quadri-rotor sous logiciel MATLAB :

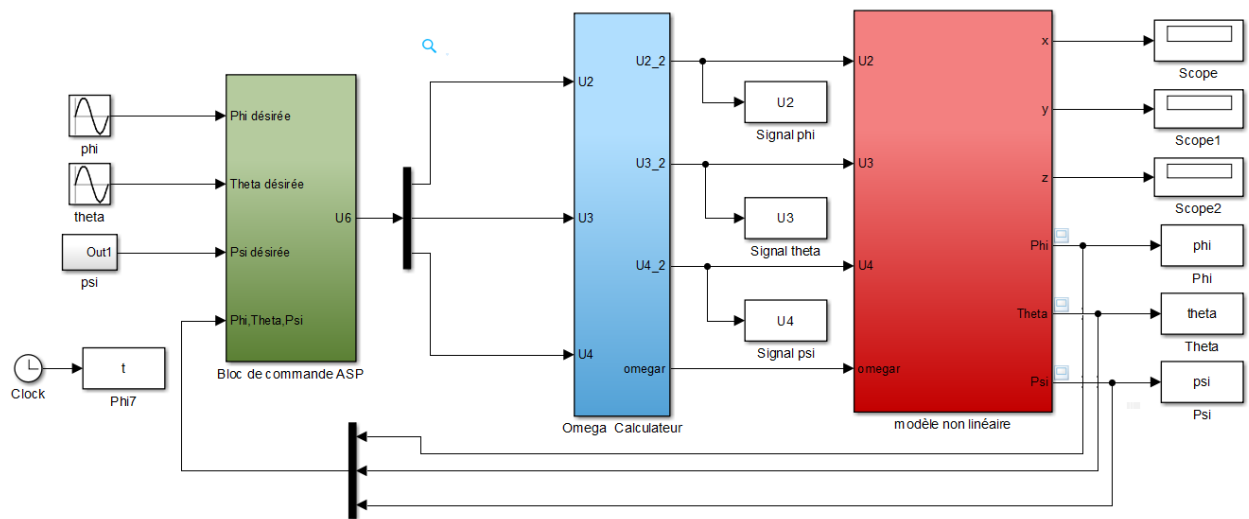


Figure 3.15: schéma de commande du contrôleur simple adaptatif du Quadri-rotor

Ce bloc de commande est composé de trois sous blocs, chaque sous bloc a un rôle de commande.

Bloc de commande

Il s'agit d'un bloc qui contient notre commande simple adaptative, composé de trois entrées ϕ_d, θ_d et ψ_d , avec une seule sortie représentant les valeurs des trois angles mesurés. Voici la structure de ce bloc:

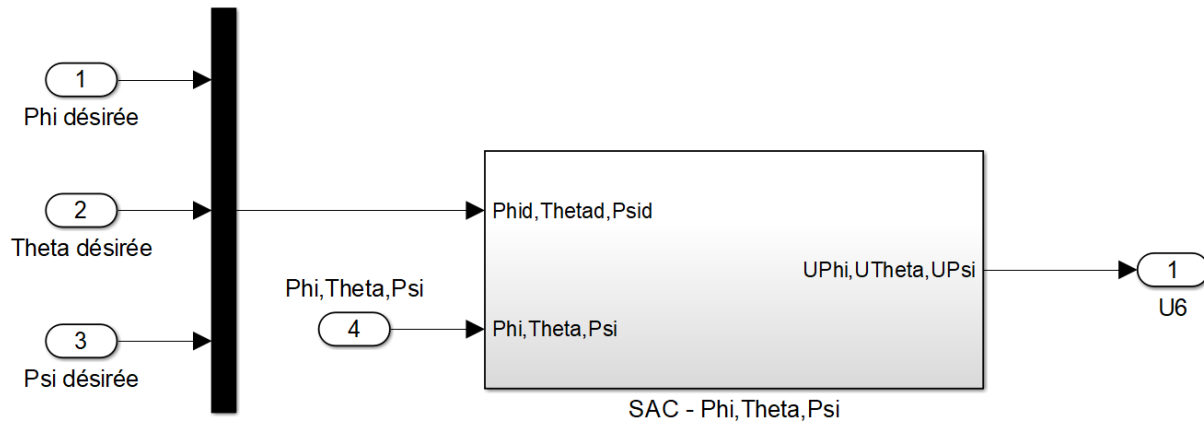


Figure 3.16: schéma de bloc de commande ASP

Bloc SAC-Phi,Theta,Psi

Ce bloc est composé de deux sous-blocs principaux dans notre simulation. Le module M0 a pour rôle de contrôler la vitesse et le temps de réponse, tandis que H1 est en parallèle avec le système pour s'assurer que le système est ASP (Passivité Presque Stricte).

Voici la structure de ce dernier:

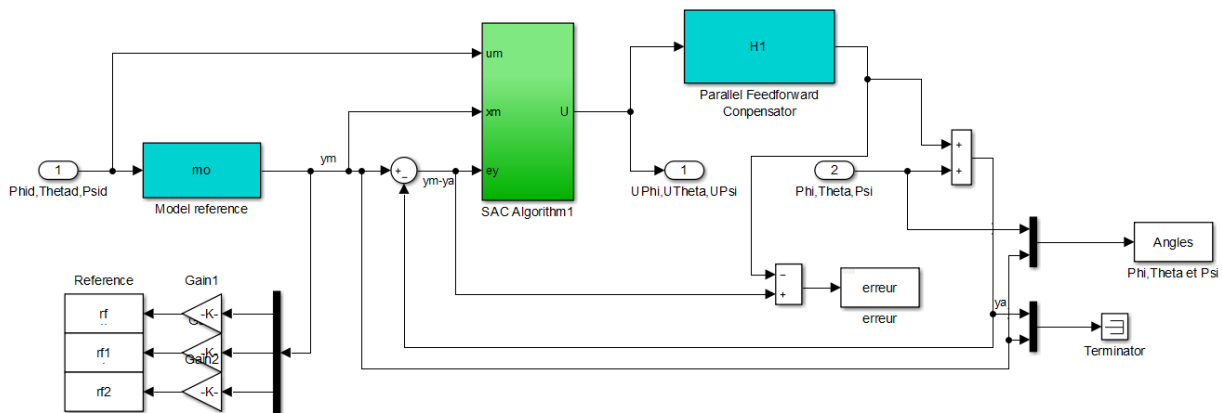


Figure 3.17: schéma de bloc SAC

Bloc du modelé non linéaire

Ce bloc est composé de deux autres sous-blocs. Le premier sous-bloc représente les paramètres de commande pour le mouvement de rotation, tandis que le deuxième sous-bloc représente les paramètres de mouvement de translation.

Voici la structure de ce dernier:

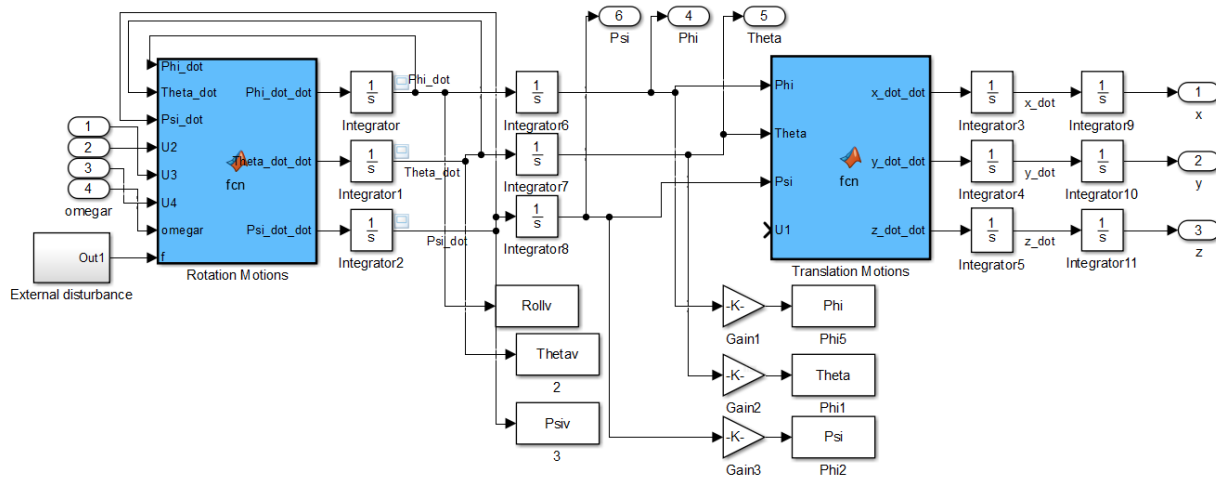


Figure 3.18: schéma du modèle non linéaire

Bloc Omega calculateur

Ce bloc contient les valeurs permettant de convertir le signal en tension pour les quatre moteurs.

Voici sa structure:

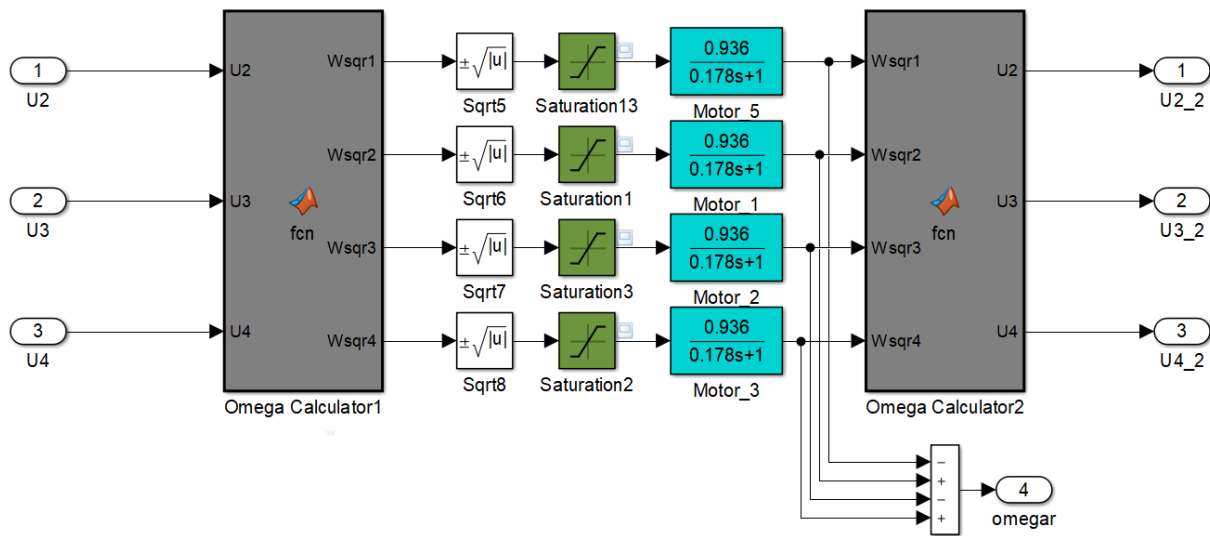


Figure 3.19: schéma du bloc Omegasqr calculator

3.3.3 Résultats de simulation du Quadri-rotor en boucle fermée

Nous avons effectué deux tests de simulation avec le contrôleur simple adaptatif.

3.3.3.1 Le premier test

Nous avons effectué ce test en gardant les mêmes valeurs des conditions initiales utilisées dans le cas du PID. Pour la commande adaptative simple, les paramètres utilisés sont: $T_i = T_p = 1e^6$ et $\sigma = 0.3$ et le modèle de référence $\frac{1}{0.4p+1}$ utiliser pour les trois angles ϕ , θ et ψ . Le PFC (Parallel Feedforward Compensator) utilisé pour les angles ϕ et θ est: $\frac{0,009 \cdot p^2 + 0,099 \cdot p + 0,005}{p^3 + 9 \cdot p^2 + 27p + 27}$, pour l'angle ψ , les PFC est: $\frac{0,007 \cdot p^2 + 0,3p + 0,005}{p^3 + 9 \cdot p^2 + 27p + 27}$. Nous avons obtenu les résultats suivants:

Résultats des angles (ϕ , θ , ψ):

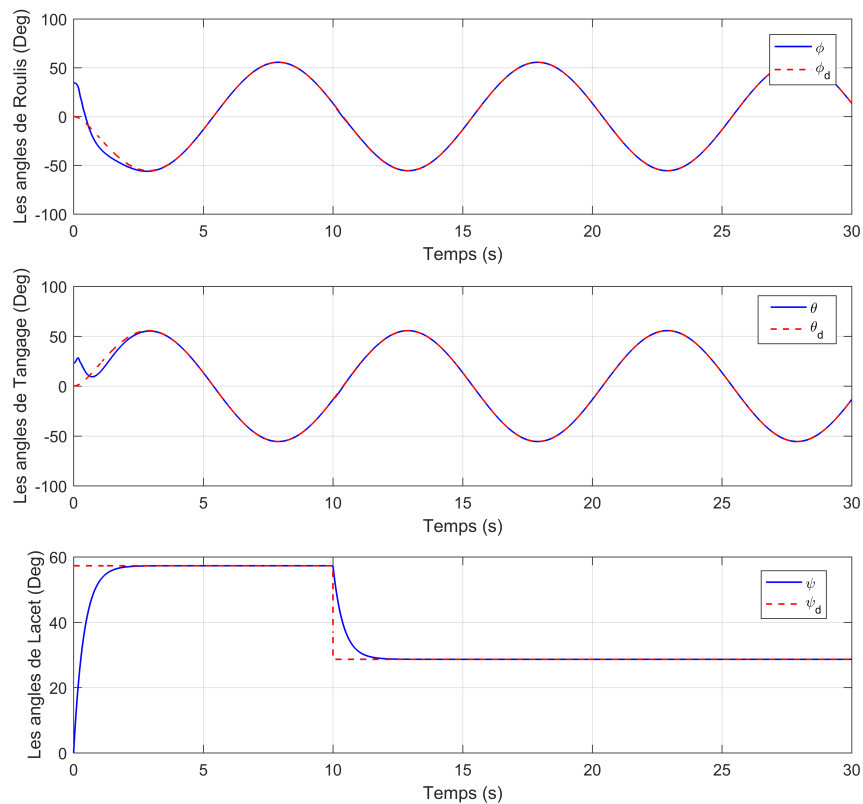


Figure 3.20: Évolution des angles ϕ, θ et ψ avec le contrôleur simple adaptatif du premier test

Cette figure représente l'évolution des angles ϕ , θ et ψ en fonction du temps avec le contrôleur simple adaptatif. Dans le premier graphe, on remarque deux courbes. La courbe bleue ϕ démarre avec une valeur de 34.5 degrés, puis cette valeur change et diminue pour suivre la courbe rouge sinusoidale ϕ_d . Les deux courbes restent identiques tout au long du temps.

Dans le deuxième graphe, on observe également deux courbes. La courbe bleue θ a une valeur initiale de 22.9 degrés, cette valeur évolue avec le temps en diminuant et en augmentant pour

suivre la courbe rouge θ_d . Les deux courbes restent identiques et sinusoïdales tout au long du temps.

Dans le troisième graphe, on remarque deux courbes. La courbe bleue, qui représente l'angle ψ mesuré, suit la courbe rouge ψ_d malgré des valeurs initiales différentes, et elles restent identiques pendant le reste du temps.

En conclusion, on peut dire que le système est vraiment stable grâce au contrôleur simple adaptatif.

Résultats d'erreur

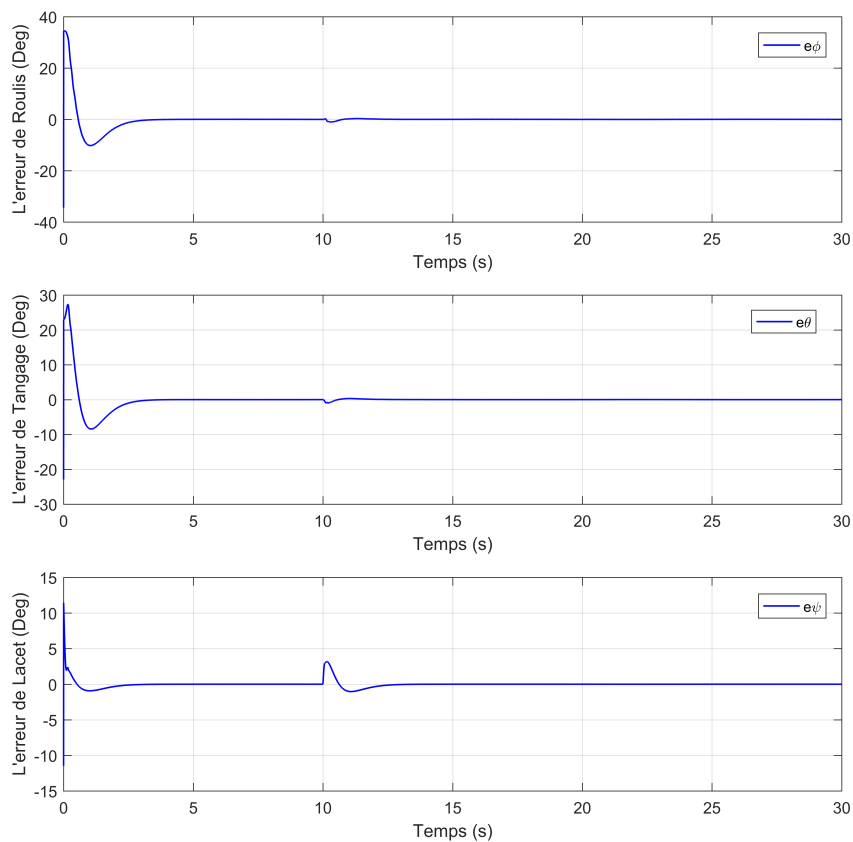


Figure 3.21: Les erreurs des angles avec le contrôleur simple adaptatif du premier test

Cette figure présente les erreurs des angles ϕ , θ et ψ avec le contrôleur simple adaptatif en fonction du temps. Dans le premier graphique, on observe une courbe représentant l'erreur de roulis. Elle démarre à une valeur de -35 degrés vert 35 degrés, puis diminue progressivement pour atteindre une valeur stable de zéro.

Dans le deuxième graphique, qui représente l'erreur de tangage, on constate que la courbe augmente de -22.9 degrés vert 22.9 degrés, puis diminue pour atteindre une valeur stable de zéro.

Dans le troisième graphique, qui représente l'erreur de lacet, on remarque que la courbe augmente initialement de -11.5 degrés à 11.5 degrés, puis diminue pour atteindre une valeur stable proche de zéro. Il y a un pic à environ 10 secondes, suivi d'un retour à l'état précédent stable.

En conclusion, le système est considéré comme stable car les erreurs dans les trois graphiques se stabilisent autour de zéro.

Résultats des signaux de commande

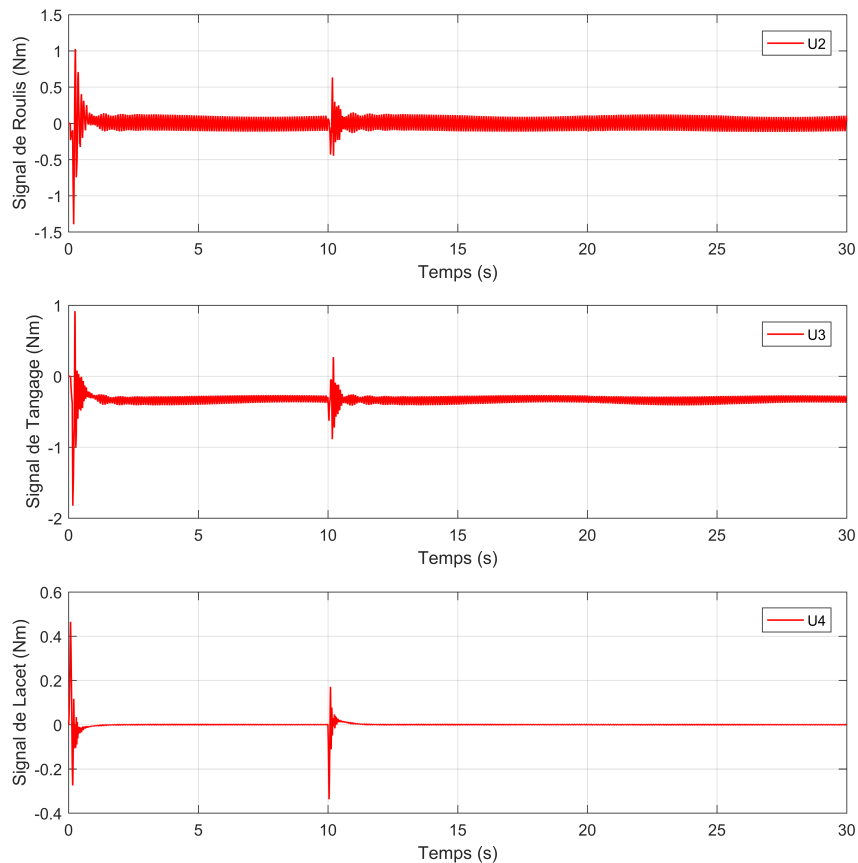


Figure 3.22: Évolution des signaux de commande avec le contrôleur simple adaptatif du premier test

Cette figure représente les signaux de commande du premier test avec le contrôleur simple adaptatif en fonction du temps. Dans le premier graphe, qui représente le signal de roulis, on remarque une perturbation au début avec des valeurs oscillant entre 1.2 et -1.5 (Nm). Après une seconde, le signal se stabilise autour de 0.1 et -0.1 (Nm), puis il subit des oscillations mais revient à la stabilité comme précédemment.

Dans le deuxième graphe, qui représente le signal de tangage, on observe des oscillations au début, puis le signal disparaît et se stabilise autour de -0.4 et -0.3 (Nm) à la dixième seconde, avec quelques isolations intermittentes.

Dans le troisième graphe, qui représente le signal de lacet, on remarque une perturbation au début, puis le signal se stabilise à zéro. À la dixième seconde, une autre perturbation se produit, mais après cela, le signal se stabilise à zéro et reste constant.

En conclusion, le système est stable grâce aux signaux de commande.

3.3.4 Le deuxième test

Dans le deuxième test, nous avons modifié les valeurs cibles de force. Nous avons donné une valeur de 50 pour l'angle de roulis, 60 pour l'angle de tangage et 10 pour l'angle de lacet. Voici les résultats obtenus :

Resultats des anngles (ϕ, θ et ψ)

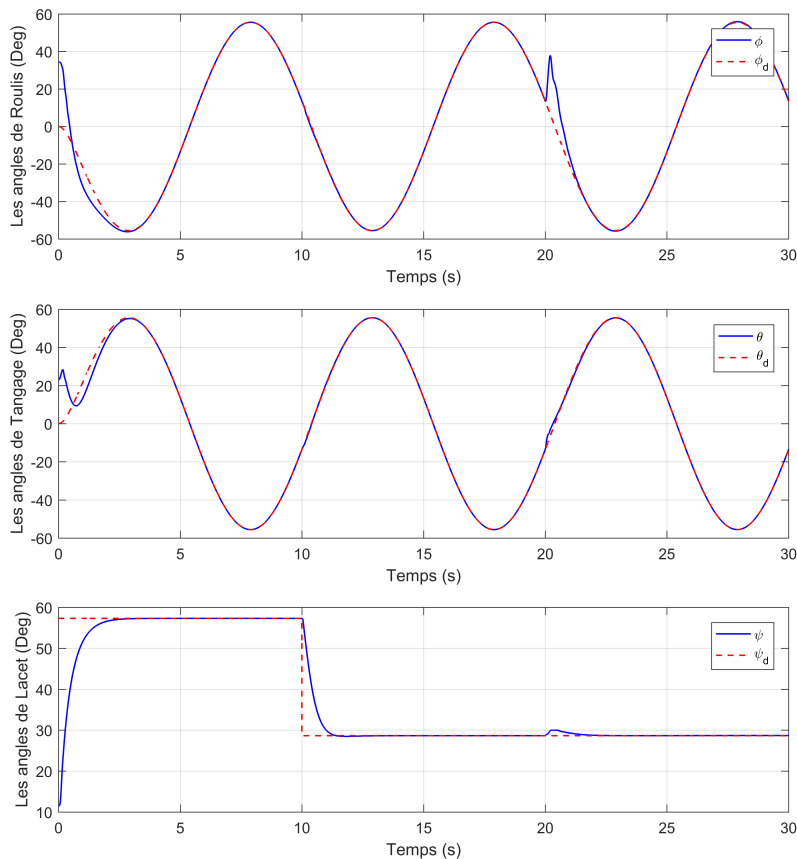


Figure 3.23: Évolution des angles de rotation avec le contrôleur simple adaptatif du deuxième test

Cette figure représente l'évolution des angles ϕ , θ et ψ avec le contrôleur simple adaptatif lors du deuxième test en fonction du temps. On remarque que les trois graphes donnent les mêmes résultats que lors du premier test, notamment à la vingtième seconde.

Dans le premier graphe, à la vingtième seconde, on observe que la courbe bleue suit un chemin similaire à la courbe rouge, avec un pic. Ensuite, ce pic disparaît et les deux courbes reviennent rapidement à l'alignement.

Dans le deuxième graphe, à la vingtième seconde, on remarque également un pic sur la courbe bleue, puis le pic diminue et les deux courbes reviennent rapidement à l'alignement. Dans le troisième graphe, à la vingtième seconde, on constate que la courbe bleue s'écarte de la courbe rouge, puis les deux courbes reviennent rapidement à l'alignement.

En conclusion, nous pouvons affirmer que le système est stable malgré les grandes valeurs de perturbation.

Résultats d'erreur

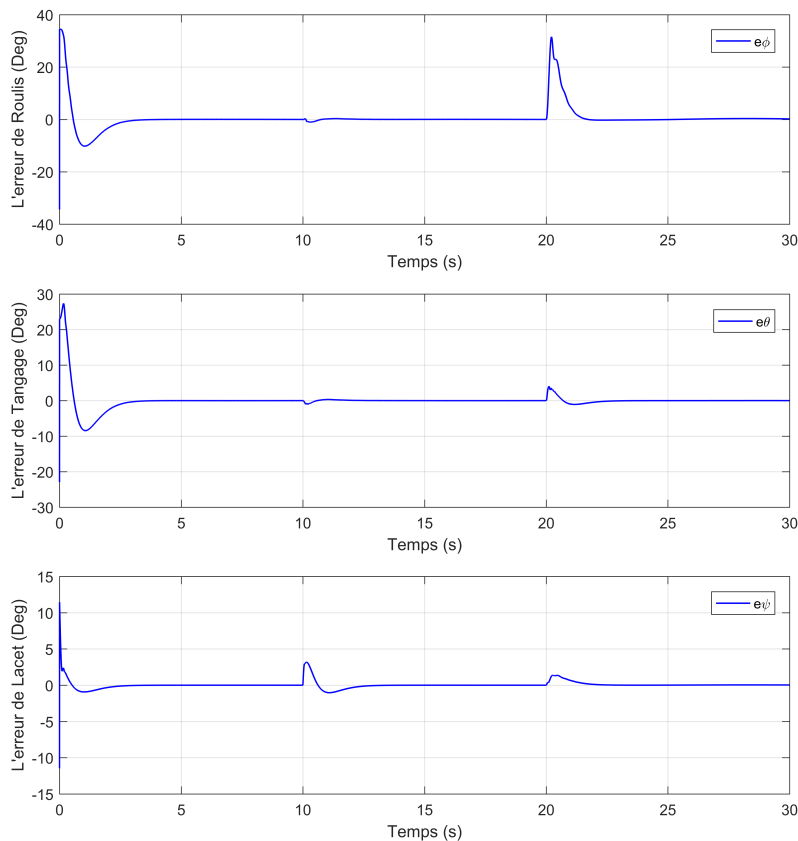


Figure 3.24: les erreurs des angles de rotation avec le contrôleur simple adaptatif du deuxième test

Cette figure représente les erreurs des angles de rotation avec le contrôleur simple adaptatif lors du deuxième test en fonction du temps. On remarque que les résultats des trois graphes sont les mêmes que lors du premier test, de la première à la vingtième seconde. Dans le premier graphe, on observe un pic à la vingtième seconde, provoqué par l'opérateur. Ce pic diminue ensuite et la courbe se stabilise à zéro.

Dans le deuxième graphe, on remarque également un pic à la vingtième seconde, représentant la force provoquée par l'opérateur. Ce pic disparaît ensuite et la courbe revient à la stabilisation à zéro.

Dans le troisième graphe, on observe une oscillation à la vingtième seconde, qui disparaît ensuite et la courbe revient à zéro.

En conclusion, le système est très stable car malgré l'augmentation des forces externes, les erreurs des angles reviennent rapidement à zéro.

Résultats du signaux de commande

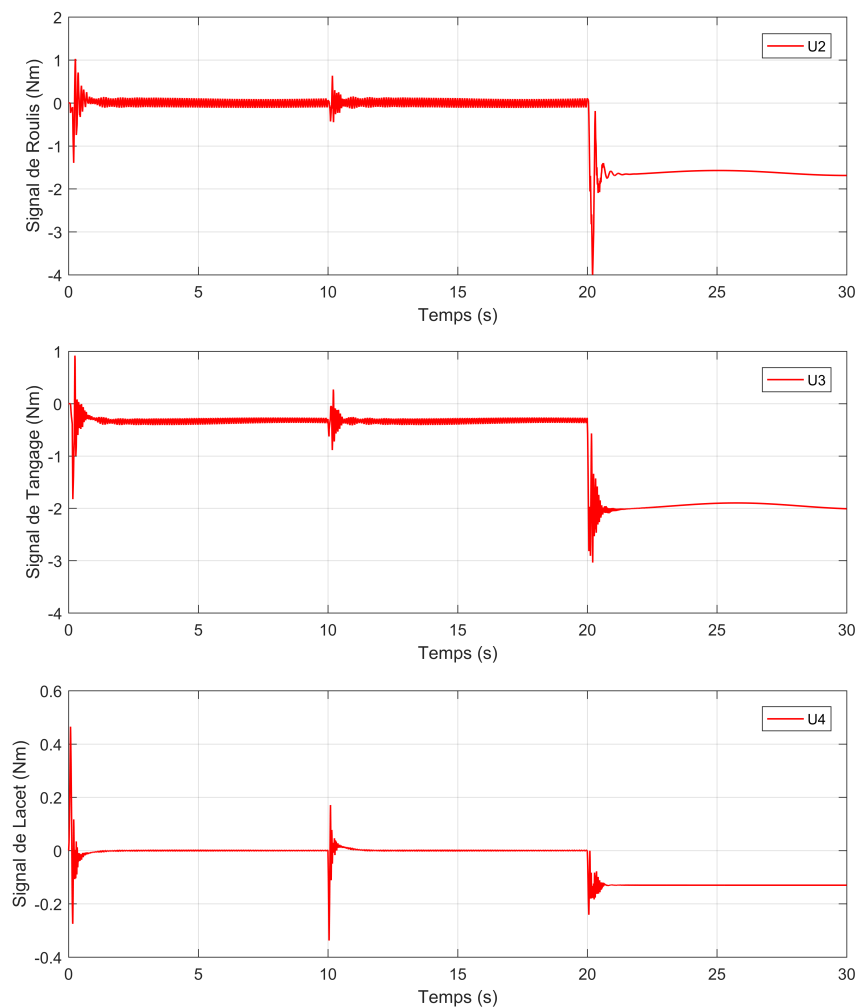


Figure 3.25: Évolution des signaux de commande avec le contrôleur simple adaptatif du deuxième test

Cette figure représente les signaux de commande avec le contrôle simple adaptatif lors du deuxième test en fonction du temps. On remarque que les trois résultats de la figure sont les mêmes que lors du premier test, de la première à la vingtième seconde. Dans le premier

graphe, on observe une oscillation à la vingtième seconde. Cette perturbation vise à stabiliser le système sur le mouvement de roulis, puis cette oscillation se stabilise à une valeur d'environ -2 (Nm).

Dans le deuxième graphe, on observe une oscillation à la vingtième seconde. Cette perturbation vise à stabiliser le système sur le mouvement de tangage, puis la courbe se stabilise à la valeur de -2 (Nm).

Dans le troisième graphe, on observe une oscillation à la vingtième seconde, puis cette perturbation se stabilise à une valeur de -0.1 (Nm).

Ainsi, le système est stable malgré l'augmentation de la valeur finale de la force externe, et il n'y a pas de danger pour les moteurs car les valeurs des signaux sont faibles.

3.4 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté le régulateur PID avec la simulation. Ensuite, nous avons effectué deux tests de simulation en prenant en compte les forces externes afin d'observer la réponse du système avec le modèle dynamique.

Ensuite, nous avons présenté le contrôleur simple adaptatif avec la simulation. Nous avons également réalisé deux tests de stabilité avec les mêmes valeurs de force externe que celles utilisées pour le PID.

Nous avons constaté que le régulateur PID est simple à mettre en œuvre et offre des performances stables pour des systèmes linéaires et stables. En revanche, le régulateur simple adaptatif est plus flexible pour s'adapter à des conditions variables et des systèmes non linéaires, Donc le contrôleur simple adaptatif est robuste que le régulateur PID.

Dans le chapitre suivant, nous avons réalisé une étude expérimentale afin de valider les résultats théoriques.

Chapitre 4

Validation expérimentale du contrôleur adaptatif simple

4.1 Introduction

Un Quadri-rotor, ou drone à quatre hélices, est un type spécifique de drone qui utilise quatre moteurs et hélices pour maintenir son vol et sa stabilité.

Pour construire un drone, il faut combiner plusieurs composants spécifiques. Chaque composant joue un rôle essentiel dans le fonctionnement global du drone et contribue à la réalisation de ses objectifs spécifiques.

Dans ce chapitre, nous allons étudier et assembler les composants de notre Quadri-rotor et examiner la structure finale de notre projet, ainsi que notre commande.

4.2 Présentation du banc d'essai

Les expériences ont été réalisées sur la base du projet de drone DIY à matériel et logiciel ouverts. Nous avons utilisé la plateforme présentée dans la figure [Figure 4.7](#). Il s'agit d'un banc d'essai utilisé pour les tests en intérieur. En particulier, pour valider les contrôleurs développés pour le contrôle d'attitude du Quadrirotor. Dans cette expérience, en raison des problèmes techniques, on ne considère que les mouvements de roulis et de tangage. [28]

Le banc de test pour le contrôle d'attitude est composé d'un support et du DIY Quadri-rotor. Le banc d'essai est équipé de :

1. **Support avec rotule de rotation:** Est utilisé pour permettre la fixation et la rotation de Quadri-rotor.
2. **Cadre Quadri-rotor:** Un cadre Quadruple, également connu sous le nom de cadre

Quadri-rotor, est un type spécifique de châssis utilisé pour les drones à quatre bras et quatre hélices, communément appelés quadricoptères. Le cadre quadruple est conçu de manière à fournir une structure stable et équilibrée pour le drone.

Le cadre Quadri-rotor est généralement constitué de bras qui s'étendent à partir du centre du châssis et se connectent aux moteurs. Ces bras sont positionnés de manière à former un arrangement en "X" ou en "+" lorsque le drone est vu de dessus. Chaque bras est généralement équipé d'un moteur et d'une hélice. [29]



Figure 4.1: La structure de cadre Quadruple

Certains cadres Quadri-rotors sont modulaires, ce qui signifie qu'ils peuvent être démontés et assemblés facilement, ce qui facilite la réparation et la personnalisation du drone. Certains modèles de cadres quadruples offrent également des options de montage supplémentaires pour ajouter des accessoires tels que des caméras, des supports de batterie ou d'autres équipements.

3. **Pilote automatique Pixhawk:** PixHawk est un contrôleur de vol. Un système de pilotage automatique avancé conçu par le projet PX, et une nouvelle solution Open Source de haute performance fabriqué par le constructeur Robotics 3D.

PixHawk est un module adapté sur plusieurs matériel à voilure fixe, rotors multiples, hélicoptères, voitures, bateaux et toute autre plate-forme robotique qui peut se déplacer. Il est destiné à la recherche, les besoins d'amateur et l'industrie. [23]

Le système PixHawk offre un ensemble d'avantages uniques, tels que le multithreading intégré, l'environnement de programmation Unix/Linux, le langage de script pour les missions et les comportements de vol, la couche conductrice PX4 personnalisée, la facilité de transition pour les utilisateurs existants et l'accessibilité pour les nouveaux utilisateurs. Ces caractéristiques avancées permettent d'exploiter pleinement les capacités d'un véhicule autonome et ouvrent de nouvelles perspectives passionnantes dans le domaine des drones. [30]

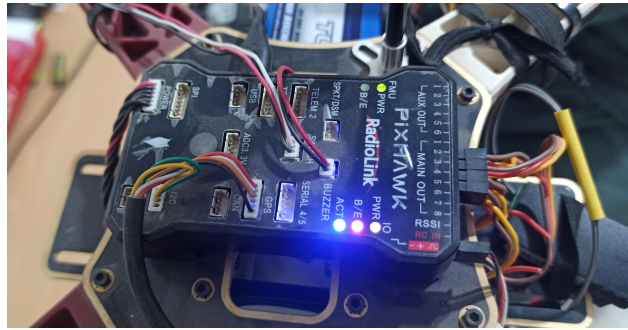


Figure 4.2: La carte Pixhawk est en état de marche

Le pilote automatique Pixhawk est basé sur un cœur 32 bits STM32F427 Cortex M4F, 168 Mhz/256 KB RAM/2 MB Flash et un co-processeur 32 bits STM32F103 failsafe. Le système embarqué est équipé d'un Accéléromètre/Gyro 6 DoF MPU-6000 et d'une carte ST Micro Accéléromètre/magnétomètre à 3 axes LSM303D. Le pixhawk est également équipé d'une carte micro SD pour l'enregistrement à haut débit sur de longues périodes. La fréquence de fonctionnement de la boucle principale du firmware et la fréquence d'acquisition des mesures de l'accéléromètre et du gyroscope sont toutes à 400Hz.

4. **Quatre contrôleurs de vitesse électronique (ESC):** est un composant crucial d'un Quadri-rotor. Il est responsable de réguler la vitesse de rotation des moteurs et donc des hélices du drone.

Le contrôleur de vitesse reçoit des signaux du contrôleur de vol, qui indiquent la commande de vitesse souhaitée pour chaque moteur. Il convertit ensuite ces signaux en signaux électriques appropriés pour les moteurs, ce qui permet de contrôler la vitesse de rotation des hélices.



Figure 4.3: Contrôleur de vitesse

Les caractéristiques

- Tension d'entrée : 5.5V - 12.6 V (2-3 cellules Li-Po).
- Courant constant: 30A (Max 40A moins de 10 secondes).
- BEC : 5V / 2A.[31]

5. **Quatre moteurs sans balais avec hélices:** Ce composant peut être divisé en deux éléments distincts :

Brushless DC Moteur Le moteur CC sans balai 2212 (BLDC) est un moteur sans balai triphasé à grande vitesse conçu spécifiquement pour les quadrotors, les drones ou les avions jouets. Le moteur est de type outrunner où le boîtier extérieur tourne tandis que l'intérieur reste fixe. C'est l'un des modèles les plus populaires sur le marché car il est peu coûteux. Il est préférable pour les petits drones et les avions. Le modèle est disponible en différentes vitesses et doit être choisi de manière (appropriée 2212 Brushless Motor, 2018). [32]

Description des informations sur le dos de BLDC

- A : Série de moteur.
- 22 : Diamètre du stator en mm (avec un plus grand diamètre, nous aurons plus de couple).
- 12 : Hauteur du stator en mm.
- 10T : Nombre de tours de cuivre par pôle (un nombre de tours inférieur signifie une vitesse élevée mais moins de couple. De même, un nombre de tours plus élevé signifie moins de vitesse mais plus de couple).
- 1400 KV : Nombre de tours effectués par le moteur par volt d'alimentation (Si la tension d'alimentation est de 10 volts, le moteur tournera à 14000 tr/min, plus de KV nous aurons plus de poussée, donc meilleur contrôle et altitude du Quadri-rotor).

Les hélices

Un Quadri-rotor est constitué de deux hélices standard (sens horaire) et deux hélices pusher (sens anti horaire) rotation contraire. Elle doit être adaptée à la taille de l'engin et au moteur que vous avez choisi. [33]

6. **Récepteur RC Graupner:** Le récepteur RC Graupner est un composant électronique utilisé dans les systèmes de radiocommande pour les modèles réduits. Il reçoit les signaux de commande de l'émetteur RC et les traduit en instructions pour les servos ou autres actionneurs du modèle.

Graupner est une marque réputée dans le domaine de la radiocommande, offrant des récepteurs fiables avec une transmission rapide et une bonne portée de signal. Lors du choix d'un récepteur RC Graupner, il est important de considérer le nombre de voies nécessaires, la tension d'alimentation supportée et les caractéristiques spécifiques du modèle. Il est recommandé de consulter les spécifications du fabricant et les retours d'expérience d'autres utilisateurs pour choisir le récepteur adapté à vos besoins. [34]



Figure 4.4: Le récepteur RC Graupne

7. **Radios de télémétrie 3DR:** Les radios de télémétrie 3DR sont des dispositifs sans fil utilisés dans le domaine des drones et de la robotique pour établir une communication bidirectionnelle entre un véhicule autonome et une station de contrôle au sol. Elles permettent la transmission de données en temps réel telles que la télémétrie, les coordonnées GPS et les paramètres de vol. [34]



Figure 4.5: Explication des différentes entres de radios de télémétrie 3DR

8. **GPS u-blox avec boussole:** u-blox est une entreprise spécialisée dans la conception et la fabrication de modules de positionnement et de communication sans fil. Les modules GPS u-blox sont largement utilisés dans de nombreux appareils électroniques tels que les drones.
9. **Tableau de distribution d'énergie et batterie LiPo:** Un tableau de distribution d'énergie (Power Distribution Board, PDB) est un composant essentiel dans un Quadri-rotor, car il permet de distribuer l'alimentation électrique à tous les composants du système.
10. **Module APM Power pour mesurer la consommation de courant et la tension de la batterie:** Le module APM Power est un module supplémentaire utilisé en conjonction avec une carte de vol APM (ArduPilot Mega) pour mesurer la consommation de courant et la tension de la batterie dans un Quadri-rotor. Ce module permet de surveiller en temps réel l'état de la batterie et d'obtenir des informations précises sur la consommation électrique du système.

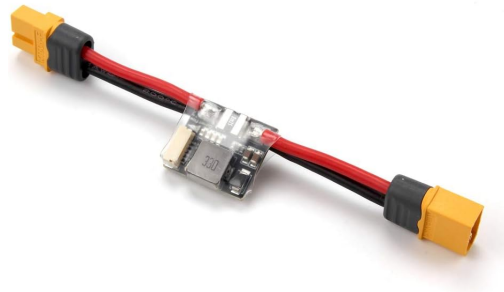


Figure 4.6: Le modele AMP

11. **La radio commande:** La RC se compose d'un boîtier de commande et d'un récepteur qui sera placé sur le Quadri-rotor. Le choix de la radio-commande dépend beaucoup de ce que l'on veut faire avec le Quadri-rotor. Une radio-commande doit idéalement comporter 6 voies pour piloter un Quadri-rotor. Ces 6 voies se répartissent comme suit : 4 voies sur les manettes et 2 voies sur des interrupteurs pour actionner certaines fonctions. [23]

l'émetteur RC est utilisé pour effectuer le contrôle manuel et la sélection du mode de vol. La station sol open source (QGroundControl ou Mission Planner) est utilisée pour visualiser les données télémétriques, configurer les paramètres du mode de vol et calibrer les capteurs. voir Figure 4.7 pour le montage de Pixhawk 2 avec différents autres composants.



Figure 4.7: Le montage de Pixhawk avec les autres composants

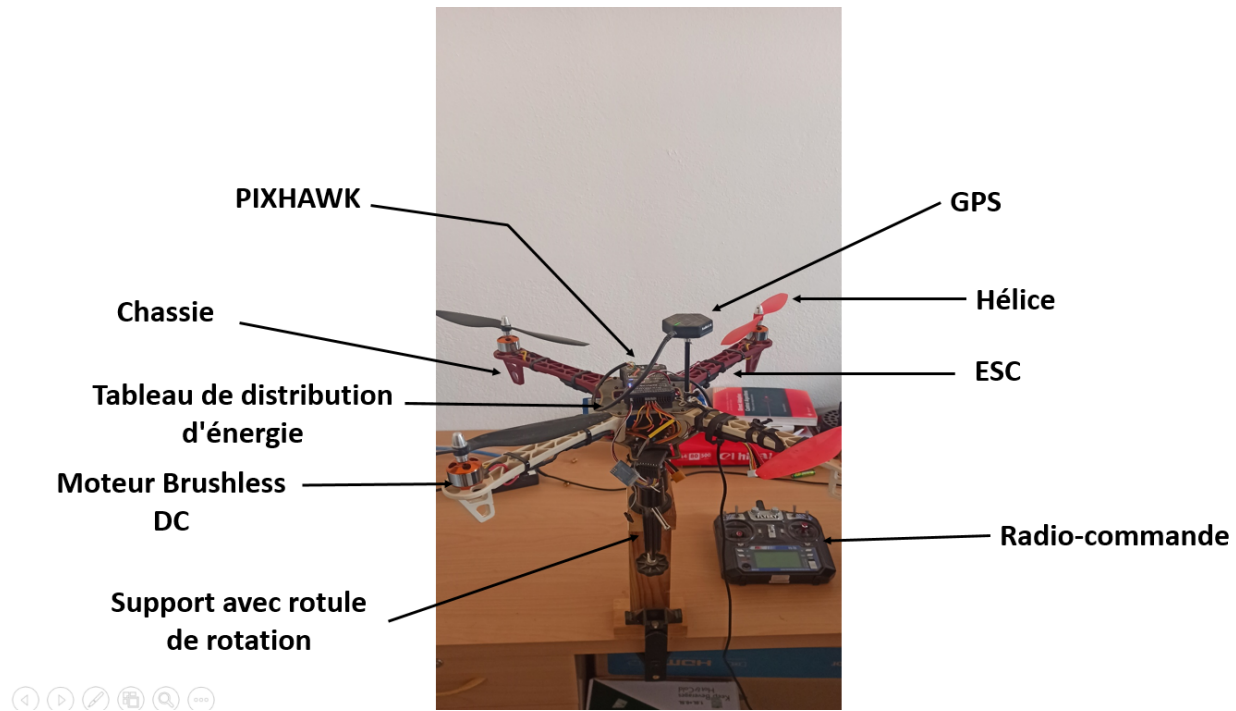


Figure 4.8: Le banc d'essai Quadri-rotor équipé du pilote automatique Pixhawk

4.3 Validation expérimentale du contrôleur adaptatif simple

Durant cette expérience, étant donné quelques problèmes techniques rencontrés, nous avons choisi de considérer uniquement les mouvements de roulis et de tangage. Les contrôleurs PID et adaptatif simple ont été développés dans l'environnement Matlab/Simulink, en utilisant le support PX4 d'Embedded Coder. Il est possible de générer du code C/C++ à partir de Simulink, afin de le déployer ensuite sur le microcontrôleur. Les paramètres utilisés pour la commande adaptative simple sont identiques à ceux définis dans la partie théorique.

La [Figure 4.9](#) illustre les résultats expérimentaux des angles ϕ et θ en présence de perturbations de poussée manuelle, appliquées soit manuellement soit par l'intermédiaire de la commande radio (de 80 à 100 secondes). Il est à noter que malgré les forces importantes, les courbes bleues, qui représentent les angles mesurés, demeurent stables et suivent les courbes rouges de chaque graphe qui représentent les angles désirés.

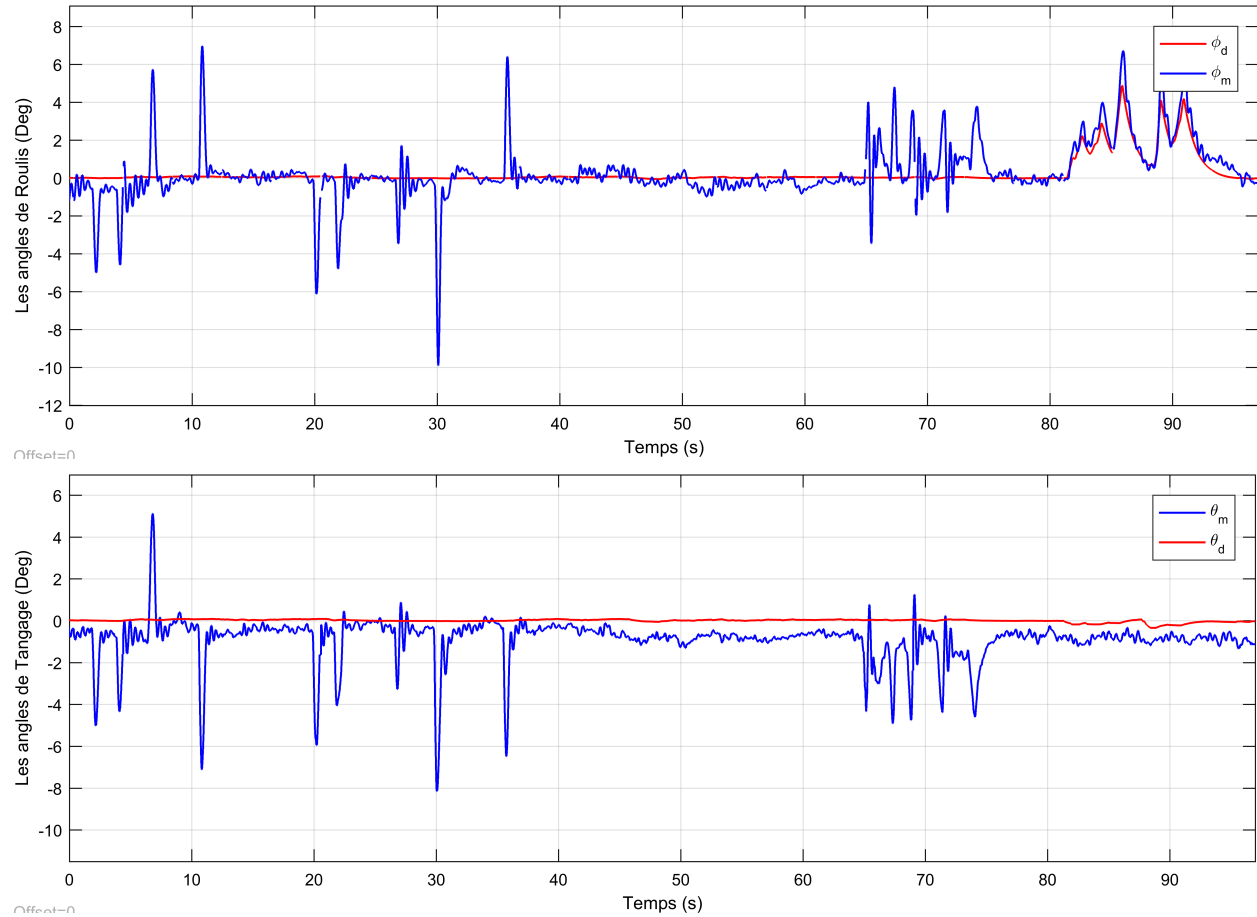


Figure 4.9: Les résultats expérimentaux des angles ϕ et θ en présence de perturbations de poussée manuelle

La Figure 4.10 représente les résultats expérimentaux d'erreurs des angles ϕ et θ . Il est remarquable que les deux courbes sont perturbées par des variations d'angle, mais ne dépassent pas ± 0.5 degrés.

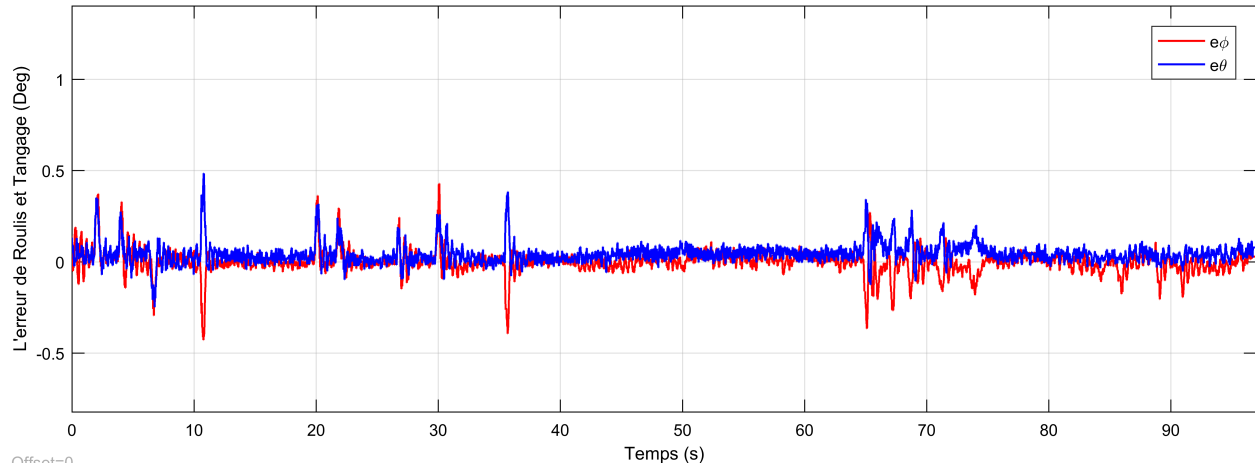


Figure 4.10: Les résultats expérimentaux d'erreurs des angles ϕ et θ

La Figure 4.11 représente les signaux expérimentaux de commande des angles ϕ et θ , Il est remarquable que les signaux oscillent pour stabiliser le système et réduire l'erreur, tout en restant dans des plages de valeurs oscillantes ne dépassant pas -2 Nm et 1 Nm respectivement, sans présenter aucun danger pour les moteurs.

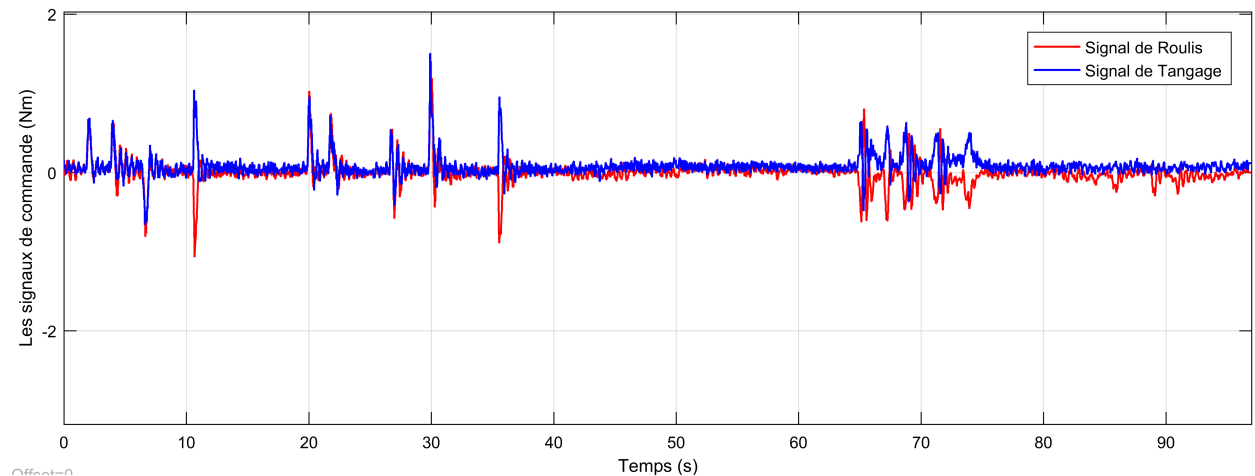


Figure 4.11: Les signaux expérimentaux de commande des angles ϕ et θ

Il peut être conclu que le contrôleur a réussi à maintenir la stabilité du Quadri-rotor. De plus, le contrôleur simple adaptatif a été confronté à un défi difficile, avec une référence de variable aléatoire donnée à la fois par la télécommande et directement par la manipulation du châssis. Un bon suivi des angles de roulis et de tangage a été obtenu, avec une erreur de suivi relativement faible. Une fois de plus, le contrôleur ne demande que des valeurs minimales pour atteindre l'objectif de minimiser l'erreur.

4.4 Conclusion

Le marché des véhicules aériens sans pilote connaît une croissance exponentielle, principalement en raison de l'expansion des applications civiles et du potentiel élevé de la robotique aérienne. Cependant, l'utilisation de drones commerciaux à des fins de recherche peut être difficile, car les chercheurs doivent développer leurs propres contrôleurs de vol pour accéder aux données sensorielles nécessaires et assurer un contrôle précis du drone.

Dans ce dernier chapitre, nous avons réalisé la partie expérimentale de notre simulation en utilisant le contrôleur simple adaptatif avec les mêmes paramètres que ceux appliqués dans la partie théorique. Nous avons ainsi validé les paramètres et la simulation du troisième chapitre. Grâce à cela, nous pouvons désormais utiliser le Quadri-rotor en toute confiance.

Conclusion Générale

Ce projet a permis d'entrer dans un domaine spécial et tendance dans la vie humaine, à savoir la robotique aérienne et plus précisément les drones (Quadri-rotor). Avec l'avancée technologique, il est désormais possible de concevoir et de construire des mini-drones en utilisant de nombreuses techniques et algorithmes spécifiquement dédiés à cette tâche. Le travail réalisé dans cette thèse s'inscrit dans le cadre de la recherche sur les meilleures techniques de commande visant à assurer la stabilité d'un Quadri-rotor.

Ce mémoire s'est concentré sur l'étude et la réalisation d'un drone Quadri-rotor. Le travail entrepris a commencé par une introduction générale sur les drones, puis s'est poursuivi par la présentation du modèle mathématique spécifique aux Quadri-rotors. Ensuite, nous avons abordé la partie théorique des contrôleurs PID et Adaptatif simple, et avons testé les deux commandes en présence de perturbations pour déterminer celle qui était la plus robuste. Nous avons appliqué la commande adaptatif simple sur un Quadri-rotor en utilisant des composants compatibles avec notre objectif.

Enfin, nous avons validé cette commande Adaptatif simple qui a donné des résultats incomparables avec les commandes traditionnellement utilisées dans ce domaine.

Bibliography

- [1] Derafa, L., Madani, T., & Benallegue, A. (2006, December). Dynamic modelling and experimental identification of four rotors helicopter parameters. In 2006 IEEE international conference on industrial technology (pp. 1834-1839). IEEE.
- [2] BERRAF, M., & BOUCHERIT, I. (2020). Etude et réalisation d'un drone Quadrirotor.
- [3] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Drone#D.C3.A9finition.%20Connect%C3%A9%20; %20derni%C3%A8re%20visite%20le%2002%20F%C3%A9vrier%202016>.
- [4] Mohamedi, F., & Saci, N. (2016). Simulation d'un drone sous MATLAB Cas d'étude: Quad-copter (Doctoral dissertation, Université A/Mira de Bejaia).
- [5] <https://www.studiosport.fr/guides/drones/de-quoi-est-compose-un-drone.html>
- [6] http://www.afcadillac.net/_serveurs/drone/composition_dun_drone.html
- [7] [https://www.studiosport.fr/drones-modelisme-controleurs-vol-c-30_415.html#:~:text=Le%20contr%C3%B4leur%20de%20vol%20est,GPS%20\(US%20FGLONASS\)](https://www.studiosport.fr/drones-modelisme-controleurs-vol-c-30_415.html#:~:text=Le%20contr%C3%B4leur%20de%20vol%20est,GPS%20(US%20FGLONASS)).
- [8] AbouSleiman, R., Korff, D., Gjioni, E., & Yang, H. C. (2008). The Oakland University Unmanned Aerial Quadrotor System. for the.
- [9] <https://zhenhe-co.com/fr/10-principaux-avantages-inconvenients-du-drone/>
- [10] <https://www.dronexperts.com/article/voici-les-7-plus-grands-avantages-a-integrer-les-drones-en-missions-de-sauvetage/>
- [11] https://www.researchgate.net/publication/330725759_Conception_Modelisation_et_Commande_d_un_UAV_de_type_Quadrirotor
- [12] Martinez Martinez, V. (2007). Modelling of the flight dynamics of a quadrotor helicopter.
- [13] HASSENI, S. E. I. (2020). Commande Robuste Non-linéaire d'un Quadrotor (Doctoral dissertation, Université Mohamed Khider–Biskra).
- [14] Khebbache, H. (2018). Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires: application système UAV de type quadrirotor (Doctoral dissertation).

- [15] Mustapha, A. (2016). Modélisation Et Commande D'Un Quadrirotor: Etude Comparative De La Commande Floue Et Pid (Doctoral dissertation, Université Mouloud Mammeri).
- [16] <https://di.univ-blida.dz/xmlui/handle/123456789/900>
- [17] https://www.researchgate.net/figure/Quadrotor-Architecture_fig1_241277365
- [18] Bresciani, T. (2008). Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter. MSc theses.
- [19] FRENOT, A., GOSSMANN, A., & GUILLERM, R. (2005). STABILISATION D'UN QUADRIROTOR.
- [20] Gribovskaya, E., Khansari-Zadeh, S. M., & Billard, A. (2011). Learning non-linear multivariate dynamics of motion in robotic manipulators. *The International Journal of Robotics Research*, 30(1), 80-117.
- [21] <https://wikimemoires.net/2021/02/domaines-application-mouvements-du-quadrotor/>
- [22] Høifødt, H. (2011). Dynamic modeling and simulation of robot manipulators: the Newton-Euler formulation (Master's thesis, Institutt for teknisk kybernetikk).
- [23] RAHMOUN Amel, R. A. I. S. (2019). Modélisation et Commande d'un Robot Volant- Étude et Réalisation.
- [24] Kheireddine, C., Yassine, A., Fawzi, S., & Khalil, M. (2022). A robust synergetic controller for Quadrotor obstacle avoidance using Bézier curve versus B-spline trajectory generation. *Intelligent Service Robotics*, 15(1), 143-152.
- [25] Ross, D., Deguine, E., & Camus, M. (2010). Asservissement par PID. *rose. eu. org*, 3.
- [26] Kaufman, H., Barkana, I., & Sobel, K. (2012). Direct adaptive control algorithms: theory and applications. Springer Science & Business Media.
- [27] Khalil, M. (2021). Multivariable Control of Not Almost Strictly Positive Real Systems (ASPR).
- [28] KARIM,G & FAYCAL,M (2022). Commande non linéaire d'un quadrotor en présence de perturbations: Théorie et résultats expérimentaux.
- [29] <https://di.univ-blida.dz/jspui/handle/123456789/4733?mode=full>
- [30] <https://espace.etsmtl.ca/id/eprint/2060/>
- [31] Anis, E. L. M. A. H. A. R. A. T., & Raouf, L. A. K. H. D. A. R. I. (2021). Conception et réalisation d'un mini drone (Doctoral dissertation, Faculté des Sciences et Technologies).

- [32] Oulhadj–Bouira, S. A. M. République Algérienne Démocratique et Populaire Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche.
- [33] Romeo, G., Frulla, G., & Cestino, E. (2007). Design of a high-altitude long-endurance solar-powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 221(2), 199-216.
- [34] <https://www.esprit-modele-rc.fr/recepteurs-graupner-c102x3963488>