

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



THESE

Présentée pour l'obtention du **grade de DOCTORAT 3^{ème} Cycle**

En : Automatique

Spécialité : Automatique

Par : Ismat MESLOULI

Sujet

Modélisation et commande d'un manipulateur aérien pour l'agriculture de précision

Soutenue publiquement, le 09 / 04 / 2026, devant le jury composé de :

M. HADJ ABDELKADER Amine	Professeur	Univ. Tlemcen	Président
Mme. Choukchou- Braham Amal	Professeur	Univ. Tlemcen	Directeur de thèse
M. Bensalah Choukri	MCA	Univ. Tlemcen	Co- Directeur de thèse
M. MOKHTARI Abdallah	Professeur	USTO, Oran	Examineur 1
Mme. BENMASOUR Souhila	MCA	Univ. Tlemcen	Examinatrice 2

NB : les membres du jury doivent être classés conformément au P.V d'autorisation de soutenance

Résumé

L'agriculture de précision fait face à des défis majeurs. Les drones (UAV) ont révolutionné la surveillance agricole, les approches passives par imagerie ne permettent pas l'interaction physique nécessaire aux diagnostics complexes. Cette thèse répond à ce défi en développant un système de manipulation aérienne interactif, composé d'un quadrirotor et d'un bras articulé à deux degrés de liberté.

Le travail débute par la stabilisation de la base flottante (quadrirotor) seule. Une modélisation complète et une commande PID validée expérimentalement posent les bases du système. L'étude évolue ensuite vers une modélisation basée sur les quaternions et la synthèse d'un contrôleur robuste par Backstepping capable de compenser les perturbations induites par le mouvement du bras ou les perturbations externes et validée sur un benchmark. En parallèle, des méthodologies de planification de trajectoires et de cartographie viennent compléter les capacités du drone pour les applications agricoles classiques.

La contribution majeure de cette thèse réside dans l'élaboration d'un modèle du manipulateur aérien, traitant le drone et son manipulateur comme un système unique fortement couplé. Pour garantir la précision de l'effecteur en vol, une méthode de cinématique inverse basée sur la programmation quadratique est développée afin de respecter les contraintes de la plateforme. Enfin, une stratégie de commande robuste par modes glissants (Super-Twisting) est déployée pour rejeter les incertitudes de modélisation et les perturbations agissant sur le système. Validée sous Matlab/Simulink.

Les perspectives de cette thèse incluent la validation expérimentale, l'extension à des manipulateurs multi-DDL ainsi que l'intégration de la vision par ordinateur. Ces avancées devraient contribuer à une agriculture plus durable, plus productive et plus intelligente.

Mots clés : Agriculture de Précision, quadrirotor, bras manipulateur, manipulation aérienne, cinématique inverse, QP, Euler Lagrange formalism, mode glissant, super-twisting.

Abstract

Precision agriculture faces significant challenges. While Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have revolutionized agricultural monitoring, passive imaging approaches lack the physical interaction capabilities required for complex diagnostics. This thesis addresses this gap by developing an interactive aerial manipulation system consisting of a quadrotor equipped with a two-degree-of-freedom (2-DOF) articulated arm.

The research begins with the stabilization of the floating base (the quadrotor) in isolation. A comprehensive mathematical model and an experimentally validated PID controller establish the system's foundation. The study then progresses toward quaternion-based modeling and the synthesis of a robust Backstepping controller, validated via benchmarking, to compensate for disturbances induced by arm movements and external factors. Concurrently, trajectory planning and mapping methodologies are developed to enhance the UAV's capabilities for standard agricultural applications.

The core contribution of this thesis is the development of a unified dynamic model for the aerial manipulator, treating the drone and its arm as a single, strongly coupled system. To ensure end-effector precision during flight, an inverse kinematics method based on quadratic programming is developed to satisfy the platform's mechanical constraints. Finally, a robust sliding mode control strategy (Super-Twisting algorithm) is deployed to reject modeling uncertainties and external disturbances. The approach is validated through Matlab/Simulink simulations.

Future perspectives include experimental validation, extension to multi-DOF manipulators, and the integration of computer vision. These advancements aim to contribute to a more sustainable, productive, and intelligent agricultural sector.

Keywords : Precision Agriculture, quadcopter, robotic arm, aerial manipulation, Inverse kinematics, QP, Euler Lagrange formalism, Sliding mode, super-twisting.

Remerciements

- Avant tout, je tiens à exprimer ma profonde gratitude envers ALLAH le Tout-Puissant pour m'avoir guidé et accordé la force, la patience et la persévérance nécessaires pour accomplir cette thèse.
- Je présente mes sincères remerciements à ma directrice de thèse Mme CHOUK-CHOU BRAHAM Amal pour sa confiance, ses encouragements son soutien indéfectible et constant tout au long de ce travail de recherche ainsi qu'à mon cher encadrant M. BENSALAH Choukri pour ses conseils avisés, son encadrement scientifique rigoureux. Leurs retours constructifs ont été déterminants dans la réalisation de cette thèse.
- Je tiens à exprimer ma profonde gratitude aux membres du jury, en particulier au président et aux examinateurs, pour l'honneur qu'ils me font en acceptant d'évaluer ce travail. Le temps consacré à la lecture, l'analyse et la discussion de cette thèse, ainsi que la pertinence de leurs remarques, constituent pour moi une source précieuse d'enrichissement scientifique et personnel.
- Je souhaite également remercier le laboratoire D'Automatique de Tlemcen ainsi que son directeur M. HADJ ABDELKADER Amine pour les moyens matériels, scientifiques et humains mis à ma disposition, ainsi que pour l'environnement de recherche stimulant qui a permis la réalisation de ces travaux.
- Je tiens à exprimer toute mon affection et ma gratitude à mes parents pour leur amour inconditionnel, leurs sacrifices, et leur confiance inébranlable. Vos prières et vos douâas m'ont porté à chaque étape de ce parcours. Une mention toute spéciale à ma mère, qui a toujours cru en moi, qui m'a soutenu avec une tendresse et une force inébranlable, et dont l'amour maternel a été mon plus grand réconfort aux moments les plus difficiles. Maman, cette thèse est aussi la tienne.
- Je remercie mon épouse pour sa patience, son écoute, son encouragement, sa compréhension et son soutien indéfectible durant ces années d'étude. Ta présence à mes côtés a été une source de motivation constante qui a participé grandement à l'accomplissement de cette thèse.
- Mes remerciements vont également à mes deux sœurs pour leur affection et leur encouragement, ainsi qu'à toute ma belle-famille pour leur bienveillance et leur soutien.
- Enfin, j'exprime ma gratitude à tous ceux qui, de près ou de loin, ont contribué à la réussite de ce travail, que ce soit par leurs conseils, leurs critiques constructives, ou simplement par leur présence et leur soutien bienveillant.
- À tous, un grand merci du fond du cœur.

Publications

Conférences Internationales

1. Meslouli, I., Choukchou-Braham, A., Bensalah, C., & Cherki, B. (2018, March). A general idea on how to use drones for oil & Gas exploitation by saving time and money. In 2018 8th edition of NAPEC (North Africa Petroleum Exhibition & Conférence), Oran
2. Meslouli, I., Mesli, R., Kahouadji, M., Choukchou-Braham, A., & Cherki, B. (2018, October). Quadrotor design procedure and PID control for outdoor free flight. In 2018 International conference on electrical sciences and technologies in maghreb (CISTEM) (pp. 1-6). IEEE.
3. Meslouli, I., Kahouadji, M., Choukchou-Braham, A., Bensalah, C., Mokhtari, M. R., & Cherki, B. (2018, October). Experimental validation of quaternion based integral backstepping design for attitude tracking. In 2018 6th International Conference on Control Engineering & Information Technology (CEIT) (pp. 1-6). IEEE.
4. Meslouli, I., Cherigui, N., Sedini, C., Choukchou-Braham, A., & Cherki, B. (2019, September). Quadrotor Based Arduino Design Using PID Control. In 2019 International Conference on Applied Automation and Industrial Diagnostics (ICAAID) (Vol. 1, pp. 1-6). IEEE.
5. Kahouadji, M., Braham, A. C., Meslouli, I., Mokhtari, M. R., & Cherki, B. (2018, October). Robust attitude control based on continuous differentiator and adaptive super twisting for 3 DOF quadrotor. In 2018 6th International Conference on Control Engineering & Information Technology (CEIT) (pp. 1-6). IEEE.
6. Meslouli, I., Brahim, C., Dali-Yahia, M., Choukchou-Braham, A., & Cherki, B. (2022 May) UAV Autonomous Flight for crop Monitoring based on NDVI and VARI Maps Generation. In 2022, 19th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices (SSD), Setif,

Articles de Journaux

1. Meslouli, I., Bensalah, C., Choukchou-Braham, A., & Cherki, B. Inverse Kinematics via Acceleration-Level Quadratic Programming and Sliding Mode Control of an Aerial Manipulator for Crop Sampling. Journal of Robot and Control (JRC),

Table des matières

Table des matières	v
Table des figures	vii
Liste des tableaux	ix
1 l’Agriculture de Précision et les drones dans l’AP	5
1.1 Introduction	5
1.2 Technologies de l’Agriculture de Précision	6
1.2.1 Traitement des Données Satellitaires	7
1.2.2 GPS	7
1.2.3 SIG (GIS)	7
1.2.4 Technologie à Taux Variable (VRT)	8
1.2.5 Drones (UAV) et Télédétection	9
1.2.5.1 Tâches passives des drones	9
1.2.5.2 Manipulation Aérienne (Tâches Actives)	11
1.2.5.3 Modélisation et Contrôle des Quadrirotors	12
1.2.5.4 Modélisation et Contrôle des Manipulateurs Aériens	13
2 Modélisation et Commande Classique d’un Quadrirotor pour la Cartographie Agricole	15
2.1 Introduction	15
2.2 Sélection des composants et identification des paramètres	15
2.2.1 Sélection des composants	16
2.2.2 Identification des paramètres	17
2.3 Modélisation du quadrirotor selon le formalisme d’Euler lagrange	19
2.4 Commande PID et résultats de simulation	21
2.5 Résultats et discussions	23
2.5.1 Résultats de simulation	23
2.5.2 Résultats expérimentaux	26
2.6 Application Pratique : Système de Surveillance à Faible Coût	28
3 Modélisation et Commande Avancée du Quadrirotor	33
3.1 Introduction	33
3.2 Modélisation du quadrirotor selon les quaternions	34
3.3 Commande par backstepping et résultats de simulation	36
3.3.1 Synthèse backstepping classique pour le suivi d’attitude	36
3.3.2 Synthèse backstepping intégral pour le suivi d’attitude	38
3.4 Résultats et discussions	39
3.4.1 Résultats de la simulation	39
3.4.2 Validation expérimentale	46

4	Modélisation et Commande du Manipulateur Aérien	53
4.1	Introduction	53
4.2	Modèle géométrique et cinématique directe	54
4.3	Cinématique inverse par QP	59
4.4	Modélisation et contrôle dynamique de l'UAM	62
4.4.1	Modélisation dynamique	62
4.4.2	Contrôle par mode glissant-Super Twisting	64
4.4.2.1	Mode glissant classique :	64
4.4.2.2	Mode glissant basé Super-Twisting :	66
4.4.3	Dynamique de l'erreur et surface de glissement	67
4.4.4	Synthèse de la loi de commande	68
4.4.5	Analyse de Stabilité de Lyapunov	69
4.5	Résultats et discussions	71
4.5.1	Résultats de la cinématique (directe et indirecte) de l'UAM . .	71
4.5.2	Résultats de la dynamique de l'UAM	73
	Bibliographie	79

Table des figures

1.2.1	Évolution de l'agriculture	7
1.2.2	Système d'Information Géographique	8
1.2.3	Tracteur intelligent utilisé dans la technologie VRT	8
1.2.4	Cartographie par drone	9
1.2.5	Indice de végétation normalisé NDVI	10
1.2.6	Géoréférencement	11
1.2.7	Manipulateur Aérien	12
2.2.1	Configuration eCalc	16
2.2.2	Sélection des composants	17
2.4.1	Schéma de commande	22
2.5.1	Position du quadrirotor (P_b)	24
2.5.2	Orientation du quadrirotor (Φ_b)	25
2.5.3	Quadrirotor opérationnel	26
2.5.4	Vol libre du quadrirotor	27
2.5.5	Trajectoires de ϕ	27
2.5.6	Trajectoires de θ	28
2.5.7	Trajectoires de ψ	28
2.6.1	Quadrotor développé pour la surveillance des cultures	30
2.6.2	Planification de la trajectoire de vol avec waypoints	31
2.6.3	Carte de l'indice VARI générée pour l'analyse de santé des cultures	32
3.2.1	Système de coordonnées	34
3.4.1	Schéma de simulation pour les commandes CB et IB basées sur les quaternions	40
3.4.2	Réponses de stabilisation des angles d'Euler pour les commandes CB	41
3.4.3	Réponses de stabilisation des angles d'Euler pour les commandes CB	42
3.4.4	Réponses de suivi d'attitude (angles d'Euler) pour les commandes CB	43
3.4.5	Réponses de suivi d'attitude (angles d'Euler) pour les commandes CB	44
3.4.6	Réponses de robustesse (angles d'Euler) pour les commandes CB .	45
3.4.7	Réponses de robustesse (angles d'Euler) pour les commandes CB .	45
3.4.8	Schéma de la plate-forme expérimentale temps réel	46
3.4.9	Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de stabilisation avec la commande CB	48
3.4.10	Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de suivi avec la commande CB	48
3.4.11	Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de robustesse avec la commande CB	49

3.4.12	Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de stabilisation avec la commande IB	50
3.4.13	Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de suivi avec la commande IB	51
3.4.14	Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de robustesse avec la commande IB	52
4.2.1	Schéma du système UAM : quadrirotor avec bras robotique 2-DOF et repères de référence	54
4.4.1	Schéma bloc de la stratégie de commande proposée pour l’UAM (cinématique inverse + contrôle robuste).	67
4.5.1	Positions de l’effecteur final	71
4.5.2	Positions du quadrirotor et du bras robotique	72
4.5.3	Comparaison de trois variantes de commande SMC sur l’UAM : SMC lissé (arctan, vert), SMC classique (signe, rouge) et SMC super-twisting (bleu).	74
4.5.4	Réponses en couple des actionneurs de l’UAM pour les trois variantes de SMC (saturation arctan, signe, super-twisting).	75

Liste des tableaux

1.1	Taxonomie des indices de végétation.	10
2.1	Tableau paramétrique du quadrirotor	23
2.2	Composants principaux du système UAV.	29
3.1	Paramètres de la plateforme Quanser 3-DOF Hover	40
4.1	Paramètres de Denavit-Hartenberg pour le bras robotique 2-DOF .	55
4.2	Paramètres de simulation	73

Introduction

L'agriculture mondiale fait face à une double pression majeure : nourrir une population en forte croissance tout en limitant l'empreinte environnementale des pratiques agricoles. D'après les projections, la population mondiale devrait doubler d'ici les trente prochaines années, ce qui accentue les défis en termes de production durable. L'augmentation de la demande alimentaire, la raréfaction des ressources en eau, la dégradation des sols, ainsi que la propagation rapide de nouvelles maladies et ravageurs imposent une transformation profonde des systèmes de production. Dans ce contexte, l'agriculture de précision s'est imposée comme un paradigme clé pour optimiser l'utilisation des intrants, améliorer la productivité et réduire l'impact environnemental grâce à une gestion fine, spatialisée et temporelle des cultures [1]. Historiquement, l'agriculture de précision s'est principalement appuyée sur des technologies telles que les systèmes de positionnement global (GPS), les systèmes d'information géographique (SIG), la télédétection satellitaire et les plateformes terrestres instrumentées. Ces outils ont permis de cartographier l'hétérogénéité de la parcelle, d'ajuster les doses d'engrais et de produits phytosanitaires et de suivre l'état des cultures. Néanmoins, ces solutions présentent des limites importantes : précision métrique parfois insuffisante pour des cultures à forte densité ou des petites parcelles [2], coûts élevés des équipements, dépendance vis-à-vis d'images satellitaires souvent coûteuses ou obsolètes [1, 3], et manque de réactivité pouvant conduire à des décisions tardives ou inadaptées [4].

Les véhicules aériens sans pilote (UAV, *Unmanned Aerial Vehicles*) se sont imposés au cours des deux dernières décennies comme une solution prometteuse en agriculture de précision pour surmonter les limitations des technologies conventionnelles [4, 5, 6]. Les UAV offrent en effet des avantages significatifs en termes de Résolution (centimétrique vs. décimétrique pour le satellite)[4], de réactivité, de manœuvrabilité dans les terrains complexes, de portabilité et faible coût d'exploitation comparés aux solutions terrestres lourdes et une flexibilité temporelle (déploiement à la demande) . Durant la première phase de leur adoption, les UAV ont révolutionné le marché agricole grâce à leur stabilité et manœuvrabilité ainsi que le diagnostic des maladies des cultures, la détection des carences en nutriments et la cartographie des rendements. Cependant, les limites de cette approche passive sont devenues évidentes dans les applications où une interaction physique avec les plants est nécessaire. Par exemple, certaines maladies graves comme le verdissement des agrumes ou la phytoplamose du palmier-dattier nécessitent des prélèvements d'échantillons pour une analyse ex-situ en laboratoire. Le prélèvement manuel est inefficace, coûteux en temps et sujet à des erreurs d'identification et de localisation.

Pour passer du diagnostic à l'action, ou pour affiner un diagnostic par prélèvement, une interaction physique est nécessaire. C'est ici qu'intervient le concept de **Manipulateur Aérien Sans Pilote (UAM - Unmanned Aerial Manipulator)**. Il s'agit d'un drone, généralement à voilure tournante pour sa capacité de vol stationnaire, équipé d'un ou plusieurs bras robotiques. Ce système

hybride combine la mobilité tridimensionnelle quasi-illimitée du drone avec la dextérité et la capacité d'interaction locale du bras manipulateur [7, 8]. Les applications des UAM en agriculture incluent :

- **Prélèvement d'échantillons** : Collecte de feuilles, de fruits ou de sol pour analyse en laboratoire (détection précoce de maladies, analyse nutritionnelle).
- **Pose de capteurs** : Installation de capteurs IoT (humidité, température) directement dans la canopée ou le sol, dans des zones difficiles d'accès.
- **Intervention ciblée** : Application ultra-localisée de traitements (pulvérisation spot), pollinisation artificielle, ou taille sélective.
- **Récolte sélective** : Cueillette de fruits à haute valeur ajoutée dans des zones inaccessibles aux machines terrestres.

La conception et le contrôle d'un manipulateur aérien soulèvent des défis scientifiques et technologiques majeurs qui justifient des investigations approfondies [9] .

- Un quadrirotor, par exemple, possède 4 actionneurs (rotors) pour contrôler 6 degrés de liberté (position et orientation). Il est donc sous-actionné [10, 11]. L'ajout d'un bras ajoute des degrés de liberté mais complexifie la dynamique. Le système complet doit être contrôlé de manière coordonnée pour garantir la stabilité globale et la précision de la tâche.
- Le problème de cinématique inverse devient complexe lorsque l'on fusionne les degrés de liberté du quadrirotor (6 DOF) et du manipulateur (n DOF). Pour un système quadrirotor + bras 2-DOF, le système total possède 8 degrés de liberté. Cette redondance cinématique offre de la flexibilité pour satisfaire des objectifs multiples (suivi de l'effecteur final, évitement de collisions, stabilisation de l'orientation), mais elle complique la résolution du problème de cinématique inverse.
- Le défi principal réside dans le fort couplage dynamique entre la base flottante (le drone) et le manipulateur. Contrairement à un robot industriel fixé au sol, la base d'un UAM est mobile et instable. Tout mouvement du bras génère des forces et des couples de réaction qui perturbent l'attitude et la position du drone. Réciproquement, les mouvements du drone pour maintenir sa position induisent des forces d'inertie sur le bras, affectant la précision de l'effecteur.
- Le sous-actionnement du quadrirotor, combinée aux incertitudes de modèle, aux perturbations externes (vent) et au couplage dynamique, exige des stratégies de contrôle sophistiquées garantissant la robustesse, la stabilité et la convergence en temps fini. Les approches classiques de type PID montrent vite leurs limites dans ce contexte [12, 13], d'où l'essor de méthodes de commande robustes telles que le mode glissant [14, 15].
- Le système est soumis à des contraintes physiques et mécaniques qui doit les respecter simultanément comme : les limites de butées articulaires, l'évitement d'auto-collision entre le bras et la base du quadrirotor et les limitations d'orientation du véhicule aérien pour maintenir la stabilité.

La problématique centrale de cette thèse peut donc se formuler ainsi : *Comment modéliser et contrôler un système drone-manipulateur de manière robuste et précise pour permettre des interventions aériennes en agriculture, malgré le couplage dynamique, le sous-actionnement et les perturbations ?*

L'objectif général est de développer un cadre théorique et méthodologique pour la modélisation et la commande d'un manipulateur aérien dédié à l'agriculture de précision. Cet objectif se décline en plusieurs sous-objectifs :

- **Conception, modélisation et contrôle complet du quadrirotor** : Une conception basée sur un choix judicieux des composants du véhicule qui servira comme plateforme de validation expérimentale. Ensuite, une formulation dynamique basée sur les angles d'Euler, intégrant les forces propulsives, les inerties, les effets gyroscopiques ainsi que les non-linéarités propres au vol et enfin une commande PID est développée pour stabiliser le véhicule et validée expérimentalement.
- **Modélisation robuste basée sur les quaternions** : Une modélisation fondée sur les quaternions afin d'éliminer les singularités associées aux angles d'Euler et traiter l'effet du mouvement du bras manipulateur agissant comme une perturbation externe sur le quadrirotor. Cette approche permet la synthèse d'un contrôleur robuste par Backstepping et est validée expérimentalement via un banc de test.
- **Résolution du problème de cinématique inverse** : Une modélisation géométrique, cinématique directe et inverse accompagnées d'une méthode basée sur la programmation quadratique pour déterminer la pose du drone ainsi que les angles articulaires nécessaires pour atteindre un objectif tout en minimisant l'erreur de trajectoire et en respectant les contraintes mécaniques.
- **Modèle dynamique intégré du système quadrirotor--manipulateur** : Une modélisation complète du système couplé est établie, intégrant simultanément la dynamique du quadrirotor et celle du manipulateur. Ce modèle capture les interactions, les transferts de moment cinétique et les perturbations internes générées par le système couplé, constituant la base de la synthèse de lois de commande robustes.
- **Synthèse d'une stratégie de commande dynamique robuste** : Un contrôleur en mode glissant basé sur l'algorithme super-twisting est développé pour assurer la stabilité, améliorer les performances dynamiques et rejeter efficacement les perturbations internes et externes. Cette contribution est validée sous Matlab/Simulink qui confirme la faisabilité de l'approche proposée. Les perspectives incluent la validation expérimentale, l'extension à des manipulateurs multi-DOF, l'intégration de la vision par ordinateur et l'exploitation de l'apprentissage automatique pour l'identification automatisée des cibles.

Ce rapport de thèse est organisé comme suit :

Chapitre 1 (le présent) pose le contexte, la problématique et les objectifs de la thèse.

Chapitre 2 présente un état de l'art complet sur l'agriculture de précision, ses technologies fondamentales, l'utilisation des UAV et l'évolution récente vers l'intégration de manipulateurs aériens.

Chapitre 3 développe la modélisation classique à base des angles d'Euler et le contrôle conventionnel du quadrirotor avec une application dans l'Agriculture de Précision basée sur une plateforme à faible coût.

Chapitre 4 présente la modélisation basée sur les quaternions qui permet de résoudre les verrous de la modélisation classique et une commande robuste via le backstepping pour démontrer le rejet des perturbations externes.

Chapitre 5 détaille la modélisation géométrique, cinématique et de cinématique inverse du manipulateur aérien, en mettant l'accent sur la formulation QP au niveau de l'accélération et présente la modélisation dynamique du système ainsi que la synthèse du contrôleur par mode glissant basée sur le super-twisting.

Enfin, le **Chapitre 6** conclut le rapport en synthétisant les contributions scientifiques, en discutant des limitations et en proposant des perspectives futures.

Chapitre 1

l’Agriculture de Précision et les drones dans l’AP

1.1 Introduction

La dégradation de l’environnement, la croissance démographique qui devrait doubler d’ici 2050, les changements géologiques et climatiques, ainsi que les maladies liées à l’utilisation excessive d’intrants chimiques ont incité le monde à déployer des efforts considérables pour développer des solutions plus innovantes dans ce domaine, poussant l’agriculture à augmenter sa production de 70% afin de répondre aux besoins alimentaires [16]. L’agriculture a évolué de multiples façons, commençant par la mécanisation du secteur à travers l’invention des machines de labour et des systèmes d’irrigation, l’utilisation de produits agrochimiques et l’amélioration de la génétique des cultures. De plus, l’efficacité de la production et la conservation de l’environnement sont liées à l’application opportune et équitable des divers intrants agricoles là où des variations existent dans les champs. Ainsi, toute technique contribuant à augmenter la production agricole tout en favorisant un environnement plus sain pour les humains profitera à la société ; nous nous dirigeons vers l’Agriculture de Précision (AP) [17]. L’émergence de l’AP a démontré sa capacité à prévenir les dommages aux cultures, à préserver les ressources naturelles et à augmenter la productivité. Il s’agit de l’application de techniques et de l’utilisation de capteurs géospatiaux permettant l’analyse, la collecte et le traitement des données, la cartographie de la variabilité des parcelles, la prise de décision et la gestion du site [18].

L’AP a prouvé sa puissance et son efficacité dans la détection des maladies à l’aide de l’imagerie multispectrale provenant de systèmes aériens sans pilote, comme la rouille du myrte [19], la ramulariose du coton [20] et la maladie des feuilles blanches (WLD) de la canne à sucre [21]. L’article de revue [22] discute de l’importance de la détection des maladies chez les plantes, se concentrant particulièrement sur la détection de la tavelure dans les fruits de la famille des Rosacées à l’aide de l’imagerie par drone (UAV) et de l’intelligence artificielle (IA), et l’article [23] passe en revue l’utilisation des drones pour la surveillance des stress végétaux en agriculture, soulignant la complémentarité des divers capteurs d’imagerie. Les défis liés à l’interprétation des données végétales et environnementales sont discutés, et le potentiel d’intégration de multiples sources de données est mis en évidence.

L’agriculture de précision a émergé, initialement, sur la base de données satellitaires provenant du GPS (Global Positioning System) et de bases de données agricoles. Ces données sont traitées pour fournir des informations sur les conditions du sol et de la végétation, les données météorologiques et toute autre information caractérisant le champ agricole. Ensuite, le SIG (Système d’Information Géographique) fournit

une carte multicouche, chaque couche montrant le rendement, les précipitations, les cultures, les niveaux de nutriments du sol et les ravageurs, ainsi que diverses informations relatives aux caractéristiques spécifiques de la parcelle. Les informations dérivées de ces traitements permettent aux agriculteurs de localiser les variations exactes des caractéristiques du champ pour faciliter l'application du traitement. Une carte pourrait être produite et transmise à l'agriculteur ou au véhicule chargé de l'intervention pour mettre en œuvre les opérations de traitement nécessaires [24]. Par la suite est venue la Technologie à Taux Variable (VRT), qui est la technologie la plus utilisée aujourd'hui. Grâce à son véhicule équipé d'un système de traitement embarqué, elle peut gérer des milliers d'hectares de champs agricoles avec une plus grande précision. Son concept repose sur l'application de différentes doses d'intrants agricoles à différents endroits d'un champ de la même culture. En fonction des informations sur les conditions du site et de la carte prescrite par le SIG, la dose peut être réglée manuellement par l'agriculteur ou automatiquement par un ordinateur équipé d'un GPS. L'analyse et l'application peuvent également être effectuées en temps réel à partir de capteurs embarqués sur le véhicule agricole, qui analyseront et ordonneront au système de pulvériser et de contrôler le processus d'application des pesticides et herbicides au bon taux, au bon moment et au bon endroit [24, 25].

De nos jours, il existe un nouveau concept en AP qui est le concept d'« applications actives », soulignant que les drones ne sont pas simplement des collecteurs de données passifs. Ils peuvent interagir activement avec l'environnement agricole, représentant une nouvelle frontière dans l'agriculture de précision. Cette interaction implique que les « Manipulateurs Aériens » (Unmanned Aerial Manipulators) ont le potentiel d'effectuer des tâches telles que la pulvérisation ciblée, la plantation, ou même la récolte autonome, améliorant encore l'efficacité et l'automatisation des pratiques agricoles [26]. Dans les cas où les données à distance seules sont insuffisantes, des échantillons collectés par un drone équipé d'un bras robotique ou d'un câble peuvent être examinés plus avant dans un environnement contrôlé et seront emmenés au laboratoire pour une analyse plus approfondie [27]. De plus, des capteurs environnementaux et des pièges à insectes peuvent être déployés pour recueillir des informations supplémentaires, offrant une vue holistique de l'écosystème agricole [28].

1.2 Technologies de l'Agriculture de Précision

L'agriculture de précision est un concept qui vise à optimiser l'utilisation des ressources agricoles en tenant compte des variations intra-parcellaires. Elle repose sur l'analyse et la gestion de ces variations. L'objectif est d'adapter les pratiques agricoles, telles que le travail du sol, la fertilisation, les semis et les traitements phytosanitaires, de manière plus précise et ciblée, afin de maximiser les rendements, réduire les coûts, minimiser l'impact environnemental et optimiser la gestion des intrants agricoles. L'agriculture de précision s'appuie sur l'utilisation de technologies telles que le GPS, le SIG, la VRT et tout système de télédétection pour collecter des données sur les sols, les cultures et les rendements, et les utiliser pour prendre des décisions de gestion agricole éclairées et personnalisées.

La figure 1.2.1 présente l'évolution de l'agriculture à travers le temps.

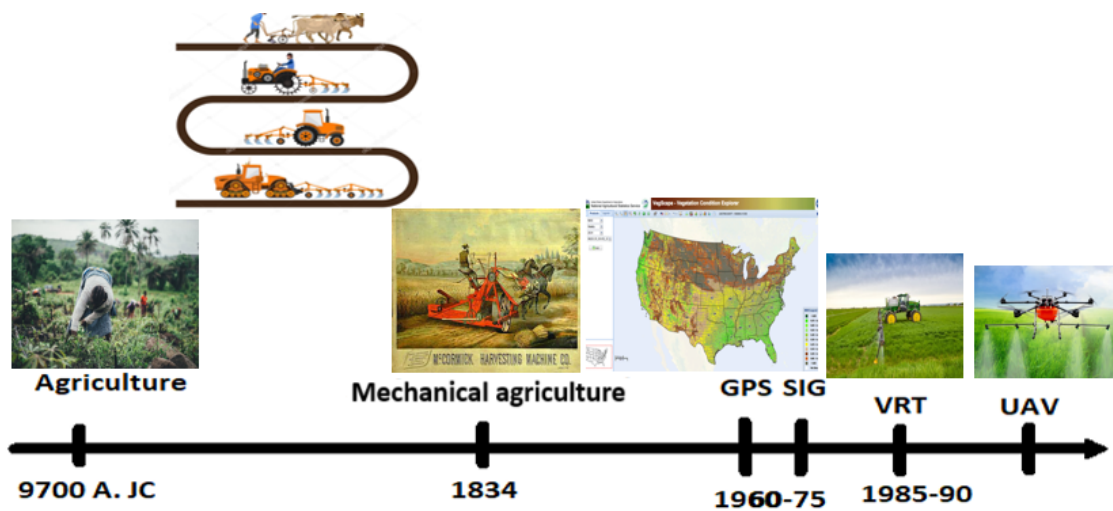


FIGURE 1.2.1 : Évolution de l'agriculture

1.2.1 Traitement des Données Satellitaires

Le concept des Systèmes d'Agriculture de Précision (PFS), qui se concentre sur l'utilisation de la reconnaissance spatiale et de la variabilité temporelle dans la production végétale pour optimiser les pratiques agricoles, a démontré les avantages de la réduction des coûts de production et de l'impact environnemental grâce à l'application précise de produits agrochimiques et à l'utilisation des technologies GPS et SIG pour la collecte de données et la prise de décision [24].

1.2.2 GPS

Le GPS est une technologie de positionnement global sophistiquée basée sur les coordonnées de latitude, longitude et élévation. Ce système fournit des informations inestimables aidant les agriculteurs à identifier les types de sol, la prévalence des ravageurs, les invasions de mauvaises herbes et les points d'eau [29, 30]. Le GPS facilite de nombreuses opérations agricoles, fournissant des données sur les caractéristiques du sol et la différenciation des couleurs pour comprendre les populations de plantes et les pénuries d'eau potentielles [24]. Cependant, la qualité du récepteur GPS peut varier, pouvant entraîner des erreurs de précision allant de quelques mètres à dix mètres. Cette imprécision peut être critique pour l'agriculture de précision, où une cartographie exacte de la zone est essentielle pour le traitement [17].

1.2.3 SIG (GIS)

Ce système implique un ensemble sophistiqué comprenant du matériel dédié, des logiciels et des procédures conçus pour faciliter la collecte, le stockage et l'analyse des attributs et des données de localisation pour la production de cartes. La Figure 1.2.2 montre un exemple de carte multicouche basée sur un SIG [31]. Cette technologie combine habilement les données collectées par imagerie satellitaire avec des logiciels dédiés au traitement d'images.

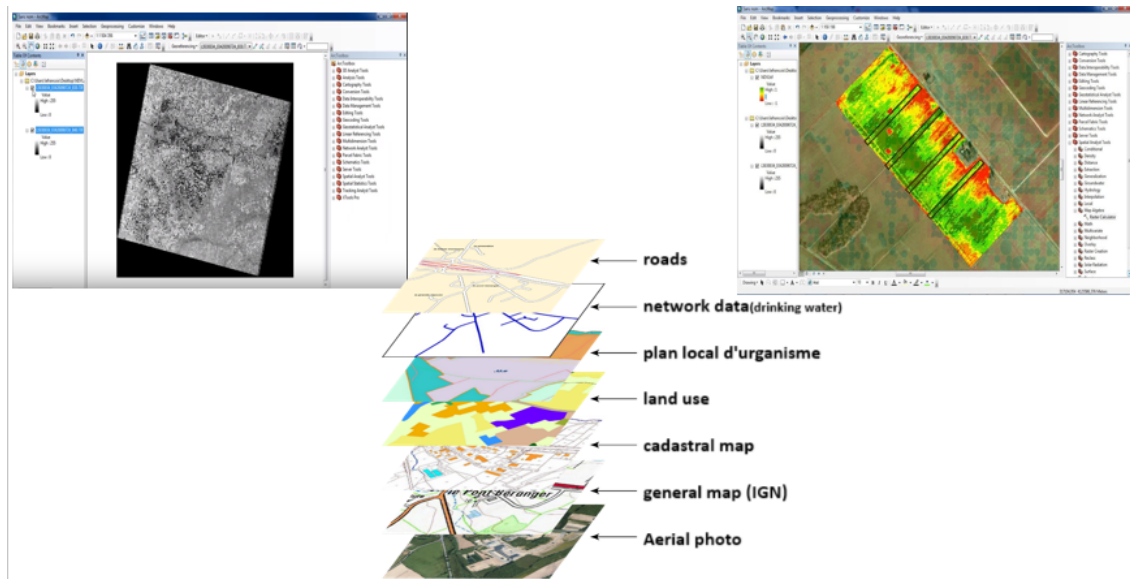


FIGURE 1.2.2 : Système d'Information Géographique

1.2.4 Technologie à Taux Variable (VRT)

La Technologie à Taux Variable (VRT) a remplacé le traitement des données satellitaires et est la solution la plus largement utilisée. Grâce à son véhicule (tracteur) équipé d'un système de traitement embarqué, elle peut gérer des milliers d'hectares de champs agricoles avec une plus grande précision. Son concept repose sur l'application de différents intrants agricoles à différents endroits dans un même champ de culture. L'analyse et l'application peuvent également être effectuées en temps réel à partir de capteurs à bord du véhicule agricole (voir Figure 1.2.3).

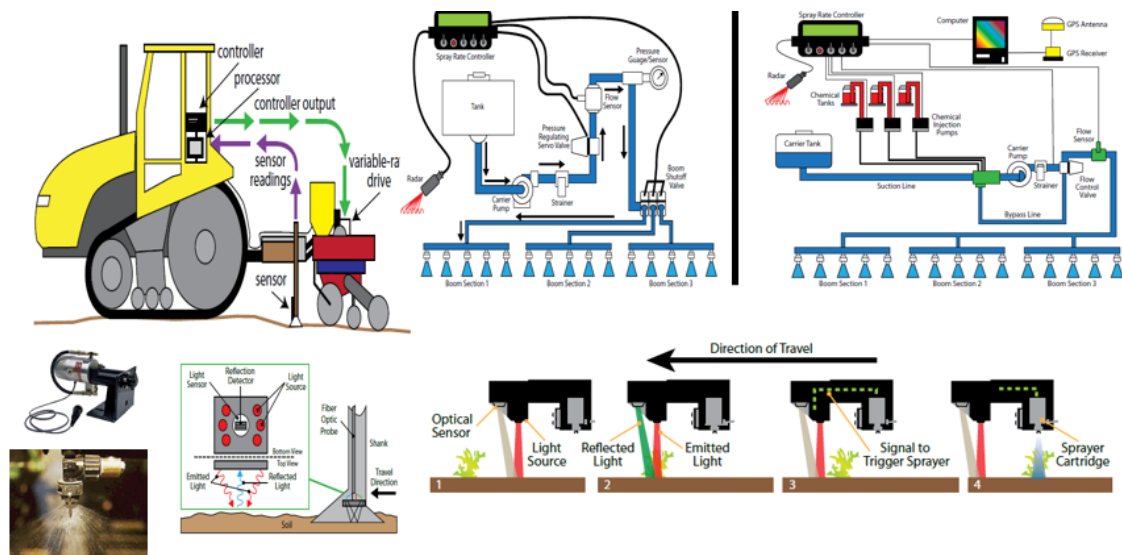


FIGURE 1.2.3 : Tracteur intelligent utilisé dans la technologie VRT

Cependant, le véhicule utilisé en VRT est coûteux et difficile à manœuvrer sur les collines en raison des pentes ou en arboriculture en raison de l'espace entre les rangées.

D'autres inconvénients incluent les zones inutilisées en raison de la trajectoire du tracteur et l'écrasement du sol par le véhicule.

1.2.5 Drones (UAV) et Télédétection

Les Véhicules Aériens sans Pilote (UAV) ont émergé comme des outils inestimables pour les applications d'agriculture de précision. Le drone est capable d'effectuer une mission plus ou moins de manière autonome et peut surmonter les problèmes rencontrés par le tracteur intelligent. Il peut être équipé d'un système de traitement d'images, par exemple multispectral et infrarouge, dédié à l'agriculture de précision. La croissance des cultures, la santé des plantes et l'état du sol peuvent être détectés par des variations dans les réponses spectrales du système de télédétection.

1.2.5.1 Tâches passives des drones

L'utilisation des drones dans les zones publiques est souvent associée à des applications passives basées sur la télédétection et les systèmes de vision aérienne pour aider les agriculteurs à mieux gérer leurs terres agricoles. Ces applications indiquent les besoins des plantes tels que le stress hydrique, l'humidité et les niveaux variables d'azote et de chlorophylle au sein de la végétation [28]. Cependant, les drones basés sur la télédétection ne peuvent être utilisés que pour des applications passives et ne peuvent pas interagir et opérer sur le terrain.

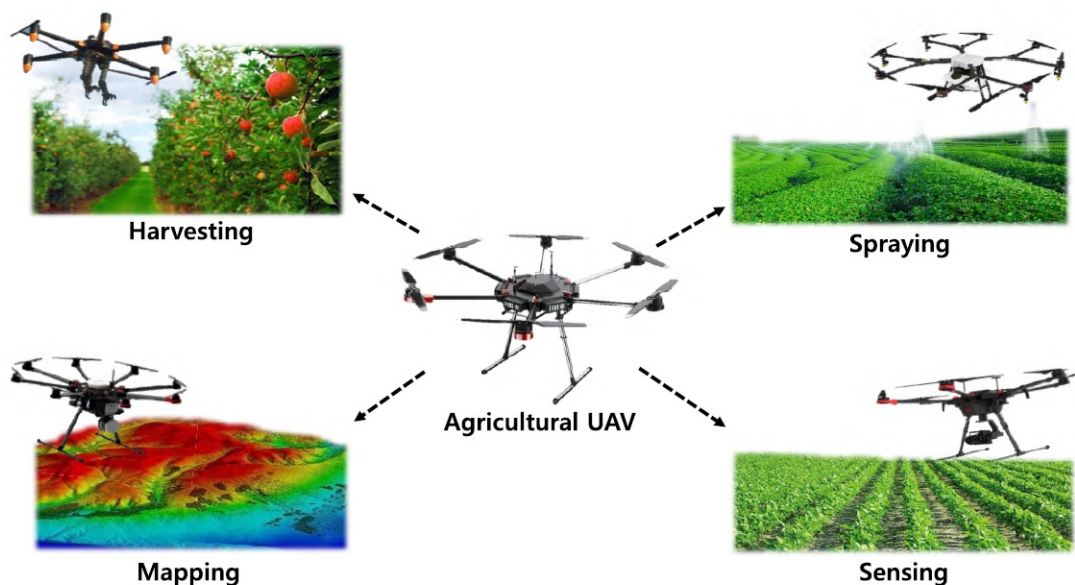


FIGURE 1.2.4 : Cartographie par drone

La télédétection par drone a suscité une attention considérable ces dernières années. La flexibilité d'équiper les drones de divers capteurs, y compris optiques, infrarouges et LiDAR, en a fait des plateformes essentielles pour les observations de télédétection.

Les indices de végétation tels que le NDVI (Normalized Difference Vegetation Index) sont des outils essentiels de télédétection pour évaluer la santé et la vigueur de la végétation. Le NDVI se distingue par sa sensibilité à la présence de végétation

TABLE 1.1 : Taxonomie des indices de végétation.

Indice	Description	Utilité
Capteur thermique	indice de stress hydrique indice de conductance stomatique	Détection du stress hydrique (eau insuffisante)
Capteur spectral	GNDVI	Estimation LAI, Stress hydrique Concentration d'azote
	NDVI	Estimation LAI, Stress hydrique
	VARI	Estimation LAI basée sur RGB

sur de vastes zones. L'équation du NDVI est la suivante :

$$NDVI = \frac{NIR - R}{NIR + R} \quad -1 < NDVI < 1 \quad (1.2.1)$$

où R et NIR désignent respectivement les valeurs de réflectance dans les canaux rouge et proche infrarouge.

Si l'indice de végétation est d'environ 0,7, la plante est considérée comme saine ; en revanche, la plante peut être dans un état de stress si l'indice est inférieur à 0,7 (Figure 1.2.5).

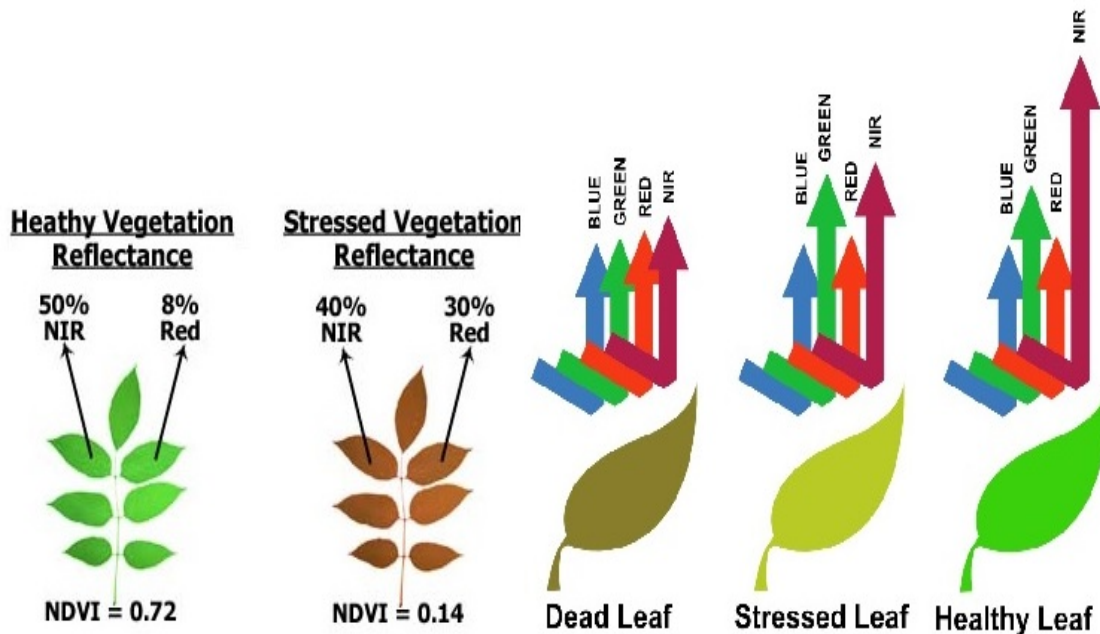


FIGURE 1.2.5 : Indice de végétation normalisé NDVI

Le tableau 1.1 présente une taxonomie des indices de végétation.

La recherche en agriculture de précision met en évidence le potentiel transformateur de l'intelligence artificielle (IA) et des drones. Diverses études démontrent son rôle dans l'amélioration des opérations agricoles. Par exemple, [32] discute de plus de 70 études récentes utilisant l'apprentissage automatique avec l'imagerie par drone. Des modèles d'apprentissage profond comme U-Net, YOLOv3 et ViT ont démontré des performances supérieures pour la détection et la classification.

Le succès d'un scan de champ agricole repose sur une multitude de facteurs interconnectés. Cela commence par la définition claire des objectifs et la sélection

d'un indice de végétation approprié. Ensuite, l'optimisation de la trajectoire du drone est primordiale [33, 34]. Une fois les images acquises, le post-traitement est essentiel pour corriger les distorsions (orthorectification) et assurer un géoréférencement précis (Figure 1.2.6).

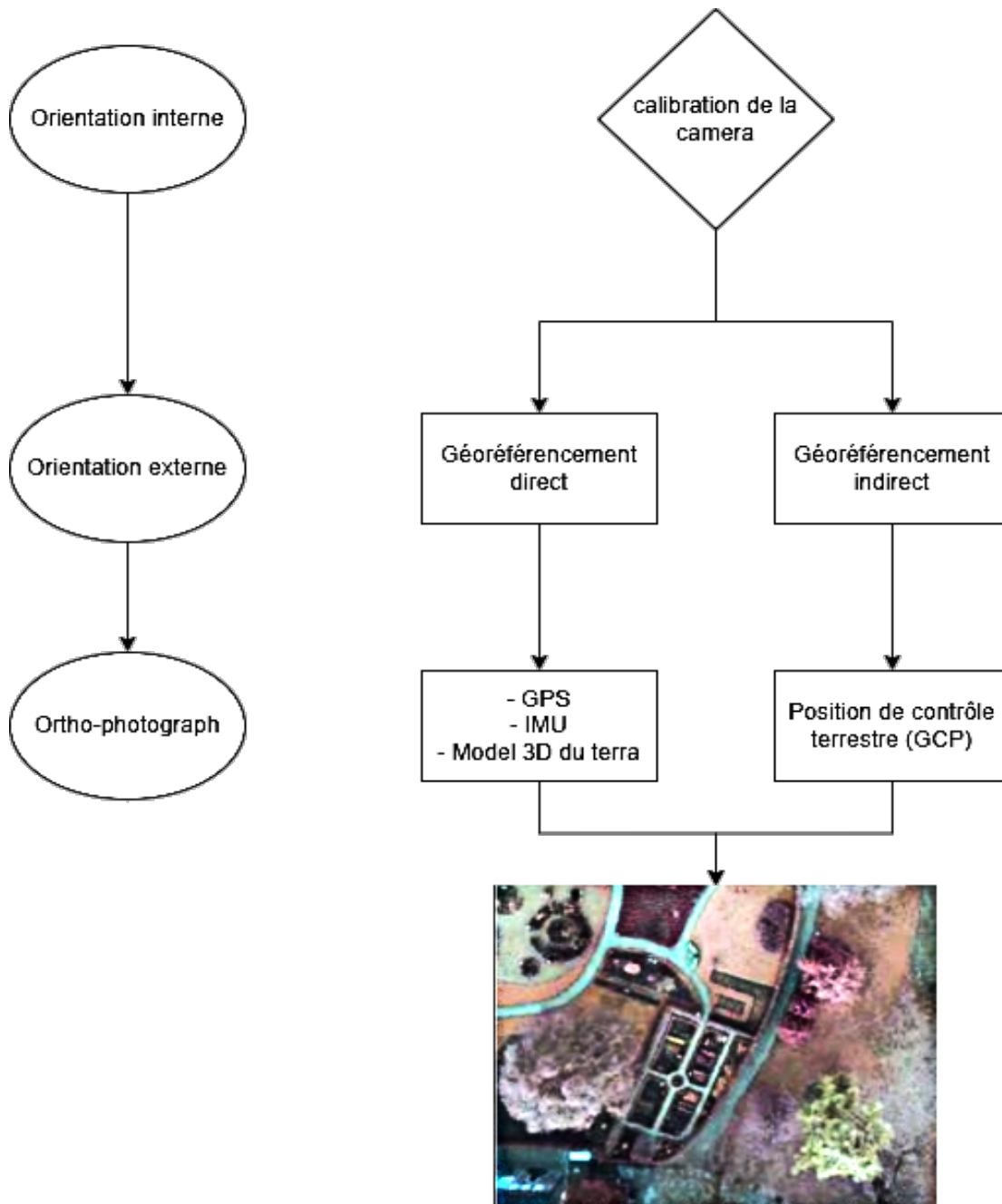


FIGURE 1.2.6 : Géoréférencement

1.2.5.2 Manipulation Aérienne (Tâches Actives)

Il est souvent nécessaire de collecter des échantillons de feuilles, de pathogènes et d'insectes sur le terrain et de les transporter vers des laboratoires pour une analyse plus approfondie. D'où l'interaction avec l'environnement, comme le dépôt de pièges à insectes ou d'agents biologiques dans le cas de l'agriculture biologique ou de la

récolte (Figure 1.2.7). Les drones utilisés pour effectuer ces missions sont équipés d'outils appropriés pour manipuler des tâches ; on les appelle Manipulateurs Aériens (Unmanned Aerial Manipulator - UAM).

Par exemple, la recherche [26] implique l'échantillonnage de la canopée forestière à l'aide d'un manipulateur aérien. Dans [27], un drone équipé d'une pince est conçu pour récolter un échantillon d'une plante. Dans [28], l'auteur utilise un câble pour déposer un capteur environnemental afin de recueillir diverses informations sur le site.

Cependant, ce type de véhicule est encore en développement, et il est parfois difficile de manœuvrer dans des endroits étroits ou complexes. L'effecteur final ne permet souvent pas de ramasser des objets lourds ou surdimensionnés.



FIGURE 1.2.7 : Manipulateur Aérien

La mise en œuvre réussie de systèmes aériens, qu'il s'agisse de drones pour la surveillance passive ou de manipulateurs aériens pour des tâches actives, repose fondamentalement sur une modélisation rigoureuse et des stratégies de contrôle robustes. Avant d'aborder les aspects spécifiques des manipulateurs aériens, il est essentiel de comprendre les fondements théoriques du contrôle des quadrirotors qui constituent la base de ces systèmes plus complexes.

1.2.5.3 Modélisation et Contrôle des Quadrirotors

Les véhicules aériens sans pilote (UAV), et plus particulièrement les quadrirotors, ont connu un développement extrêmement rapide depuis les années 90. Initialement introduits dans le domaine militaire en raison des guerres et notamment de la perte de vies humaines, leur succès a conduit à un intérêt croissant pour leur utilisation dans le domaine civil, notamment dans les médias, l'agriculture, la topographie, la cartographie et l'aménagement du territoire.

La modélisation des quadrirotors est fondamentale pour le développement de lois de contrôle efficaces. Deux approches principales sont utilisées dans la littérature : la représentation par angles d'Euler et la représentation par quaternions. La modélisation par angles d'Euler présente une signification physique claire mais souffre de singularités géométriques lors du passage à travers $\pm\pi/2$ ou $\pm\pi$, connues sous le nom de blocage de cardan (gimbal lock). Pour surmonter ce problème, de nombreux chercheurs ont adopté une modélisation basée sur les quaternions, une représentation complexe de dimension 4 qui ne souffre pas de singularités et conduit à une forme simple pour la conception du contrôle. Le formalisme de Newton-Euler est couramment utilisé pour dériver les équations du mouvement, impliquant l'application de la seconde loi de Newton sur l'UAV. Le modèle dynamique couple les mouvements de translation et de rotation, où la matrice d'inertie du système, supposée diagonale en raison de la symétrie de la plateforme, joue un rôle central.

Du point de vue du contrôle, de nombreuses approches ont été proposées pour la stabilisation et le suivi de trajectoire des quadrirotors. Les contrôleurs linéaires tels que le LQR (Linear Quadratic Regulator) et le PID (Proportional-Integral-Derivative) sont simples à implémenter et offrent de bonnes performances pour de nombreux processus [35]. Le contrôleur PID, en particulier, est largement utilisé dans les applications pratiques car il est facile à mettre en œuvre et ses paramètres peuvent être ajustés même en l'absence d'un modèle précis du système contrôlé. Pour les contrôleurs non linéaires, les approches incluent le mode glissant (Sliding Mode Control) et le backstepping. Ce dernier fournit une méthode systématique pour la conception de lois de contrôle non linéaires, combinant la notion de fonction de contrôle de Lyapunov avec une procédure de conception récursive. Cette approche surmonte la barrière dimensionnelle et exploite la flexibilité de conception pour résoudre les problèmes de contrôle pour les systèmes d'ordre supérieur sous forme triangulaire inférieure. Des travaux récents ont également proposé des contrôleurs backstepping intégraux basés sur les quaternions pour améliorer les performances de suivi et fournir un meilleur rejet des perturbations [36], avec des validations expérimentales sur des bancs d'essai démontrant l'efficacité de ces approches.

La maîtrise du contrôle des quadrirotors constitue la base nécessaire pour aborder les défis plus complexes posés par les manipulateurs aériens. Ces derniers ajoutent une dimension supplémentaire de complexité en intégrant un bras robotique articulé au système aérien, nécessitant des approches de modélisation et de contrôle encore plus sophistiquées.

1.2.5.4 Modélisation et Contrôle des Manipulateurs Aériens

Les manipulateurs aériens (UAM), qui combinent un UAV multirotor équipé d'un ou plusieurs bras robotiques articulés, représentent une évolution majeure des applications de drones en agriculture de précision. Ces systèmes permettent de passer de tâches passives (surveillance, cartographie) à des tâches actives (échantillonnage de cultures, déploiement de pièges à insectes, récolte).

La modélisation des UAM présente plusieurs défis spécifiques. Le système complet est caractérisé par un sous-actionnement du quadrotor et un couplage dynamique élevé entre la base flottante et le bras robotique, où tout mouvement du bras génère une perturbation qui affecte la stabilité de l'UAV et vice versa. Ce couplage exige une modélisation rigoureuse et une synthèse de contrôle appropriée. Dans la littérature, deux approches principales existent : l'approche décentralisée traite l'UAV et le

bras robotique comme deux sous-systèmes pouvant être contrôlés indépendamment, offrant une robustesse, une évolutivité et une efficacité computationnelle supérieures, mais néglige les effets de couplage dynamique. L'approche centralisée, en revanche, modélise l'ensemble des deux sous-systèmes comme un système unique incluant le couplage entre eux, permettant une coordination précise, des performances globales optimales et une gestion supérieure de la dynamique rapide du manipulateur. Le formalisme d'Euler-Lagrange est particulièrement adapté pour cette approche car il fournit un aperçu physique supérieur et facilite la gestion naturelle des contraintes, permettant l'intégration de stratégies de contrôle basées sur l'énergie [37].

Le problème de cinématique inverse des UAM nécessite des algorithmes d'optimisation pour résoudre la redondance résultant de la fusion des deux sous-systèmes et pour satisfaire des contraintes incluant les limites articulaires, l'évitement d'auto-collision et la stabilisation de l'orientation de l'UAV. Les approches conventionnelles basées sur la vitesse peuvent conduire à une dérive d'intégration et limiter l'application de contraintes strictes en temps réel. Des méthodes récentes basées sur la programmation quadratique (QP) au niveau de l'accélération ont été proposées pour incorporer la minimisation de l'accélération, les contraintes géométriques et la génération de trajectoires articulaires. Ces formulations démontrent une satisfaction améliorée des contraintes, une efficacité computationnelle et une précision des tâches. Les structures QP hiérarchiques aident à gérer les conflits de tâches en exploitant la redondance cinématique dans le cadre de contraintes d'inégalité, permettant l'exécution de multiples tâches en temps réel.

Le contrôle des UAM dans des environnements agricoles est compliqué par le sous-actionnement, les perturbations externes et la nécessité d'un positionnement précis de l'effecteur final. Le contrôle par mode glissant (SMC) offre une robustesse contre les incertitudes du modèle et les perturbations externes grâce à une loi de commutation discontinue, assurant la stabilité au sens de Lyapunov. Cependant, son application dans les systèmes aériens est souvent compromise par le phénomène de broutement (*chattering*) induit par cette discontinuité. L'algorithme *super-twisting*, une variante du SMC d'ordre supérieur, atténue le broutement tout en conservant la robustesse et offre une convergence en temps fini. Des travaux récents ont combiné la programmation quadratique pour la génération de trajectoires et la résolution de redondance avec le SMC basé sur l'algorithme *super-twisting* pour le suivi de trajectoire, démontrant une précision de suivi élevée, une convergence rapide et une réduction significative du broutement par rapport aux méthodes SMC conventionnelles.

Conclusion

Dans cette revue complète, nous avons exploré l'évolution de l'Agriculture de Précision. A partir des problèmes liés à l'agriculture traditionnelle, nous sommes passés aux solutions technologiques comme le GPS et la VRT, pour arriver aux drones qui révolutionnent la collecte de données. Enfin, nous avons abordé la frontière actuelle de ce domaine : l'utilisation de manipulateurs aériens pour interagir physiquement avec les cultures, ouvrant la voie à une agriculture entièrement autonome et précise.

Chapitre 2

Modélisation et Commande Classique d'un Quadrirotor pour la Cartographie Agricole

2.1 Introduction

De nombreuses études théoriques et simulations ont été menées sur les multirotors pour divers types de commandes avancées. Elles ont permis de mettre en évidence les performances de ces méthodes. Cependant, l'utilisation des UAV dans l'industrie et/ou pour des applications simples et classiques comme dans l'agriculture de précision, la modélisation classique selon le formalisme Euler-Lagrange et l'implémentation d'un PID classique sont suffisantes pour réaliser l'objectif de la tâche et peu de commandes avancées sont réellement utilisées. La commande PID est la plus répandue car elle est simple, facile à implémenter et offre de bonnes performances dans de nombreux cas et possède une bonne capacité de rejet de perturbations.. De plus, ses paramètres peuvent être ajustés même en l'absence d'un modèle précis du système. Le contrôleur PID corrige l'erreur du système en boucle fermée. Plusieurs recherches ont porté sur la commande PID des UAV [38, 39, 40, 41, 42][43][44, 45, 46, 47, 48]. Dans ce chapitre, nous souhaiterions effectuer une cartographie d'une parcelle agricole via un quadrirotor et un système d'imagerie « Low-cost ». Nous nous intéressons à la réalisation et à la commande PID d'un quadrirotor basé sur la représentation par angles d'Euler. Nous décrivons la procédure de choix des composants, la conception de la loi de commande, les résultats de simulation ainsi que la réalisation et la validation expérimentale. Ensuite, nous exploitons cette plateforme afin d'effectuer la tâche désirée. Le système d'imagerie est présenté ainsi que le calcul de l'indice de végétation, le traitement des images aériennes prise par le quadrirotor et nous finissons par présenter la carte de végétation finale réalisée à l'issue de cette mission.

2.2 Sélection des composants et identification des paramètres

Un quadrirotor est composé d'un châssis, de 4 moteurs, 4 ESC (Electronic Speed Controller), 4 hélices, une batterie, un contrôleur de vol et une radiocommande. D'autres composants peuvent être ajoutés selon les besoins.

2.2.1 Sélection des composants

Chaque composant d'un quadrirotor dispose de nombreuses références commerciales. Selon les objectifs visés, certains choix sont mieux adaptés que d'autres.

Dans notre projet, nous souhaitons réaliser un quadrirotor stable, capable d'un vol quasi-stationnaire, et pouvant transporter une charge additionnelle jusqu'à 1 kg. Le temps de vol doit dépasser 10 minutes.

Ainsi, une étude minutieuse du choix des composants est nécessaire en termes de masse, autonomie et caractéristiques techniques.

Afin de répondre à nos spécifications, nous avons utilisé un calculateur de simulation en ligne, eCalc, permettant d'estimer le comportement des composants nécessaires au UAV. Cet outil aide à déterminer la meilleure combinaison de composants et fournit des résultats tels que le temps de vol, les caractéristiques moteur et la poussée spécifique.

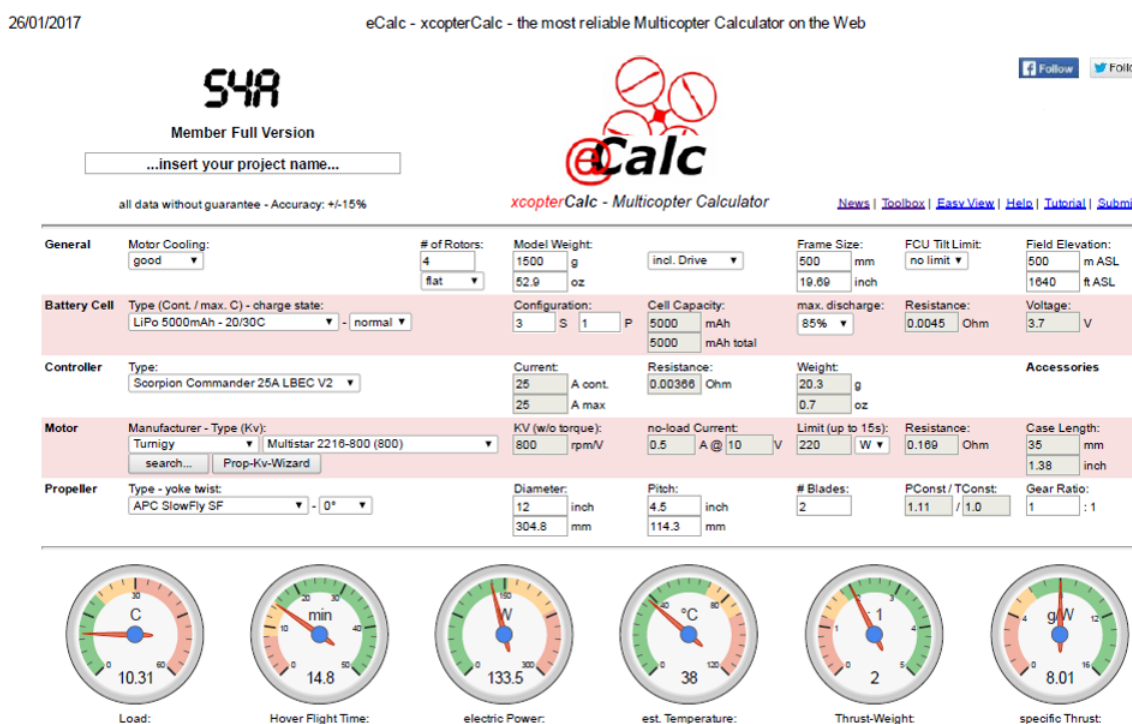


FIGURE 2.2.1 : Configuration eCalc

Après simulation, nous avons retenu les composants suivants :

- Le châssis constitue la structure du drone. Nous avons choisi de le fabriquer nous-mêmes, sous forme d'un cadre en "PLUS" constitué de deux tubes rectangulaires en aluminium d'une diagonale de 50 cm, permettant un espacement de sécurité de 5 cm entre deux hélices de 11 pouces adjacentes.
- Les moteurs brushless sont des moteurs synchrones offrant une durée de vie plus longue, une meilleure fiabilité et de meilleures performances que les moteurs DC. La constante Kv caractérise la vitesse de rotation produite pour

une tension donnée. Un Kv faible est préférable pour un vol stable, tandis qu'un Kv élevé convient à un vol plus agressif. Nous avons choisi des moteurs Turnigy 800 Kv, capables d'atteindre jusqu'à 10 000 tr/min.

- Un ESC permet au contrôleur de vol de réguler la vitesse et le sens de rotation du moteur. L'ESC doit supporter le courant maximal consommé par le moteur. Comme nos moteurs consomment jusqu'à 18 A, nous avons utilisé des ESC Turnigy 25 A, offrant une marge de sécurité.
- Pour assurer un vol stable, deux hélices tournent dans le sens horaire (CW) et deux dans le sens antihoraire (CCW). Nous utilisons des hélices de 11 pouces avec un pas de 5, assurant stabilité et traction à faible vitesse.
- Les batteries LiPo sont les plus répandues pour les UAV. Notre batterie est une Turnigy 3S (11,1 V), 5 Ah, capable de délivrer 100 A.
- Nous utilisons un contrôleur Pixhawk, plateforme open-source haute performance adaptée à divers robots mobiles.
- La radiocommande utilisée est une Turnigy TGY-i10, disposant de 10 canaux à 2,4 GHz.



FIGURE 2.2.2 : Sélection des composants

2.2.2 Identification des paramètres

Afin de pouvoir synthétiser un modèle dynamique du quadricoptère fidèle à la plateforme réelle, il est indispensable d'identifier avec précision les paramètres géométriques, électriques et aérodynamiques qui le constituent. Le modèle dynamique est utilisé pour développer des lois de commande avancées et les tester par simulations numériques avant de procéder à la validation expérimentale. Une identification précise de ces paramètres permet d'obtenir des gains de synthèse très proches des valeurs optimales réelles, réduisant ainsi la phase de réglage empirique sur le système physique et limitant les risques d'instabilité.

- La masse totale m du quadricoptère, ainsi que la masse de chaque composant (batterie, châssis, moteurs, électronique), sont mesurées à l'aide d'une balance électronique de précision.

- Un moteur sans balais (brushless) à courant continu peut être approximé par un moteur DC classique. En négligeant l'inductance interne (très faible), sa dynamique est modélisée par une fonction de transfert du premier ordre reliant la tension de commande appliquée $U(s)$ à la vitesse de rotation de l'hélice $\Omega(s)$:

$$\frac{\omega(s)}{U(s)} = \frac{K_m}{1 + \tau_m s}$$

Constante de temps τ_m représente le temps de réponse mécanique du moteur et le Gain statique K_m exprime la vitesse de rotation maximale atteinte en régime permanent pour une tension unitaire. Ces deux paramètres sont identifiés expérimentalement en appliquant un échelon de tension $U(t) = U_0$ et en mesurant la vitesse de rotation $\Omega(t)$ à l'aide d'un tachymètre optique. La vitesse de rotation se déduit par l'équation temporelle :

$$\omega(t) = K_m U_0 \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau_m}}\right)$$

- Si le constructeur ne fournit pas le coefficient de portance b (exprimé en $\text{N} \cdot \text{s}^2 \cdot \text{rad}^{-2}$), il est déterminé expérimentalement à l'aide d'un banc d'essai composé d'une balance de précision et d'un capteur de vitesse de rotation. On fait varier la vitesse de rotation ω_i par paliers successifs et on relève la force de poussée f_i correspondante. En traçant la courbe $f_i = f(\omega_i^2)$, on obtient une droite linéaire dont la pente correspond exactement au coefficient de portance b par la méthode des moindres carrés sur N mesures :

$$b = \frac{\sum_{i=1}^N \Omega_i^2 f_i}{\sum_{i=1}^N \Omega_i^4}$$

- Le coefficient de traînée d (exprimé en $\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2 \cdot \text{rad}^{-2}$) est lié au couple aérodynamique s'opposant à la rotation de l'hélice. Son identification expérimentale nécessite un montage d'essai permettant la rotation libre du quadrirotor autour de son axe de lacet (axe \mathbf{z}_B). On applique une commande de vitesse identique aux quatre moteurs mais avec des sens de rotation opposés pour annuler la poussée totale tout en maximisant le couple de lacet : $\tau_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$. À l'aide d'un capteur de couple ou en mesurant l'accélération angulaire de lacet $\ddot{\psi} = \frac{\tau_z}{I_z}$, le coefficient d est extrait de la pente de la courbe du couple en fonction de ω^2 :

$$d = \frac{\tau_z}{\sum_{i=1}^4 (-1)^{i+1} \omega_i^2}$$

- La matrice d'inertie du quadrirotor $\mathbf{I}_B = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ est un paramètre critique qui régit la dynamique de rotation. Elle peut être extraite avec précision à partir d'un modèle de Conception Assistée par Ordinateur (CAO) sous SolidWorks en affectant les densités de matériaux exactes à chaque composant ou calculée analytiquement par décomposition. Pour calculer l'inertie totale autour du centre de masse de la plateforme, on applique le théorème de Huygens-Steiner (ou théorème des axes parallèles). Si un composant k (par exemple un moteur ou une batterie) possède une masse m_k , une matrice d'inertie propre $\mathbf{I}_{G,k}$ en son propre centre de masse G_k et qu'il est situé à une distance

$\mathbf{r}_k = [x_k, y_k, z_k]^T$ du centre de masse global de l'UAV, son inertie déportée dans $\{B\}$ s'écrit :

$$\mathbf{I}_{B,k} = \mathbf{I}_{G,k} + m_k \left(\|\mathbf{r}_k\|^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} - \mathbf{r}_k \mathbf{r}_k^T \right)$$

Ce qui se traduit pour les trois axes principaux par :

$$\begin{cases} I_{x,k} = I_{x,G_k} + m_k(y_k^2 + z_k^2) \\ I_{y,k} = I_{y,G_k} + m_k(x_k^2 + z_k^2) \\ I_{z,k} = I_{z,G_k} + m_k(x_k^2 + y_k^2) \end{cases}$$

L'inertie totale de la base est alors la somme des contributions de tous les éléments N constituant le drone :

$$\mathbf{I}_B = \sum_{k=1}^N \mathbf{I}_{B,k}$$

avec :

Repère inertiel $\{\mathcal{I}\}$: Repère fixe lié à la Terre.

Repère du corps $\{B\}$: Repère mobile attaché au centre de masse du quadrirotor.

2.3 Modélisation du quadrirotor selon le formalisme d'Euler lagrange

Deux repères sont définis :

Repère inertiel $\{\mathcal{I}\}$: Repère fixe lié à la Terre, d'axes (x, y, z) avec z orienté vers le bas (convention aéronautique NED : North-East-Down).

Repère du corps $\{B\}$: Repère mobile attaché au centre de masse du quadrirotor, d'axes (X_B, Y_B, Z_B) alignés avec le bras.

L'état du quadrirotor est décrit par 12 variables :

Position : $\mathbf{p}_b = [x_b, y_b, z_b]^T$ dans le repère inertiel

Orientation : Angles d'Euler $\Phi_b(t) = [\phi_b \ \theta_b \ \psi_b]^T$ représentant :

- ϕ : angle de roulis (roll) autour de x_B
- θ : angle de tangage (pitch) autour de y_B
- ψ : angle de lacet (yaw) autour de z_B

Vitesses linéaires : $\dot{\mathbf{p}}_b = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T$

Vitesses angulaires : $\boldsymbol{\omega}_b^b = [p, q, r]^T$ dans le repère du corps

La matrice de rotation $\mathbf{R}_b \in SO(3)$ qui exprime l'orientation du repère du corps par rapport au repère inertiel est donnée par les angles d'Euler (convention ZYX) :

$$\mathbf{R}_b = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\phi s\theta c\psi - s\psi c\phi & c\phi s\theta c\psi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\phi s\theta s\psi + c\psi c\phi & c\phi s\theta s\psi - s\psi s\phi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.3.1)$$

où $c(\cdot) = \cos(\cdot)$ et $s(\cdot) = \sin(\cdot)$.

Cette matrice devient singulière lorsque $\theta = \pm 90^\circ$ (Gimbal lock), ce qui justifie l'utilisation de quaternions pour des manœuvres agressives, bien que notre application agricole reste loin de ces configurations critiques.

Forces et couples

La somme vectorielle des quatre poussées individuelles donne la force de propulsion dans le repère du corps :

$$\mathbf{F}_{prop}^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_{total} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -k_T(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.3.2)$$

Les moments autour des trois axes sont générés par les différences de poussées (roulis et tangage) et les couples de traînée (lacet) :

$$\tau_\phi = l k_T(\omega_2^2 - \omega_4^2) \quad (2.3.3)$$

$$\tau_\theta = l k_T(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (2.3.4)$$

$$\tau_\psi = k_Q(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \quad (2.3.5)$$

où l est la distance entre le centre et l'axe de chaque rotor.

Équations de translation

En appliquant la deuxième loi de Newton dans le repère inertiel :

$$m\ddot{\mathbf{p}} = \mathbf{R}_{B/I}\mathbf{F}_{prop}^B + \mathbf{F}_{gravity} + \mathbf{F}_{drag} \quad (2.3.6)$$

avec : $\mathbf{F}_{prop}^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_{total} \end{bmatrix}$, $F_{gravity}$ est la force de gravité et F_{drag} la force de traînée.

avec T_{total} est la poussée totale générée par l'ensemble des moteurs du quadrirotor.

En négligeant la traînée aérodynamique (hypothèse raisonnable à faible vitesse) :

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} + \frac{T_{total}}{m} \begin{bmatrix} c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ -c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (2.3.7)$$

Équations de rotation

L'équation d'Euler pour la dynamique rotationnelle s'écrit :

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) = \boldsymbol{\tau}_{ext} + \boldsymbol{\tau}_{gyro} \quad (2.3.8)$$

où $\boldsymbol{\tau}_{gyro}$ représente les effets gyroscopiques dus à la rotation des hélices et \mathbf{I} la matrice d'inertie du système.

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{I}_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{I}_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.3.9)$$

En développant pour chaque axe :

$$\mathbf{I}_{xx}\dot{p} = (\mathbf{I}_{yy} - \mathbf{I}_{zz})qr + \tau_\phi - J_r \Omega q \quad (2.3.10)$$

$$\mathbf{I}_{yy}\dot{q} = (\mathbf{I}_{zz} - \mathbf{I}_{xx})pr + \tau_\theta + J_r \Omega p \quad (2.3.11)$$

$$\mathbf{I}_{zz}\dot{r} = (\mathbf{I}_{xx} - \mathbf{I}_{yy})pq + \tau_\psi \quad (2.3.12)$$

avec J_r le moment d'inertie d'une hélice autour de son axe (où nous l'avons négligé) et $\Omega = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$ la différence de vitesses des rotors.

Dans notre travail, nous avons considéré que notre quadrirotor n'effectuera pas des mouvements brusques et donc pour des petites rotations les vitesses angulaires $[p, q, r]$ =vitesse des angles d'Euler $[\phi, \theta, \psi]$

Les équations de translation et de rotation obtenues sont :

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= s\theta c\psi + s\phi s\psi)U1 \\ \ddot{y} &= \frac{1}{m}(c\phi s\theta s\psi - s\phi s\psi)U1 \\ \ddot{z} &= g - \frac{1}{m}(c\phi c\theta)U1 \\ \ddot{\phi} &= \frac{\mathbf{I}_{yy} - \mathbf{I}_{zz}}{\mathbf{I}_{xx}}\dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{\mathbf{I}_r g(u)}{\mathbf{I}_{xx}}\dot{\theta} + \frac{U2}{\mathbf{I}_{xx}} \\ \ddot{\theta} &= \frac{\mathbf{I}_{zz} - \mathbf{I}_{xx}}{\mathbf{I}_{yy}}\dot{\phi}\dot{\psi} + \frac{\mathbf{I}_r g(u)}{\mathbf{I}_{yy}}\dot{\phi} + \frac{U3}{\mathbf{I}_{yy}} \\ \ddot{\psi} &= \frac{\mathbf{I}_{xx} - \mathbf{I}_{yy}}{\mathbf{I}_{zz}}\dot{\phi}\dot{\theta} + \frac{U4}{\mathbf{I}_{zz}} \end{aligned}$$

où :

m : masse totale du véhicule, g : accélération gravitationnelle, b : coefficient de portance, d : coefficient de traînée, l : longueur des bras, \mathbf{I}_r : inertie des rotors,

2.4 Commande PID et résultats de simulation

Synthèse PID

Le contrôleur PID est simple, robuste et facile à implémenter. L'erreur est définie comme la différence entre la valeur désirée et la valeur réelle.

L'équation du PID classique est :

$$U(t) = K_p e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (2.4.1)$$

Le quadrirotor, système sous-actionné à 6 DOF pour 4 commandes, utilise une structure de commande en cascade (Fig. 2.4.1).

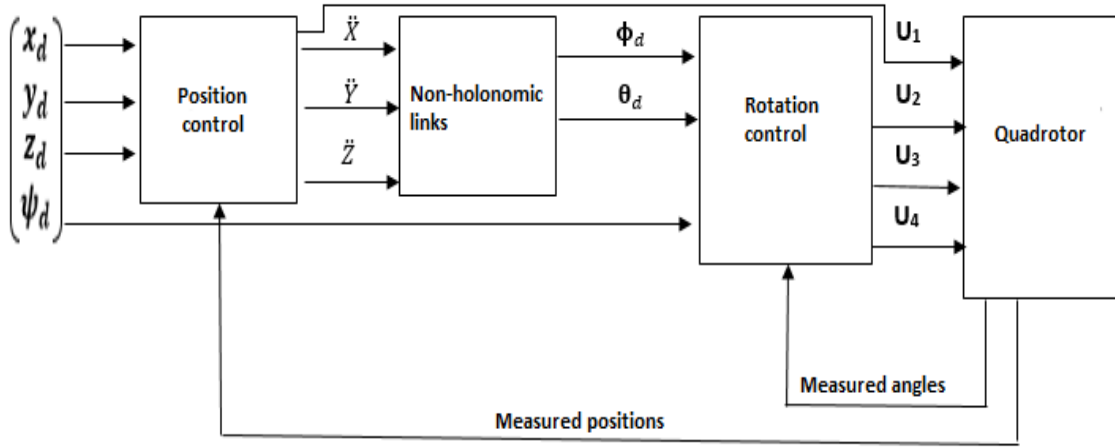


FIGURE 2.4.1 : Schéma de commande

Les relations non holonomes permettent d'obtenir les angles désirés pour le roulis et le tangage à partir des accélérations désirées.

Les expressions sont :

$$\phi = a \sin \left(\frac{\ddot{x} \sin \psi - \ddot{y} \cos \psi}{\sqrt{\ddot{x}^2 + \ddot{y}^2 + (\ddot{z} + g)^2}} \right) \quad (2.4.2)$$

$$\theta = a \tan \left(\frac{\ddot{x} \cos \psi + \ddot{y} \sin \psi}{\ddot{z} + g} \right) \quad (2.4.3)$$

La régulation des positions et des angles de rotation est réalisée à l'aide du correcteur PID suivant :

$$U_i = K_p e_i(t) + K_I \int_0^t e_i(\tau) d\tau + K_D \frac{de_i(t)}{dt} \quad (2.4.4)$$

avec : $i = X, Y, Z, \phi, \theta, \psi$.

Dans les équations dynamiques de rotation, nous négligeons les deux effets gyroscopiques, car leur influence est faible par rapport à l'action des moteurs, ce qui simplifie l'expression du modèle.

Les quatre commandes U_1, U_2, U_3 et U_4 permettent ensuite de déterminer les vitesses angulaires désirées des quatre moteurs. Une fois ces vitesses obtenues, leur régulation est assurée via un correcteur PI.

Le moteur est modélisé par une fonction de transfert du premier ordre :

$$H(s) = \frac{1}{1 + 0.025s} \quad (2.4.5)$$

Les vitesses corrigées des moteurs permettent de reconstruire les commandes U_1, U_2, U_3 et U_4 agissant directement sur le modèle du quadrirotor.

2.5 Résultats et discussions

2.5.1 Résultats de simulation

Après la modélisation et la synthèse de la loi de commande, nous simulons le comportement du système. Les valeurs numériques des paramètres du quadrirotor sont résumées dans le tableau suivant :

TABLE 2.1 : Tableau paramétrique du quadrirotor

Nom	Paramètre	Valeur	Unité
Masse totale du quadrirotor	m	1.62	kg
Longueur du bras	l	0.25	m
Gravité	g	9.81	$m.s^{-2}$
Inertie selon X	I_{xx}	3.3×10^{-3}	$kg.m^2$
Inertie selon Y	I_{yy}	3.3×10^{-3}	$kg.m^2$
Inertie selon Z	I_{zz}	3.3×10^{-3}	$kg.m^2$
Inertie moteur	J_r	7×10^{-5}	$kg.m^2$
Constante du moteur	τ	0.25	ms
Coefficient de portance	b	15.65×10^{-4}	$N.s^2$
Coefficient de traînée	d	2.08×10^{-5}	$N.m.s^2$

Translation :

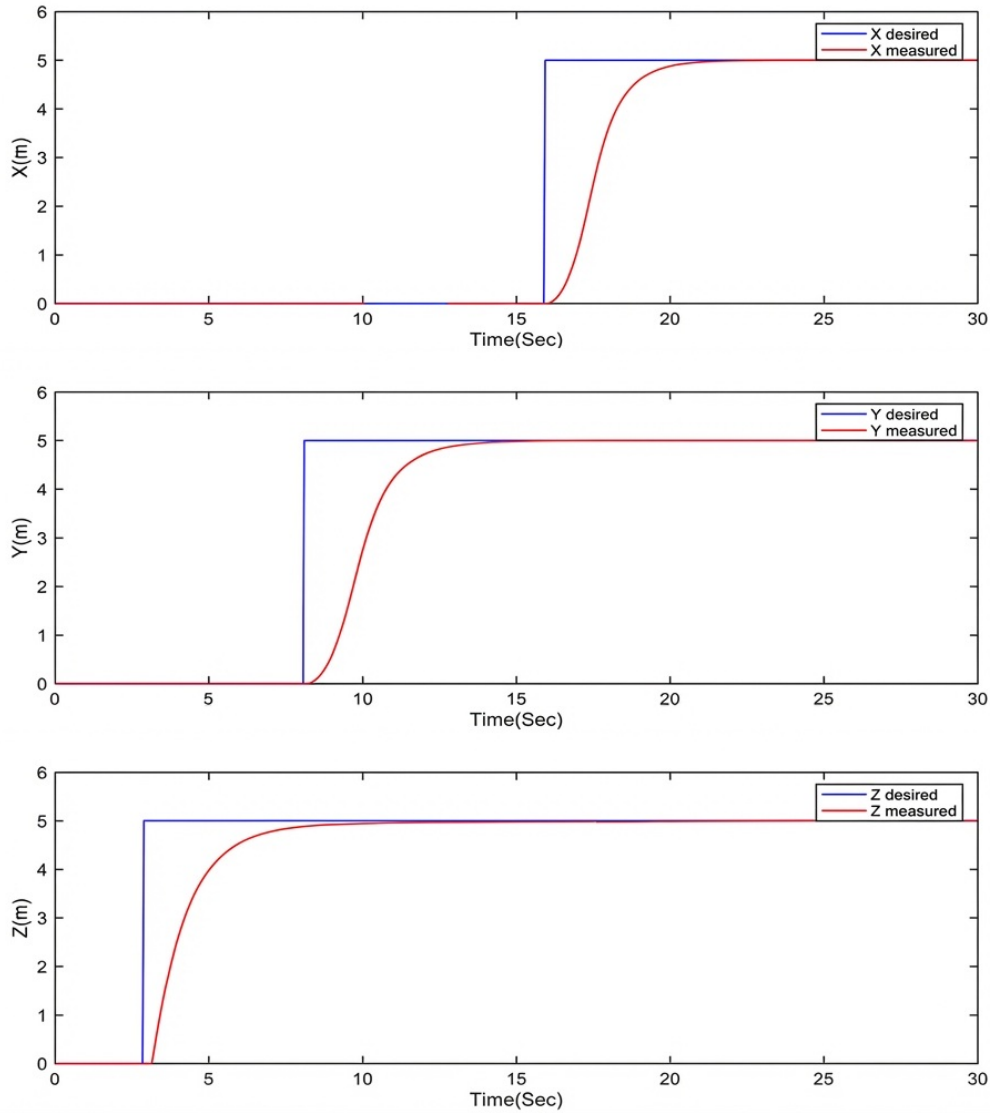
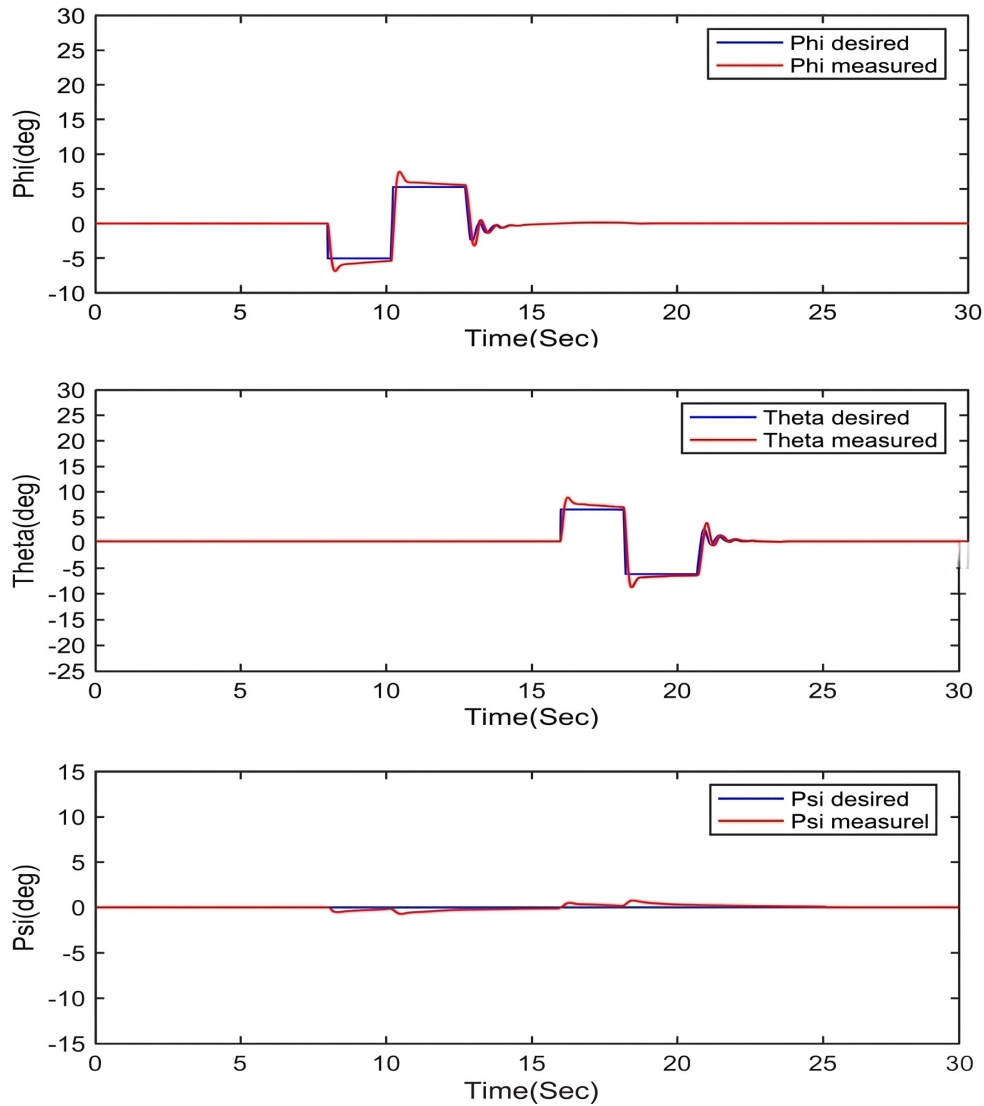


FIGURE 2.5.1 : Position du quadrirotor (P_b)

La figure 2.5.1 représente le résultat de simulation sous Matlab/simulink du correcteur PID par rapport à la position P_b de l'UAV. Nous observons que le système suit parfaitement les consignes. L'erreur statique est nulle et les temps de réponse entre le changement de consigne et le régime permanent sont : 2 secondes pour X, 5 secondes pour Y et 4 secondes pour Z. La commande par PID améliore la stabilité du système, supprime les oscillations, accélère la réponse grâce à l'action dérivée, et réduit l'erreur statique grâce à l'action proportionnelle. Nous n'avons pas utilisé l'action intégrale sauf pour l'altitude (axe Z), afin d'éviter d'alourdir la dynamique.

Rotation :

FIGURE 2.5.2 : Orientation du quadrirotor (Φ_b)

La figure 2.5.2 représente le résultat de simulation sous Matlab/simulink du correcteur PID par rapport à l'orientation Φ_b de l'UAV. Les angles désirés $\theta_{desired}$ et $\phi_{desired}$ ont été déterminés automatiquement via leurs relations non holonomes, et l'angle de lacet a été fixé à $\psi = 0$ degrés. Les correcteurs PID stabilisent les angles autour de zéro malgré les variations de position qui agissent comme des perturbations. Pour chaque trajectoire, l'erreur statique reste nulle et les perturbations sont rapidement rejetées, ce qui valide la performance de la commande PID.

2.5.2 Résultats expérimentaux



FIGURE 2.5.3 : Quadrirotor opérationnel

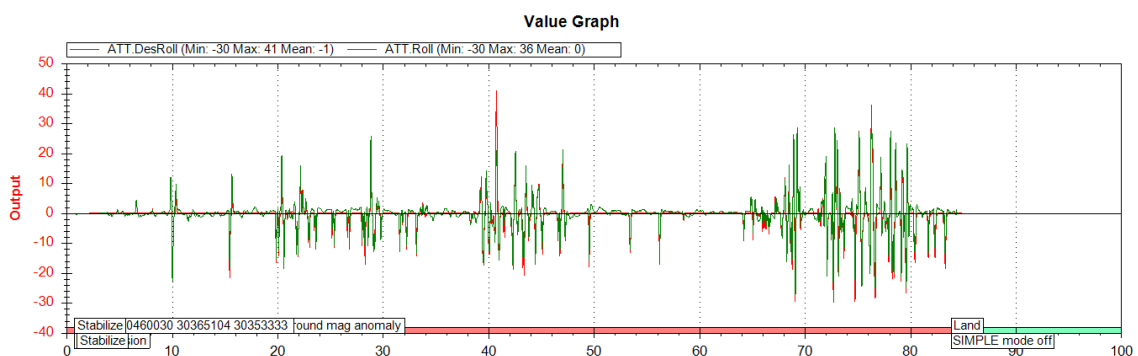
L'étude théorique a guidé la réussite de la réalisation pratique, où les composants sélectionnés ont pu supporter la masse totale du drone et fournir le temps de vol attendu. L'algorithme PID synthétisé a montré de bonnes performances, même si ses gains théoriques ont été ajustés par une méthode heuristique pour obtenir un meilleur comportement.

La Fig. 2.5.4 illustre le vol libre du quadrirotor :



FIGURE 2.5.4 : Vol libre du quadrirotor

L'exploitation des données enregistrées permet de tracer les trajectoires des angles de rotation ϕ , θ et ψ avec leurs références respectives (Fig. 2.5.5, 2.5.6 et Fig. 2.5.7).

FIGURE 2.5.5 : Trajectoires de ϕ

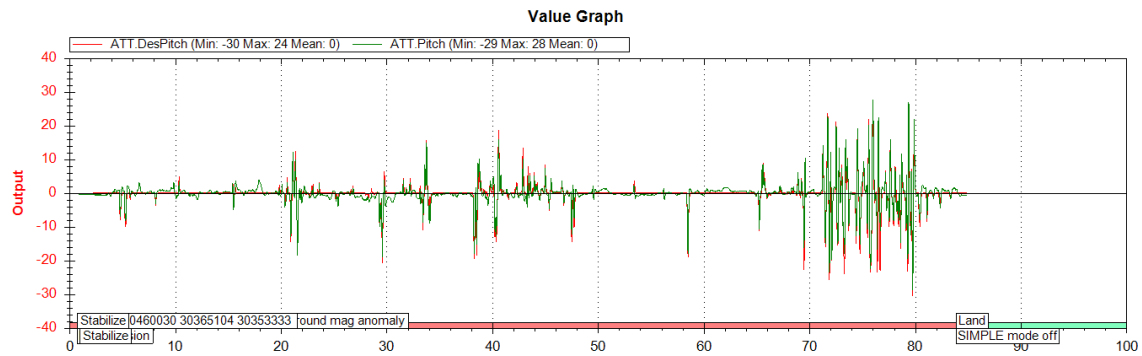


FIGURE 2.5.6 : Trajectoires de θ

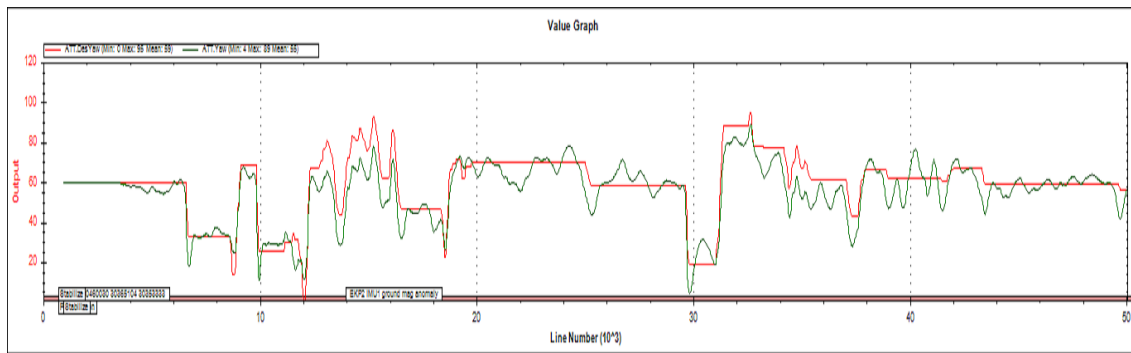


FIGURE 2.5.7 : Trajectoires de ψ

Nous observons clairement que les angles réels ϕ_{real} , θ_{real} et ψ_{real} suivent correctement leurs références $\phi_{desired}$, $\theta_{desired}$ et $\psi_{desired}$. Cela démontre la performance du régulateur PID conçu, même en vol libre extérieur soumis au vent, considéré ici comme une perturbation.

2.6 Application Pratique : Système de Surveillance à Faible Coût

Le quadrirotor possède des avantages significatifs par rapport aux solutions assistées par ordinateurs et basées sur le GPS :

- **Résolution spatiale élevée** : jusqu'à 0,8 cm/pixel contre 5 cm pour les meilleurs satellites (QuickBird).
- **Flexibilité opérationnelle** : possibilité de réaliser plusieurs acquisitions par jour.
- **Faible coût** : alternative économique aux capteurs satellitaires et aux caméras multispectrales professionnelles.
- **Autonomie de vol** : capacité de suivre des missions pré-programmées de manière automatique.

L'objectif principal est de réaliser une capture orthophotographique et géoréférencée de l'espace et enfin le post-traitement de ces données pour une reconstruction complète de la carte basée sur l'indice de végétation (VARI, analogue du NDVI pour les bandes RGB) pour évaluer l'état de santé des cultures. , illustrant la viabilité du drone. Dans le cadre de nos travaux présentés à la conférence SSD [49], nous avons exploité le quadrirotor développé dans les sections précédentes de ce chapitre afin de réaliser la tâche ainsi qu'un système d'imagerie aérienne ce qui constitue un système à faible coût pour la surveillance des cultures. Cette contribution démontre la faisabilité d'une solution accessible pour l'agriculture de précision.

La plateforme utilise le contrôleur de vol Pixhawk comme autopilote, deux modules GPS et boussole pour une précision accrue des mesures GNSS, et un système de télémétrie pour établir la communication avec la station au sol Mission Planner (Figure 2.6.1). Le système d'imagerie est composé d'une Raspberry Pi modèle 3B et d'une caméra XIAOMI YI de 12 Mpixels avec capteur Sony IMX377. Le coût total du système est d'environ 500\$, soit une fraction du prix des solutions commerciales dédiées qui peuvent atteindre plusieurs milliers de dollars.

La liste des composants utilisés pour réaliser la tâche est illustrée dans le tableau 2.2 suivant :

TABLE 2.2 : Composants principaux du système UAV.

Composant	Description
Contrôleur de vol	Pixhawk 2.4.8 équipé d'une centrale inertielle
Batterie	Li-Po 5 000 mAh (\approx 15 min d'autonomie)
Châssis	F450 (plastique)
GPS + boussole	Module combiné GPS/boussole
Télémétrie	433 MHz (liaison GCS) + récepteur 2,4 GHz (radiocommande)
ESC + moteurs	4× ESC + 4× moteurs brushless + hélices 11" carbone
Radiocommande	FlySky FS-i6
Caméra	Xiaomi Yi 4K (capteur Sony IMX377, 12 Mpix, objectif standard)
Micro-ordinateur	Raspberry Pi 3 Model B (ARM Cortex-A53 1,2 GHz, 1 Go RAM)



FIGURE 2.6.1 : Quadrotor développé pour la surveillance des cultures

L'indice de végétation par différence normalisée (NDVI) est la référence dans la télédétection. C'est un indicateur radiométrique sans dimension qui quantifie l'abondance et l'activité de la végétation verte. Cependant, en l'absence de caméra multispectrale (coût $\approx 5\,000$ \$US), l'indice VARI (*Visible Atmospherically Resistant Index*) est le meilleur alternatif au NDVI. Il est calculable à partir des seules bandes R, G, B d'une caméra grand public. Son calcul est défini comme suit :

$$VARI = \frac{G - R}{G + R - B} \quad (2.6.1)$$

où R, G et B désignent respectivement les valeurs de réflectance dans les canaux rouge, vert et bleu.

La planification de la trajectoire de vol est effectuée via le logiciel open-source Mission Planner. Les paramètres d'entrée principaux sont la zone d'intérêt définie par un polygone, la résolution spatiale qui dépend du capteur et de l'altitude de vol, et le taux de recouvrement des images (80% longitudinal et 60% latéral) nécessaire pour la reconstruction photogrammétrique. Le logiciel génère automatiquement une trajectoire optimisée avec des points de passage (waypoints) où le drone effectue un vol stationnaire pour déclencher la prise de vue (Figure 2.6.2). L'autonomie du quadrotor étant d'environ 15 minutes, les missions sont planifiées pour ne pas excéder 10 minutes de vol.

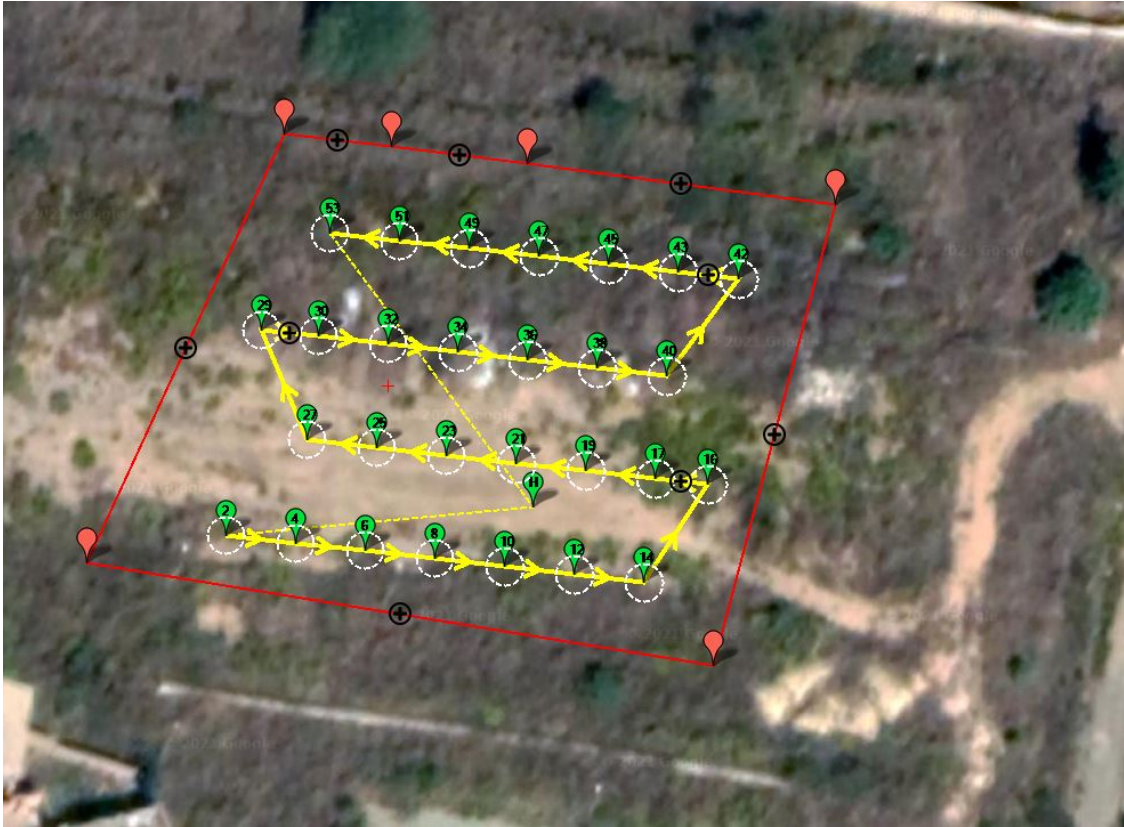


FIGURE 2.6.2 : Planification de la trajectoire de vol avec waypoints

Le protocole de vol se déroule comme suit :

1. téléchargement de la mission sur le pilote automatique (Pixhawk) ;
2. décollage manuel jusqu'à quelques mètres du sol avant le passage en mode automatique ;
3. exécution autonome de la mission avec déclenchement automatique de la caméra à chaque waypoint (Le Pixhawk envoie un signal de déclenchement (relay) à chaque waypoint au Raspberry Pi 3 qui reçoit ce signal et commande la caméra Xiaomi Yi via une connexion WiFi pour la prise de photo).
4. suivi en temps réel via Mission Planner (GCS) ;
5. retour automatique au point de décollage et atterrissage.

Après l'acquisition des images aériennes, le traitement photogrammétrique est réalisé avec le logiciel Agisoft Metashape Pro. Les images sont d'abord corrigées pour éliminer les distortions, puis géoréférencées pour générer une orthomosaïque détaillée du champ agricole (Pour le géoréférencement des images, des points de contrôle au sol (GCP – *Ground Control Points*) sont distribués uniformément sur la zone d'intérêt et leurs coordonnées sont mesurées par GNSS).

À partir de cette orthomosaïque, les indices de végétation NDVI et VARI sont calculés pixel par pixel. La Figure 2.6.3 présente une carte VARI générée, où les teintes rouges correspondent à une végétation très saine, les zones jaunes et vertes indiquent des herbes saines, et les teintes bleues révèlent une végétation en mauvaise santé ou l'absence de végétation. Cette approche offre une résolution bien supérieure aux données satellitaires et permet une mise à jour quotidienne à faible coût, avec une précision d'environ 70% pour l'identification de l'état de santé de la végétation.

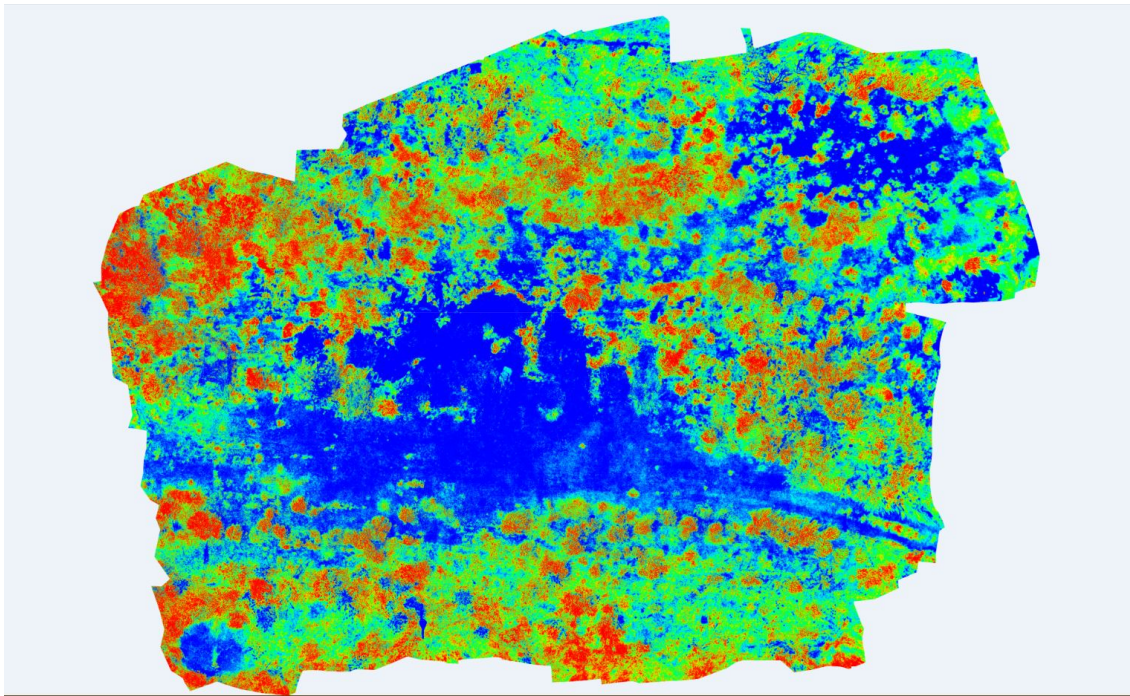


FIGURE 2.6.3 : Carte de l'indice VARI générée pour l'analyse de santé des cultures

Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté une approche afin de concevoir un quadrirotor stable disposant d'une autonomie de dix minutes et capable de supporter une charge utile allant jusqu'à 1kg. Nous avons décrit une procédure de sélection des composants basée sur le calculateur en ligne eCalc, puis l'identification des paramètres associés. Pour la stabilisation et le suivi d'attitude de la plateforme UAV conçue, nous avons utilisé un régulateur PID. Plusieurs essais en vol libre ont démontré les performances de notre contrôleur en Outdoor. Ensuite nous avons modifié le système et ajouté un système d'imagerie « Low-cost » (130 \$US contre environ 5 000 \$US pour une caméra multispectrale commerciale) pour la cartographie d'une parcelle agricole tout en fournissant des résultats satisfaisants pour la détection et la caractérisation de la végétation.

Chapitre 3

Modélisation et Commande Avancée du Quadrirotor

3.1 Introduction

En général, les chercheurs synthétisent un modèle d'UAV basé sur les angles d'Euler [38], qui possèdent une signification physique. Cependant, cette modélisation présente des singularités géométriques lors du passage par $\pm\frac{\pi}{2}$ (tangage et roulis) ou $\pm\pi$ (lacet). Pour résoudre ce problème, un modèle basé sur la représentation basée sur les quaternions est considéré. En particulier, la représentation de l'attitude par quaternions ne souffre pas de singularités et conduit à une forme plus simple pour la conception de la commande [39].

Plusieurs lois ont été proposées : LQR et PID pour les commandes linéaires [40, 41], commande par mode glissant [42, 43] et backstepping [44, 45] pour les commandes non linéaires. Cette dernière fournit une méthode systématique de synthèse. Elle combine la notion de fonction de Lyapunov de commande avec une procédure de conception récursive. Cela permet de lever la barrière de dimension et d'exploiter la flexibilité de conception pour traiter des systèmes d'ordre élevé, sous forme triangulaire inférieure.

Dans [38], les auteurs proposent une commande par backstepping pour la stabilisation d'attitude d'un quadrirotor en utilisant les angles d'Euler, sous certaines hypothèses sur les variations d'angles afin d'éviter les singularités. Les auteurs de [46] relâchent ces hypothèses et proposent un correcteur basé sur les quaternions de type PD^2 pour la stabilisation d'attitude. D'autres lois de commande basées sur le modèle en utilisant les quaternions et montrant de bons résultats sont présentées dans [44, 50, 51, 52]. Dans ce travail, nous proposons d'améliorer le correcteur PD^2 donné dans [46] en ajoutant un terme intégral pour traiter les perturbations, ce qui permet d'obtenir un meilleur rejet et un suivi plus précis. Nous étendons d'abord les résultats de stabilisation d'attitude au suivi, puis nous concevons une nouvelle commande robuste de type PID avec une fonction de Lyapunov constructive. La stabilité asymptotique globale est démontrée de la même façon. De bonnes performances en termes de stabilisation, de suivi et de robustesse sont obtenues, d'abord en simulation, puis confirmées par une validation expérimentale sur le banc d'essai Quanser 3-DOF Hover, une plateforme dédiée à l'implémentation en temps réel de lois de commande utilisée par de nombreux laboratoires.

3.2 Modélisation du quadrirotor selon les quaternions

Fondamentalement, un UAV doit effectuer un mouvement de rotation autour de chaque axe (X, Y et Z), respectivement appelés roulis avec un angle ϕ , tangage θ et lacet ψ , avant de se déplacer dans l'espace (Fig. 3.2.1).

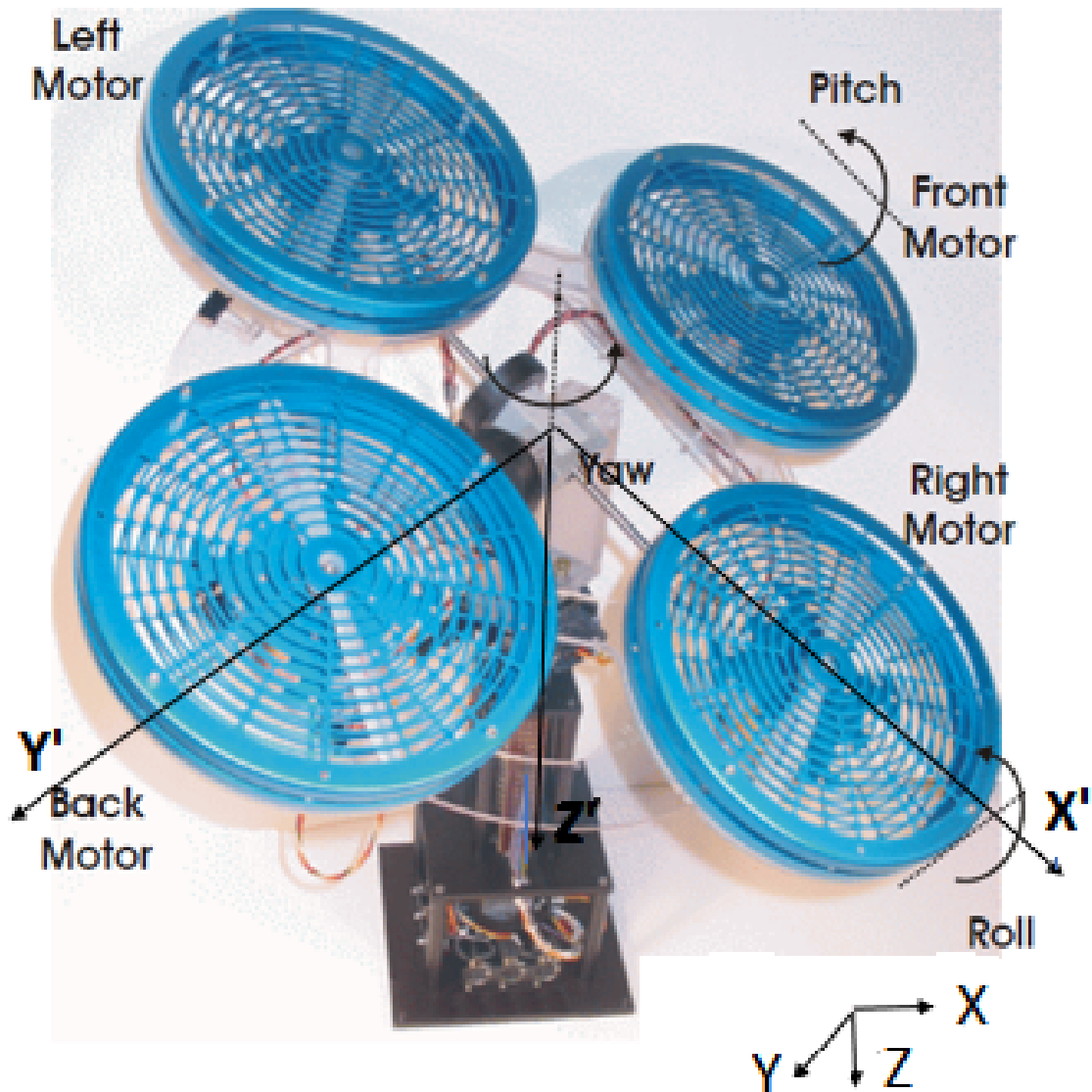


FIGURE 3.2.1 : Système de coordonnées

Cependant, les travaux basés sur les angles d'Euler, souffrent du problème de *gimbal lock* qui, dans ce cas, conduit à une configuration singulière pour les angles de roulis et de tangage de $\pm\frac{\pi}{2}$ et un angle de lacet de $\pm\pi$. Ce problème peut être contourné en utilisant un modèle basé sur les quaternions [53, 54, 55, 56] qui repose sur le fait que toute rotation d'un solide peut être décrite par une rotation unique autour d'un axe fixé [52, 57, 58, 59].

Un quaternion est un nombre hypercomplexe de dimension 4. Il est composé d'une partie scalaire et d'un vecteur imaginaire, représenté par :

$q = q_0 + q_{vec} = q_0 + q_1i + q_2j + q_3k$ et satisfait la propriété :

$$\|q\|^2 = q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 \quad (3.2.1)$$

Les quaternions décrivant la déviation R sont donnés dans [60] par :

$$q_{vec} = \bar{k} \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) ; q_0 = \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \quad (3.2.2)$$

et sont soumis à la contrainte :

$$q_{vec}^T q_{vec} + q_0^2 = 1 \quad (3.2.3)$$

où α est l'angle de rotation équivalent autour du vecteur unitaire \bar{k} .

De plus, les angles d'Euler sont supposés dans l'intervalle $\pm\pi$, d'où

$$|q_0| \leq 1 \quad (3.2.4)$$

La matrice de déviation $R(q)$ est alors définie par [61] :

$$R(q) = (q_0^2 - q_{vec}^T q_{vec})I_{3 \times 3} + 2(q_{vec} q_{vec}^T - q_0[S(q_{vec})]) \quad (3.2.5)$$

où : $I_{3 \times 3} = \text{diag}(1, 1, 1)$ est la matrice identité.

$S(q_{vec})$ est une matrice antisymétrique donnée par :

$$S(q_{vec}) = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix}$$

L'objectif de commande d'attitude est atteint lorsque la matrice de rotation $R = I_{3 \times 3}$ [56], ce qui, d'après (3.2.2) et (3.2.3), implique : $q_{vec} = 0$ et $q_0 = 1$

L'équation différentielle basée sur les quaternions est alors définie par :

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = -\frac{1}{2} q_{vec}^T \Omega \\ \dot{q}_{vec} = \frac{1}{2} (q_0 I_{3 \times 3} + S(q_{vec})) \Omega \end{cases} \quad (3.2.6)$$

où Ω est la vitesse angulaire, $\omega_b = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$.

L'équation du mouvement de rotation obtenue à partir du formalisme d'Euler-Newton est donnée par :

$$\mathbf{I} \dot{\omega}_b = -\omega_b \wedge \mathbf{I} \omega_b + u + d \quad (3.2.7)$$

où \wedge désigne le produit vectoriel, \mathbf{I} est la matrice d'inertie du système supposée diagonale en raison de l'hypothèse de symétrie de la plateforme,

$\mathbf{I} = \text{diag}(\mathbf{I}_{xx}, \mathbf{I}_{yy}, \mathbf{I}_{zz})$. Le vecteur $u = (u_2, u_3, u_4)$ est l'entrée de commande

d'attitude qui représente les couples générés par les moteurs. u_1 est la poussée totale générée par les quatre moteurs et est liée au mouvement de translation, qui n'est pas considéré dans ce travail. d est le terme de perturbation, supposé à variation lente et dérivable.

3.3 Commande par backstepping et résultats de simulation

3.3.1 Synthèse backstepping classique pour le suivi d'attitude

Le backstepping est une méthode systématique et récursive de synthèse de lois de commande non linéaires pour des systèmes de forme triangulaire inférieure, utilisant le principe de stabilité de Lyapunov.

À chaque étape du processus, une commande virtuelle est générée afin d'assurer la convergence du système vers son état d'équilibre. Ceci est réalisé à partir de fonctions de Lyapunov qui garantissent la stabilisation, pas à pas, à chaque étape de la synthèse. Le processus se termine lorsque la commande réelle est obtenue.

Considérons tout d'abord le système non perturbé ($d = 0$) où l'on définit l'erreur de quaternion sous forme multiplicative [61] comme :

$$q_e = (q_{e0}, q_{evec})$$

$$q_e = \bar{q}_d^* \wedge q \quad (3.3.1)$$

où $\bar{q}_d^* = (q_{0d}, -q_{vecd})$ est le quaternion conjugué désiré.

L'équation (3.3.1) peut être détaillée comme suit :

$$q_e = \begin{bmatrix} q_{0d}q_0 + q_{vecd}^T q_{vec} \\ q_{0d}q_{vec} - q_0q_{vecd} - S(q_{vecd})q_{vec} \end{bmatrix} \quad (3.3.2)$$

où q_{0d} et q_{vecd} sont les quaternions désirés.

Nous passons maintenant à la synthèse de la commande :

Étape 1 :

Nous considérons la fonction de Lyapunov suivante :

$$V_1 = \frac{1}{2} (q_{evec}^T q_{evec} + (q_{e0} - 1)^2) \quad (3.3.3)$$

Sachant que $0 \leq q_{e0} \leq 1$, on a $V_1 > 0$.

D'après (3.2.3), la fonction de Lyapunov (3.3.3) devient :

$$V_1 = (1 - q_{e0}) > 0, \quad \dot{V}_1 = -\dot{q}_{e0} = \frac{1}{2} q_{evec}^T \omega_b \quad (3.3.4)$$

On définit l'erreur de vitesse angulaire comme :

$$\tilde{\omega}_b = \omega_b - \bar{\omega}_b \quad (3.3.5)$$

où $\bar{\omega}_b$ est une commande virtuelle. Alors (3.3.4) devient :

$$\dot{V}_1 = \frac{1}{2}q_{ev\vec{e}c}^T(\tilde{\omega}_b + \bar{\omega}_b) \quad (3.3.6)$$

Pour rendre $\dot{V}_1 < 0$, nous choisissons la commande virtuelle :

$$\bar{\Omega} = -K_1 q_{ev\vec{e}c} \quad (3.3.7)$$

où K_1 est une matrice de gain symétrique définie positive (3×3).

La dérivée \dot{V}_1 devient :

$$\dot{V}_1 = -\frac{1}{2}q_{ev\vec{e}c}^T K_1 q_{ev\vec{e}c} + \frac{1}{2}q_{ev\vec{e}c}^T \tilde{\omega}_b \quad (3.3.8)$$

Le premier terme est négatif alors que le signe du second n'est pas défini. Afin de forcer ce terme à être négatif et d'introduire la commande réelle, nous modifions la fonction de Lyapunov dans la deuxième étape de la procédure de backstepping.

Étape 2 :

La fonction de Lyapunov augmentée est définie comme :

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2}\tilde{\omega}_b^T \mathbf{I} \tilde{\omega}_b \quad (3.3.9)$$

Sa dérivée s'écrit :

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + \tilde{\omega}_b^T \mathbf{I} \dot{\tilde{\omega}}_b \\ &= -\frac{1}{2}q_{ev\vec{e}c}^T K_1 q_{ev\vec{e}c} + \frac{1}{2}q_{ev\vec{e}c}^T \tilde{\omega}_b + \tilde{\omega}_b^T (\mathbf{I} \dot{\omega}_b - \mathbf{I} \dot{\tilde{\omega}}_b) \\ &= -\frac{1}{2}q_{ev\vec{e}c}^T K_1 q_{ev\vec{e}c} + \tilde{\omega}_b^T (-\omega_b \wedge \mathbf{I} \omega_b + u - \mathbf{I} \dot{\tilde{\omega}}_b + \frac{1}{2}q_{ev\vec{e}c}) \end{aligned} \quad (3.3.10)$$

Pour assurer la stabilité asymptotique du système, nous choisissons la loi de commande suivante :

$$u = \omega_b \wedge \mathbf{I} \omega_b + J \dot{\omega}_b - \frac{1}{2}q_{ev\vec{e}c} - K_2 \tilde{\omega}_b \quad (3.3.11)$$

où K_2 est également une matrice de gain symétrique définie positive (3×3).

En utilisant (3.3.11), on obtient :

$$\dot{V}_2 = -\frac{1}{2}q_{ev\vec{e}c}^T K_1 q_{ev\vec{e}c} - \tilde{\omega}_b^T K_2 \tilde{\omega}_b \quad (3.3.12)$$

On en déduit que :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{\omega}_b(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} q_{ev\vec{e}c}(t) = 0 \quad (3.3.13)$$

ce qui implique, d'après (3.3.7) et (3.3.5), que :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{\omega}_b(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} \bar{\omega}_b(t) = 0 \quad (3.3.14)$$

Puis, d'après (3.2.3), on déduit que :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} q_{e0}(t) = \pm 1 \quad (3.3.15)$$

Ainsi, le point d'équilibre est globalement asymptotiquement stable.

3.3.2 Synthèse backstepping intégral pour le suivi d'attitude

Afin d'obtenir de meilleures performances pour un système soumis à des perturbations externes supposées bornées et à variation lente, nous synthétisons une loi de commande robuste par backstepping intégral.

Nous définissons la même fonction de Lyapunov que dans (3.3.3), à savoir :

$$V_3 = \frac{1}{2} q_{evec}^T q_{evec} + \frac{1}{2} (q_{e0} - 1)^2 \quad (3.3.16)$$

D'après (3.2.3), $V_3 > 0$ et :

$$\dot{V}_3 = \frac{1}{2} q_{evec}^T \omega_b \quad (3.3.17)$$

L'erreur de vitesse angulaire est définie de la même manière :

$$\tilde{\omega}_b = \omega_b - \bar{\omega}_b \quad (3.3.18)$$

La dérivée de la fonction de Lyapunov devient :

$$\Rightarrow \dot{V}_3 = \frac{1}{2} q_{evec}^T (\tilde{\omega}_b + \bar{\omega}_b) \quad (3.3.19)$$

et la commande virtuelle est choisie comme :

$$\bar{\omega}_b = -K_3 q_{evec} \quad (3.3.20)$$

Où K_3 est une matrice de gain symétrique définie positive (3×3).

Ainsi, (3.3.19) devient :

$$\dot{V}_3 = -\frac{1}{2} q_{evec}^T K_3 q_{evec} + \frac{1}{2} q_{evec}^T \tilde{\omega}_b \quad (3.3.21)$$

Pour traiter le second terme, nous proposons à l'étape 2 la fonction de Lyapunov suivante, incluant un terme d'erreur de perturbation \tilde{d} .

Étape 2 :

$$V_4 = V_3 + \frac{1}{2} \tilde{\omega}_b^T \mathbf{I} \tilde{\omega}_b + \frac{1}{2} \tilde{d}^T \tilde{d}, \quad \tilde{d} = d - \bar{d} \quad (3.3.22)$$

\tilde{d} est la différence entre la perturbation réelle et une commande virtuelle \bar{d} . La dérivée de (3.3.22) s'écrit :

$$\dot{V}_4 = \dot{V}_3 + \tilde{\omega}_b^T \mathbf{I} \dot{\tilde{\omega}}_b + \tilde{d}^T \dot{\tilde{d}} \quad (3.3.23)$$

D'après (3.2.7) et (3.3.18), on a :

$$\mathbf{I} \dot{\tilde{\omega}}_b = \mathbf{I} \dot{\omega}_b - \mathbf{I} \dot{\bar{\omega}}_b = -\omega_b \wedge \mathbf{I} \omega_b + u + d - \mathbf{I} \dot{\bar{\omega}}_b \quad (3.3.24)$$

En remplaçant (3.3.21) et (3.3.24) dans (3.3.23), et en utilisant $q_{ev\acute{e}c}^T \tilde{\omega}_b = \tilde{\omega}_b^T q_{ev\acute{e}c}$, on obtient :

$$\begin{aligned} \dot{V}_4 = & -\frac{1}{2}q_{ev\acute{e}c}^T K_3 q_{ev\acute{e}c} + \tilde{\omega}_b^T [-\omega_b \wedge \mathbf{I}\omega_b + u + \frac{1}{2}q_{ev\acute{e}c} \\ & + \bar{d} - \mathbf{I}\dot{\omega}_b] + \tilde{d}^T [\tilde{\omega}_b + \dot{\bar{d}}] \end{aligned} \quad (3.3.25)$$

Sous l'hypothèse que d est dérivable et à variation lente, on a : $\dot{d} \rightarrow 0$ et $\dot{\bar{d}} = -\dot{d}$. Ainsi, (3.3.25) devient :

$$\begin{aligned} \dot{V}_4 = & -\frac{1}{2}q_{ev\acute{e}c}^T K_3 q_{ev\acute{e}c} + \tilde{\omega}_b^T [-\omega_b \wedge \mathbf{I}\omega_b + u + \frac{1}{2}q_{ev\acute{e}c} \\ & + \bar{d} - \mathbf{I}\dot{\omega}_b] + \tilde{d}^T [\tilde{\omega}_b - \dot{\bar{d}}] \end{aligned} \quad (3.3.26)$$

Pour annuler l'erreur de vitesse angulaire, nous choisissons :

$$\dot{\bar{d}} = \tilde{\omega}_b \implies \bar{d} = \int \tilde{\omega}_b dt \quad (3.3.27)$$

Finalement, la loi de commande est donnée par :

$$u = \omega_b \wedge \mathbf{I}\omega_b - \frac{1}{2}q_{ev\acute{e}c} - \int \tilde{\omega}_b dt + \mathbf{I}(-K_3 \dot{q}_{ev\acute{e}c}) - K_4 \mathbf{I}\tilde{\omega}_b \quad (3.3.28)$$

où K_3 et K_4 sont des matrices de gain symétriques définies positives (3×3).

En remplaçant (3.3.28) dans (3.3.26), la dérivée \dot{V}_4 devient :

$$\dot{V}_4 = -\frac{1}{2}q_{ev\acute{e}c}^T K_3 q_{ev\acute{e}c} - \tilde{\omega}_b^T K_4 \tilde{\omega}_b \quad (3.3.29)$$

On conclut que :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \omega_b(t) = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} q_{ev\acute{e}c}(t) = 0 \quad \text{et} \quad \lim_{t \rightarrow \infty} q_{e0}(t) = \pm 1 \quad (3.3.30)$$

Ainsi, le point d'équilibre est globalement asymptotiquement stable.

3.4 Résultats et discussions

3.4.1 Résultats de la simulation

Une fois la modélisation réalisée et les commandes synthétisées, il reste à simuler le comportement du système en boucle fermée.

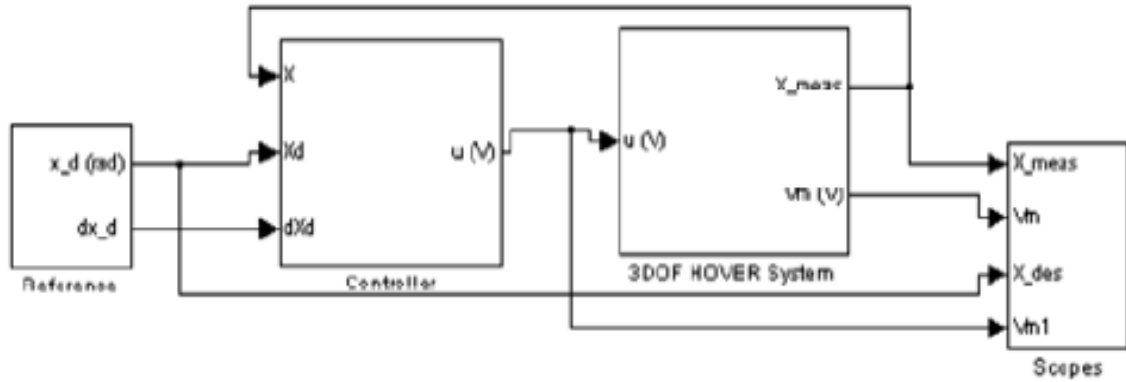


FIGURE 3.4.1 : Schéma de simulation pour les commandes CB et IB basées sur les quaternions

La Figure 3.4.1 représente le schéma de commande du modèle quaternionique du sous-système d'attitude du quadrirotor, simulé sous Matlab-Simulink.

Nous appliquons tout d'abord la loi de commande (3.3.11) issue du backstepping classique (CB), puis la seconde loi de commande (3.3.28) issue du backstepping intégral (IB).

Afin de préparer la validation expérimentale, nous utilisons, pour les deux simulations, les valeurs numériques de la plateforme Quanser 3-DOF Hover indiquées dans son datasheet [62] et représentés dans le tableau 3.1.

TABLE 3.1 : Paramètres de la plateforme Quanser 3-DOF Hover

Nom	Paramètre	Valeur	Unité
Masse totale du véhicule	m	2.85	kg
Longueur de segment	l	0.1969	m
Gravité	g	9.81	$m.s^{-2}$
Inertie autour de l'axe X	I_{xx}	0.0552	$kg.m^2$
Inertie autour de l'axe Y	I_{yy}	0.0052	$kg.m^2$
Inertie autour de l'axe Z	I_{zz}	0.1104	$kg.m^2$
Inertie moteur	J_r	1.91×10^{-6}	$kg.m^2$
Constante moteur	τ_{mot}	0.0036	ms
Coefficient de portance	b	1.14×10^{-7}	$N.s^2$
Coefficient de traînée	d	2.98×10^{-6}	$N.m.s^2$

Les résultats de simulation montrent la comparaison entre les deux commandes. Le backstepping classique et le backstepping intégral.

Nous définissons des conditions initiales de l'orientation du drone avec $\phi, \theta, \psi = (12, -7, 12)$ degrés. Nous remarquons la rapidité de la commande backstepping et la

stabilisation de la plateforme pour les deux commandes (voire Fig. 3.4.2 et Fig.3.4.3. Nous observons que les angles avec la commande backstepping intégral se stabilisent après $\sim 0,3$ s tandis que pour la commande backstepping classique après $\sim 0,5$ s).

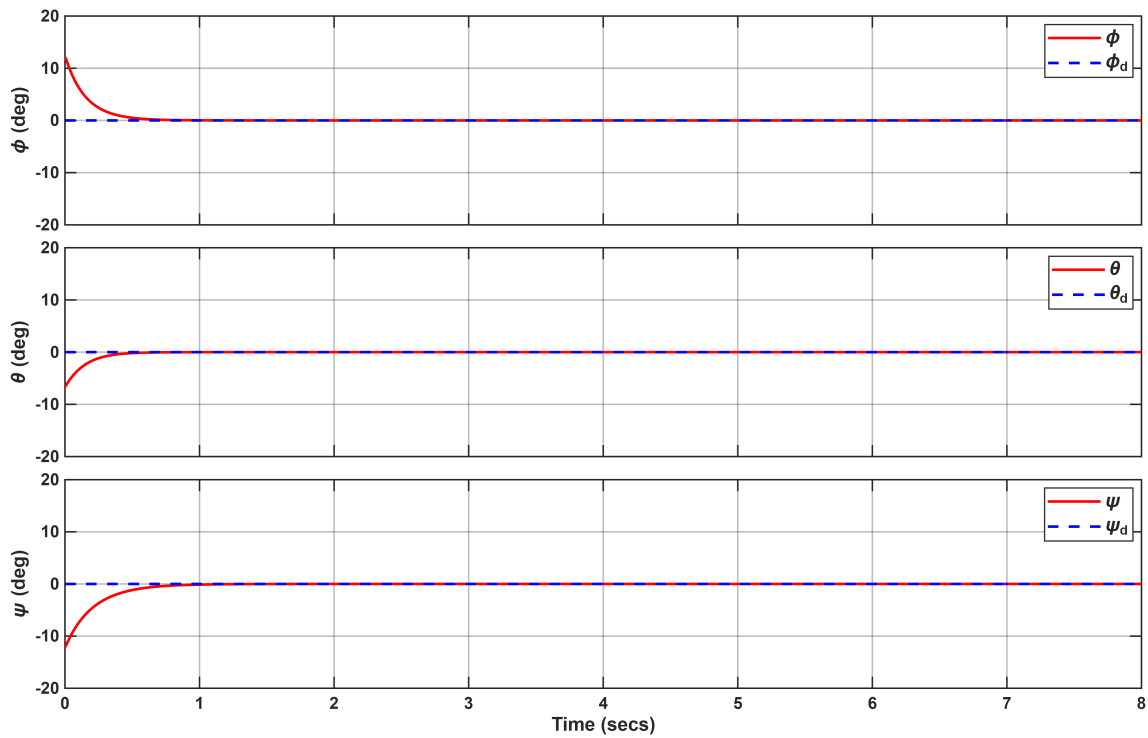


FIGURE 3.4.2 : Réponses de stabilisation des angles d'Euler pour les commandes CB

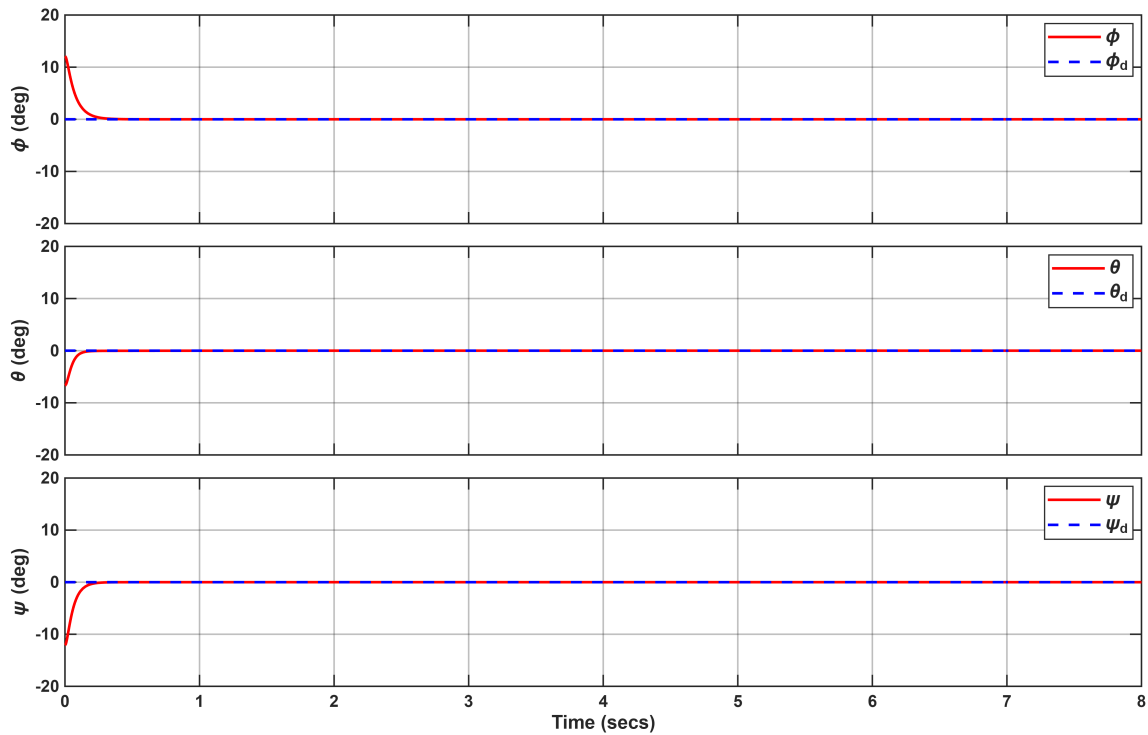


FIGURE 3.4.3 : Réponses de stabilisation des angles d'Euler pour les commandes CB

Ensuite, nous fixons un ensemble de consignes sinusoïdales avec des amplitudes $\phi_{desired} = \theta_{desired} = 90$ degrés et $\psi_{desired} = 180$ degrés (Fig.3.4.5 et Fig.3.4.4) afin de mettre en évidence à la fois les performances de suivi et les tests de singularités. Les réponses suivent très bien leurs consignes avec une meilleure précision pour le IB par rapport au CB et les deux commandes permettent de traverser les singularités du modèle en angles d'Euler.

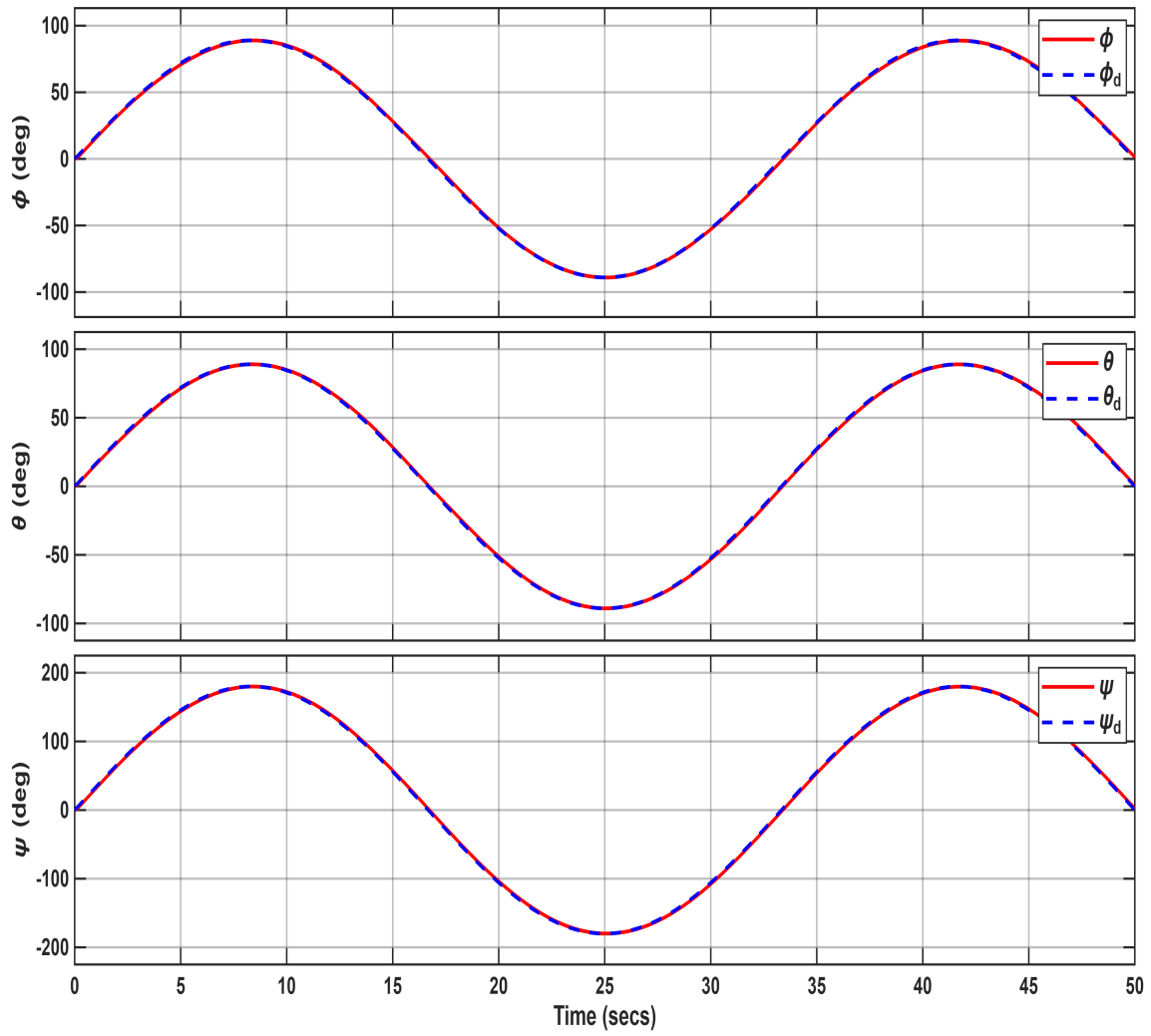


FIGURE 3.4.4 : Réponses de suivi d'attitude (angles d'Euler) pour les commandes CB

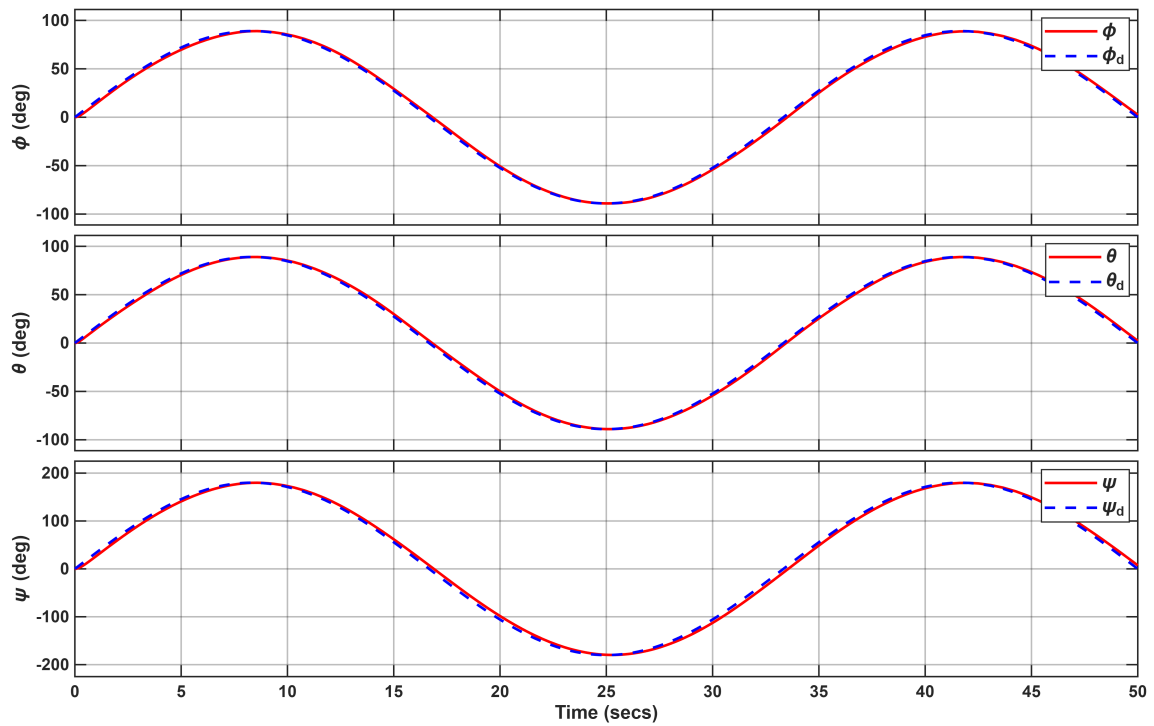


FIGURE 3.4.5 : Réponses de suivi d'attitude (angles d'Euler) pour les commandes CB

Dans les deux figures Fig.3.4.6 et Fig.3.4.7, nous avons introduit la même perturbation pour les deux commandes qui est une perturbation aléatoire sous forme d'une impulsion d'une seconde. Nous remarquons qu'elle n'est pas complètement rejetée avec la commande backstepping classique alors que la commande backstepping intégrale rejette la perturbation complètement et rejoint la référence par la suite..

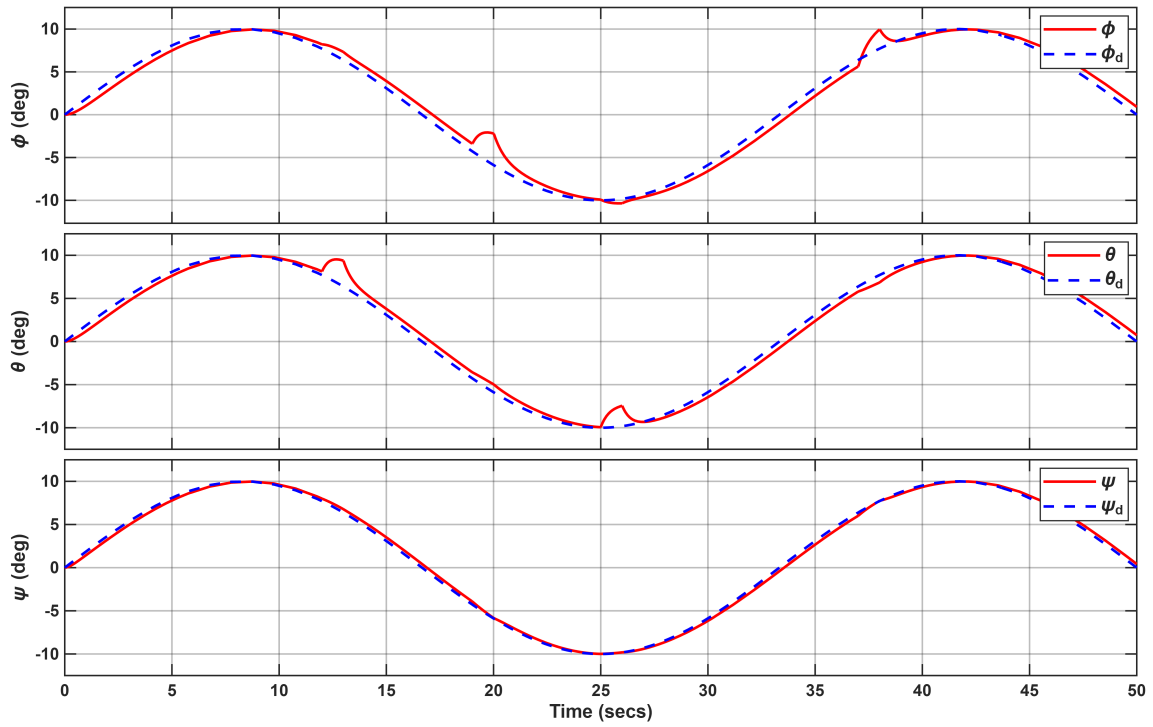


FIGURE 3.4.6 : Réponses de robustesse (angles d'Euler) pour les commandes CB

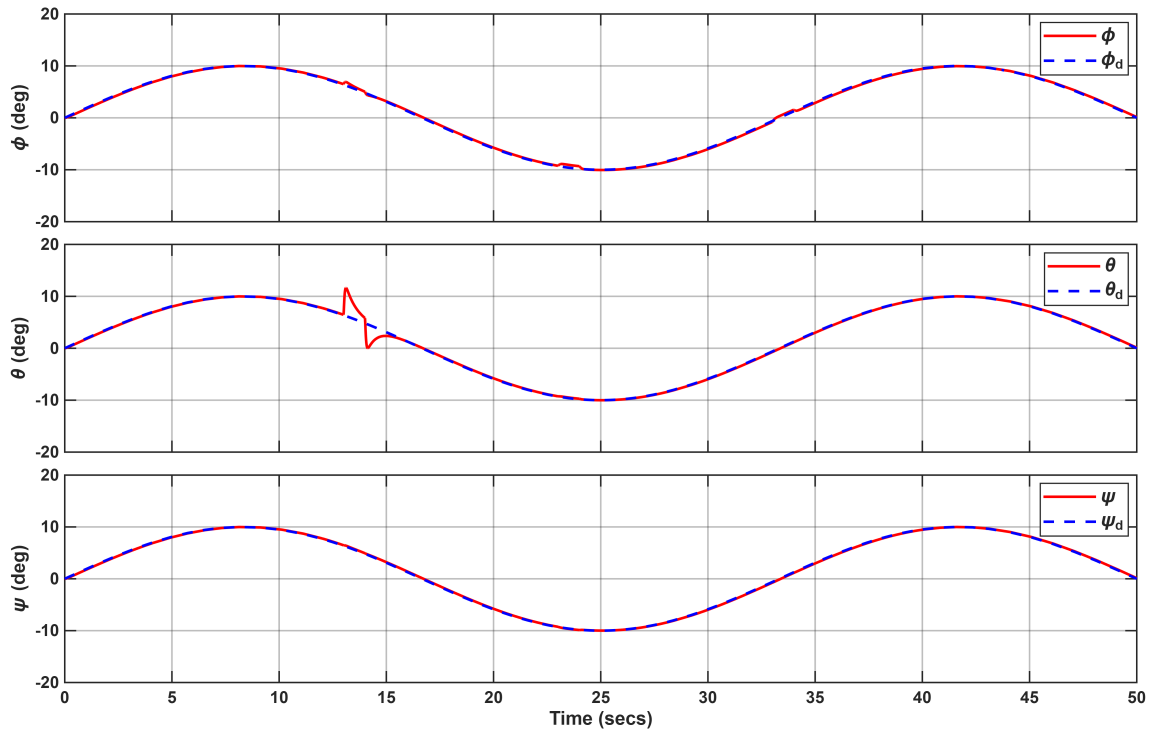


FIGURE 3.4.7 : Réponses de robustesse (angles d'Euler) pour les commandes CB

Ainsi, les deux commandes backstepping répondent correctement aux consignes définies dans les différents tests.

De plus, la commande backstepping intégrale compense les faiblesses de la commande backstepping classique et fournit de meilleures performances en termes de rejet de perturbations, de suivi de trajectoires et de stabilisation.

3.4.2 Validation expérimentale

Dans cette section, nous souhaitons valider expérimentalement les commandes proposées. Pour cela, nous utilisons le banc d'essai Quanser 3-DOF Hover. Ce système se compose d'un châssis muni de quatre hélices. Le châssis est monté sur un pivot à trois degrés de liberté qui lui permet de tourner autour des axes de roulis, tangage et lacet. Chaque hélice génère une force de portance utilisée pour contrôler les angles de tangage et de roulis. Le couple total généré par les moteurs d'hélices provoque un mouvement autour de l'axe de lacet. Un ensemble d'hélices contra-rotatives permet d'équilibrer le couple total lorsque les poussées des quatre hélices sont approximativement égales. Les angles des axes sont mesurés par des codeurs de haute résolution. Les signaux des codeurs et des moteurs sont transmis via un collecteur tournant (*slip ring*) qui permet une rotation continue autour de l'axe de lacet.

Le schéma de la configuration expérimentale est donné sur la Fig. 3.4.8. Les angles de roulis, tangage et lacet sont mesurés par des codeurs. La commande est calculée sur un ordinateur personnel équipé d'une plate-forme Matlab-Simulink qui permet une implémentation aisée de l'algorithme sous forme de schéma bloc avec réglages en temps réel des paramètres.

Dans les expériences, nous appliquons les commandes sur le quadrirotor pour observer les réponses en stabilisation et en suivi. Nous ajoutons également une perturbation pour évaluer la robustesse et le comportement du banc. Nous avons essayé de conserver les mêmes conditions initiales et les références entre la simulation et la validation expérimentales afin d'apporter une comparaison le plus fidèlement possible à notre travail.

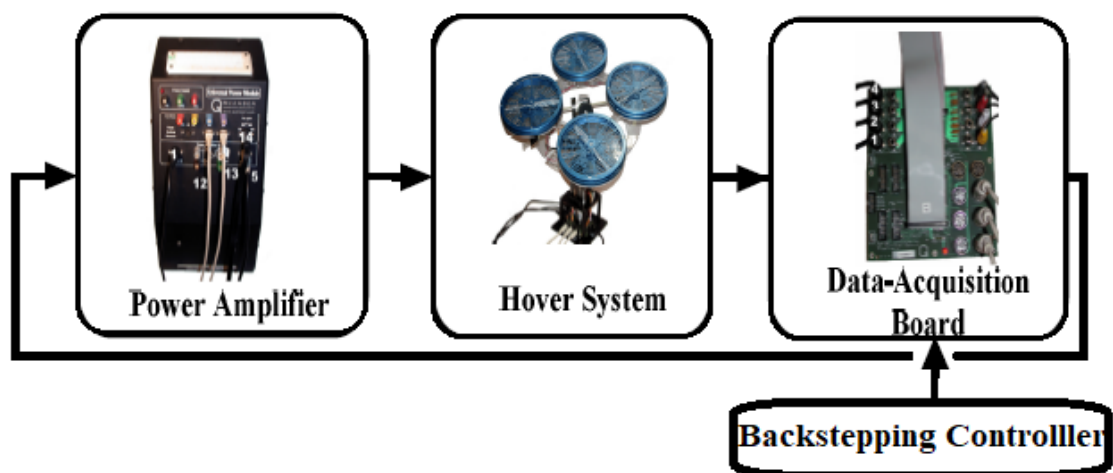


FIGURE 3.4.8 : Schéma de la plate-forme expérimentale temps réel

En négligeant l'effet gyroscopique, les frottements et les perturbations atmosphériques sur les hélices, les équations du mouvement peuvent être dérivées à partir des forces et couples agissant sur le système [60] :

$$\begin{aligned} \mathbf{I}_{xx}\ddot{\phi} &= u_2 \\ \mathbf{I}_{yy}\ddot{\theta} &= u_3 \\ \mathbf{I}_{zz}\ddot{\psi} &= u_4 \end{aligned} \quad (3.4.1)$$

Ces équations peuvent être réécrites sous la forme :

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{bL}{\mathbf{I}_{xx}}(V_{right} - V_{left}) \\ \ddot{\theta} &= \frac{bL}{\mathbf{I}_{yy}}(V_{front} - V_{back}) \\ \ddot{\psi} &= \frac{d_r}{\mathbf{I}_{zz}}(-V_{front} - V_{back} + V_{right} + V_{left}) \end{aligned} \quad (3.4.2)$$

où b est le coefficient de portance, d_r le coefficient de traînée et L la longueur de bras. V_{right} , V_{left} , V_{front} et V_{back} sont respectivement les tensions appliquées aux quatre moteurs.

Le modèle (3.4.2) correspond au banc d'essai Quanser 3-DOF Hover utilisé pour la validation expérimentale. Le modèle est simplifié de sorte que tous les effets négligés soient regroupés dans le terme d .

Validation du backstepping classique

Ces réponses ont été obtenues pour les gains optimaux $K_1 = \text{diag}(9, 15, 12)$ et $K_2 = \text{diag}(25, 25, 25)$. Nous imposons dans la Fig. 3.4.9 des conditions initiales $angles = (12, -7, -12)$ degrés utilisées en simulation et nous observons un régime pseudo-période autour du ϕ , moins présent pour le θ et absent pour le ψ . Le quadricopter se stabilise complètement autour de la référence après ~ 5 sec.

Malheureusement, à cause des contraintes mécaniques de la plateforme, nous ne pouvons pas tester la résolution du « Gimbal-lock » causées par les angles d'euler (la contrainte mécanique est présente pour le tangage et le roulis mais pas le lacet). Nous définissons donc une trajectoire $angles = (\pm 25, \pm 25, \pm 180)$ degrés pour tester à la fois le suivi et la singularité autour de l'axe de lacet. Les réponses arrivent à suivre les trajectoires avec un léger offset transitoire pour le tangage et le roulis et atteint aussi la singularité autour de l'axe de lacet. La commande par backstepping classique fournit de bonnes performances de suivi de trajectoires.

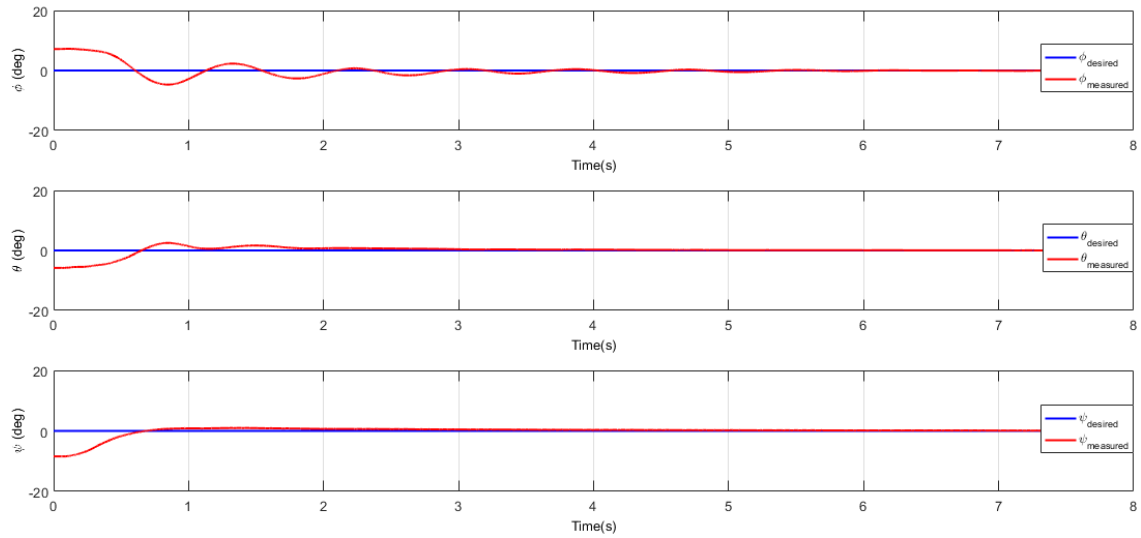


FIGURE 3.4.9 : Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de stabilisation avec la commande CB

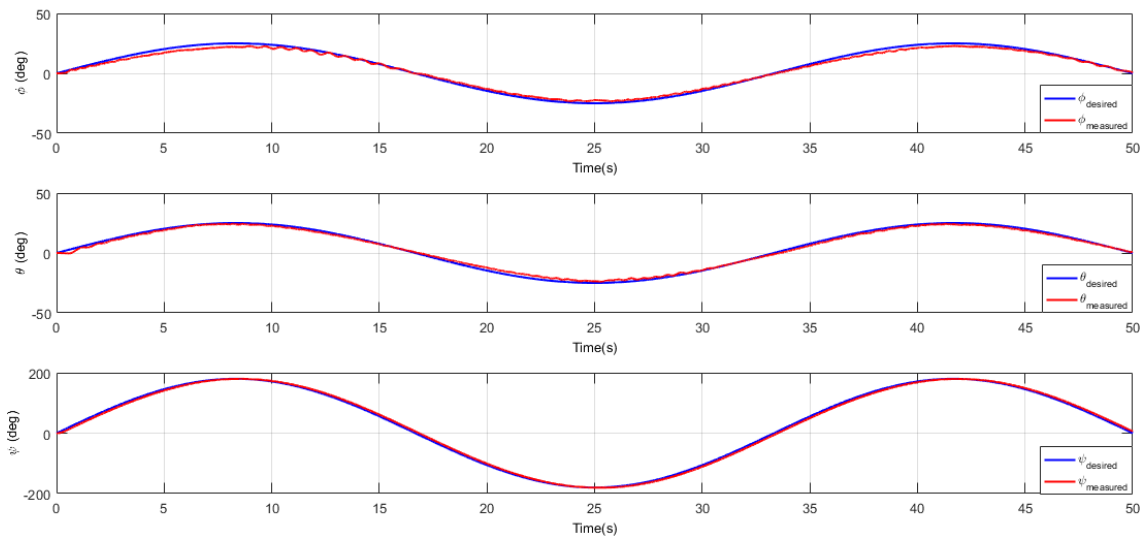


FIGURE 3.4.10 : Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de suivi avec la commande CB

Pour tester la robustesse de la CB, nous définissons la consigne pour tous les *angles* = ± 10 degrés afin d'observer le comportement du système. Le système se révèle très sensible aux perturbations autour des axes de roulis et de tangage, alors que la perturbation est mieux rejetée sur l'axe de lacet.

En validation expérimentale, la commande backstepping classique fonctionne bien pour la stabilisation et le suivi, mais elle reste sensible aux perturbations, ce qui motive la proposition d'une commande par backstepping intégral pour améliorer ces résultats.

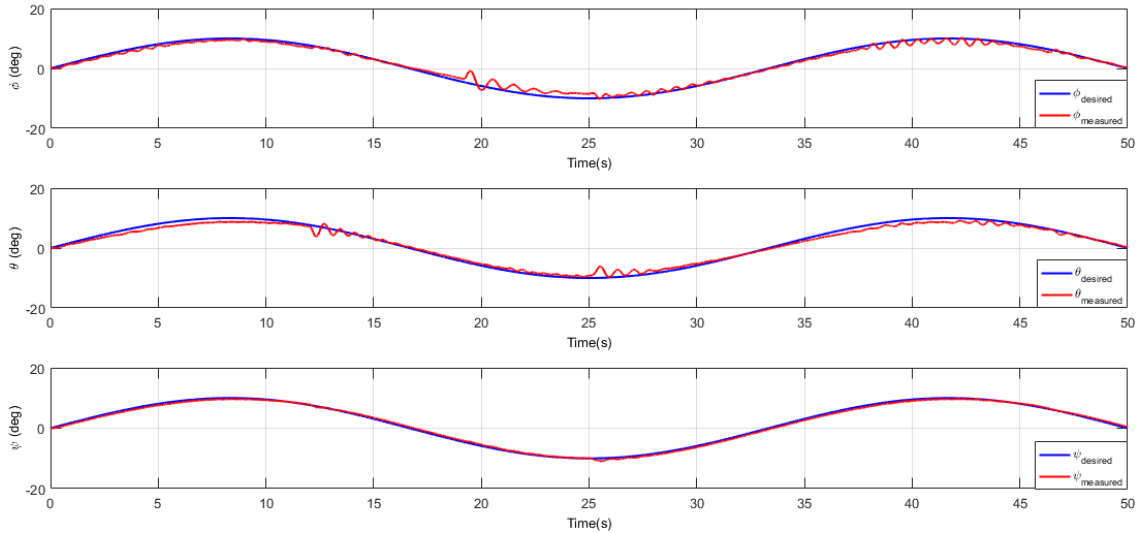


FIGURE 3.4.11 : Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de robustesse avec la commande CB

Validation du backstepping intégral

Une fois la commande backstepping intégrale simulée, nous étudions le comportement du système en termes de stabilisation, de suivi de trajectoires et de rejet de perturbations.

Le schéma de commande est le même que celui de la Fig. 3.4.8. Ces réponses ont été obtenues pour les gains optimaux $K_3 = \text{diag}(15, 18, 12)$ et $K_4 = \text{diag}(35, 35, 35)$.

Pour des consignes $angles = (-11, -5, -8)$ degrés, le quadrirotor se stabilise autour de l'origine des angles plus rapidement que la commande CB (~ 3.5 sec) où nous l'avons aussi observé en simulation.. Les oscillations amorties sur l'angle ϕ plus présentes que la commande CB sont dues au terme intégral de la commande IB.

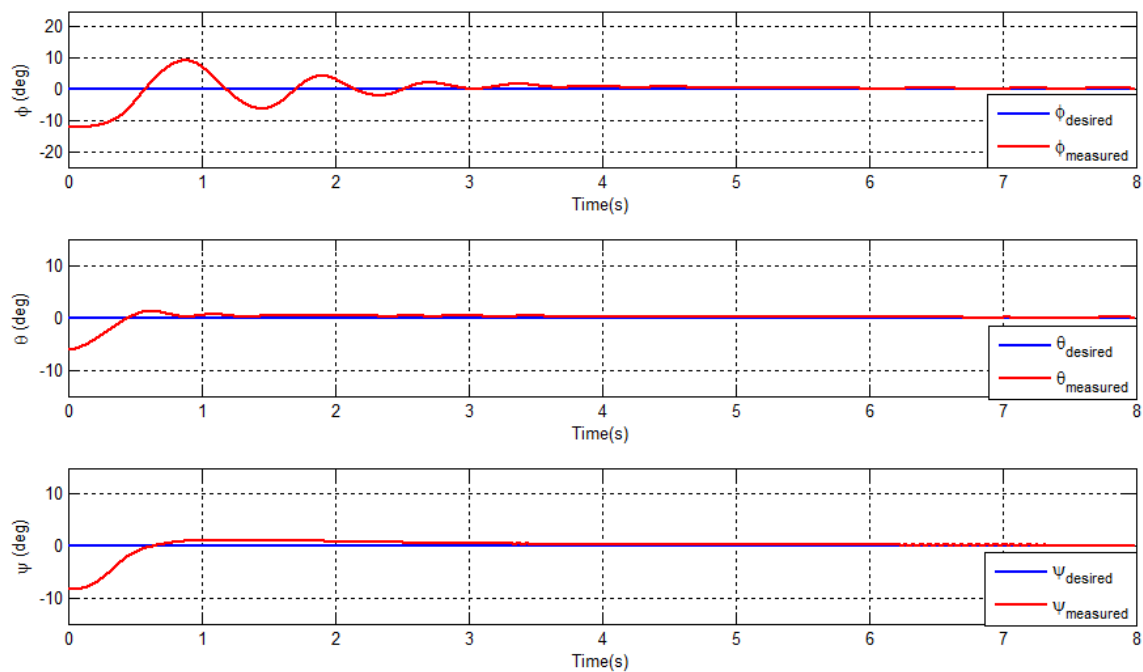


FIGURE 3.4.12 : Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de stabilisation avec la commande IB

Nous définissons ensuite une trajectoire sinusoïdale de $angles = (\pm 25, \pm 25, \pm 180)$ degrés pour tester également les singularités. Les réponses suivent très bien la trajectoire et atteignent aussi la singularité autour de l'axe de lacet. La commande backstepping intégrale fournit de bonnes performances de suivi de trajectoires légèrement mieux par rapport à la commande CB.

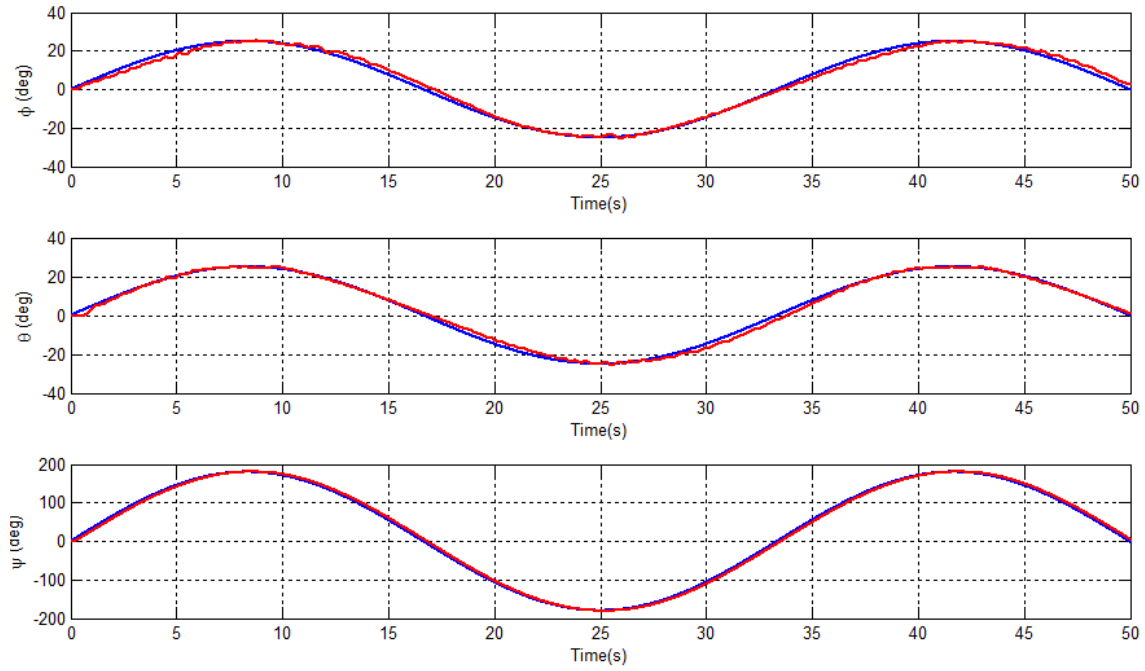


FIGURE 3.4.13 : Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de suivi avec la commande IB

Dans le test de robustesse, nous définissons $angles = (\pm 10, \pm 10, \pm 10)$ degrés et appliquons des perturbations pour observer les réponses avec la même stratégie appliquées sur la commande classique. La commande IB réagit bien, fournit un meilleur rejet de perturbations que la commande CB et améliore les réponses par rapport à la première commande synthétisée.

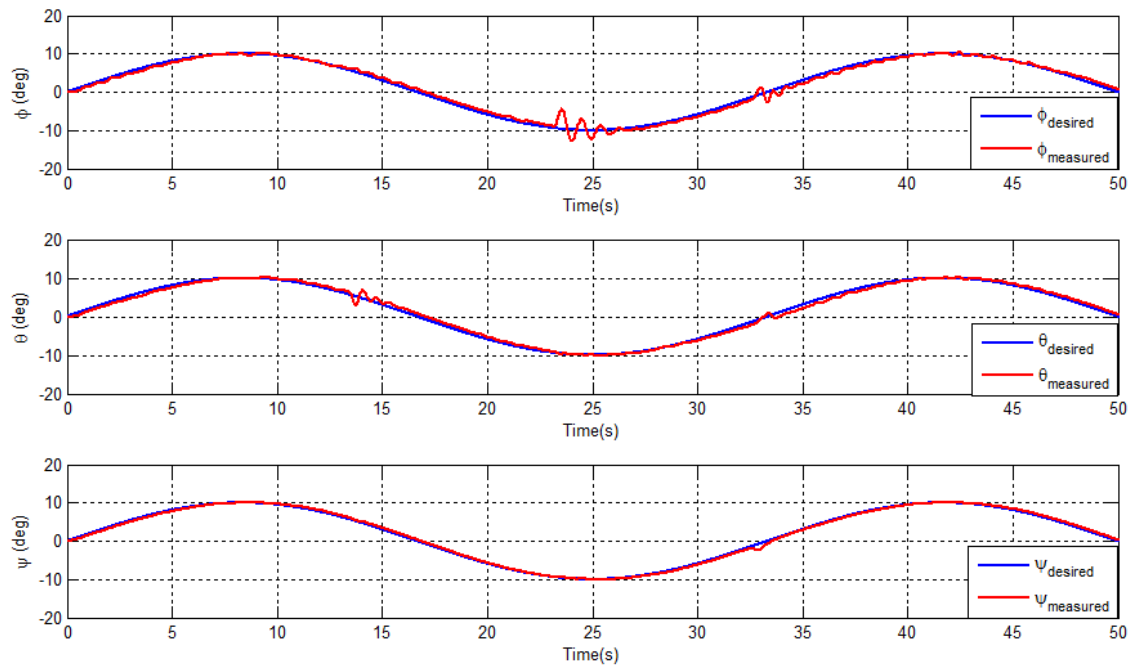


FIGURE 3.4.14 : Réponses des angles 3-DOF Hover pour un test de robustesse avec la commande IB

Conclusion

Dans cette étude, nous avons proposé une extension de la conception d'une commande par backstepping pour le suivi d'attitude d'un quadrirotor en présence de perturbations. Nous avons considéré une représentation basée sur les quaternions afin d'éviter le problème de singularités. Nous avons ensuite développé une loi de commande de backstepping intégral, dans laquelle un terme intégral a été introduit pour rejeter les perturbations externes. La loi de commande proposée améliore les performances en termes de stabilisation, de suivi et de rejet de perturbations. Des fonctions de Lyapunov construites de manière systématique ont permis de prouver la stabilité asymptotique de la commande. Les résultats obtenus montrent un bon fonctionnement, tant en simulation que lors de la validation expérimentale sur la plateforme Quanser 3-DOF Hover.

Chapitre 4

Modélisation et Commande du Manipulateur Aérien

4.1 Introduction

Les manipulateurs aériens sans pilote (UAM) représentent une classe émergente de systèmes robotiques combinant la mobilité tridimensionnelle des drones avec les capacités de manipulation des bras robotiques. Cette combinaison offre un potentiel considérable pour des applications variées telles que l'inspection d'infrastructures, la maintenance industrielle ou le transport de charges dans des environnements difficiles d'accès. Cependant, la modélisation et la commande de ces systèmes posent des défis importants. Le couplage dynamique fort entre la base flottante et le bras manipulateur, ainsi que la nature sous-actionnée du véhicule aérien, rendent la tâche de positionnement de l'effecteur final particulièrement complexe.

Le système étudié dans cette thèse est composé d'un quadrirotor agissant comme base volante et d'un bras robotique à 2 degrés de liberté (2-DOF) monté sous la base (figure 4.2.1). La base drone est modélisée comme un corps rigide sous-actionné se déplaçant en 3D, tandis que le bras comporte deux articulations rotatives en série. L'ensemble forme un système de 8 degrés de liberté couplé (6 DOF pour le drone + 2 DOF pour le bras). Cette redondance cinématique offre une flexibilité supplémentaire qui peut être exploitée pour satisfaire l'objectif primaire (position de l'effecteur) tout en respectant des contraintes multiples et en optimisant des critères secondaires.

L'objectif de ce chapitre est d'établir un modèle cinématique complet et robuste pour ce système, capable de résoudre la redondance cinématique tout en respectant des contraintes physiques strictes. Nous commençons par la modélisation géométrique en utilisant la convention de Denavit-Hartenberg modifiée pour décrire la chaîne cinématique du bras. Ensuite, nous développons le modèle cinématique direct reliant les vitesses articulaires aux vitesses de l'effecteur. Enfin, nous abordons le problème crucial de la cinématique inverse. Contrairement aux approches géométriques classiques qui peinent à exploiter la redondance pour des tâches secondaires, nous proposons une approche basée sur la programmation quadratique (QP) au niveau de l'accélération. Cette méthode permet de gérer efficacement la redondance du système, de traiter rigoureusement les contraintes d'inégalité (limites articulaires, limites de vitesse) sans recourir à des méthodes de saturation artificielles, et d'assurer des mouvements fluides. Des résultats de simulation sont présentés pour valider l'efficacité de l'approche proposée.

4.2 Modèle géométrique et cinématique directe

Soit le manipulateur aérien représenté par un quadrirotor et un bras manipulateur à 2 degrés de liberté utilisé afin de déterminer le modèle géométrique ainsi que le modèle cinématique directe et inverse.

Soit $\{\mathcal{I}\}$ le repère inertiel, $\{\mathcal{B}\}$ le repère du corps attaché au centre de masse du drone et $\{\mathcal{E}\}$ le repère attaché à l'effecteur final. Le vecteur

$p_b = [x_b \ y_b \ z_b]^T$ représente la position de l'UAV exprimé dans le repère inertiel.

L'indice $(_b)$ fait référence à la base du manipulateur qui est le quadrirotor et l'indice $(.e)$ à l'effecteur final.

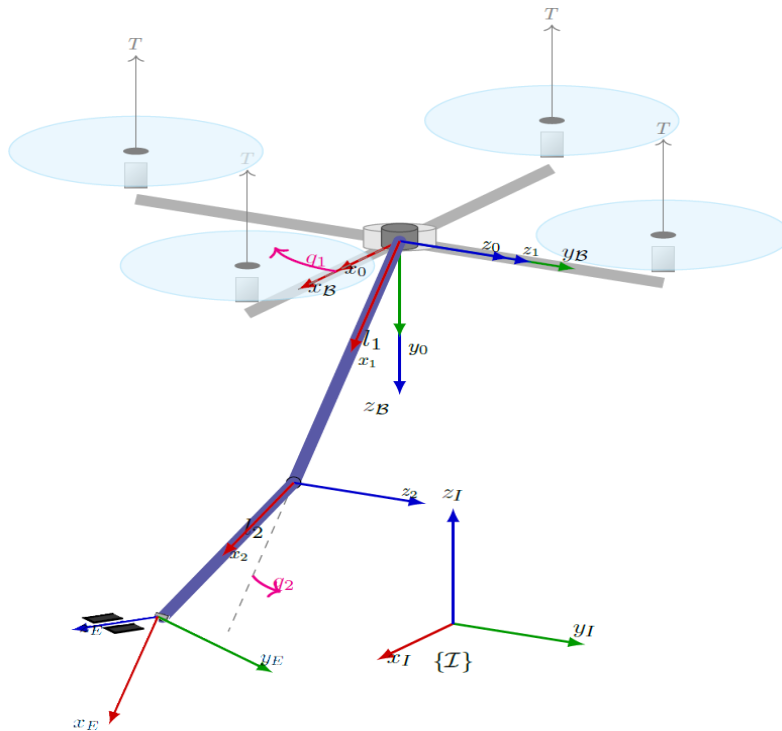


FIGURE 4.2.1 : Schéma du système UAM : quadrirotor avec bras robotique 2-DOF et repères de référence

La matrice de rotation qui définit l'orientation du quadrirotor utilise la convention ZYX pour les angles d'Euler. Elle est donnée comme suit :

$$R_b = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \psi \cos \phi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \psi \cos \phi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}. \quad (4.2.1)$$

$\Phi_b(t) = [\phi_b \ \theta_b \ \psi_b]^T$ est le vecteur des angles d'Euler qui représente son orientation et le vecteur $q = [q_1 \ q_2]^T$ représente la position angulaire du bras robotique à 2 degrés de liberté.

Le vecteur de la configuration complet de l'UAM s'écrit :

$$\eta = \begin{bmatrix} p_b \\ \Phi_b \\ q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \\ \phi_b \\ \theta_b \\ \psi_b \\ q_1 \\ q_2 \end{bmatrix}. \quad (4.2.2)$$

Les vecteurs

$$\dot{\eta}(t) = \begin{bmatrix} \dot{p}_b(t) \\ \dot{\Phi}_b(t) \\ \dot{q}(t) \end{bmatrix}, \quad \ddot{\eta}(t) = \begin{bmatrix} \ddot{p}_b(t) \\ \ddot{\Phi}_b(t) \\ \ddot{q}(t) \end{bmatrix}$$

désignent respectivement les vitesses et accélérations de l'UAM.

Soit la matrice de transformation homogène H_e^b exprimant la position et l'orientation de l'effecteur final par rapport à la base :

$$H_e^b = \begin{bmatrix} R_e^b & p_e^b \\ 0_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix}. \quad (4.2.3)$$

Avec p_e^b et R_e^b étant respectivement la position et l'orientation de l'effecteur final par rapport à la base $\{\mathcal{B}\}$. Pour déterminer ces grandeurs, nous utilisons la convention de Denavit-Hartenberg modifiée. Cette méthode standardisée permet de définir la géométrie du bras robotique en attachant un repère à chaque articulation et en spécifiant quatre paramètres : l'angle d'articulation θ_i , le décalage d_i , la longueur du lien a_i et l'angle de torsion α_i .

Pour notre bras planaire à 2 DDL, les paramètres DH sont résumés dans le tableau suivant. La convention de Denavit-Hartenberg modifiée permet de définir la transformation entre deux repères successifs $i-1$ et i à l'aide de quatre paramètres géométriques :

- α_{i-1} : l'angle de torsion, mesuré autour de l'axe x_{i-1} entre les axes z_{i-1} et z_i .
- a_{i-1} : la longueur du lien, distance le long de l'axe x_{i-1} entre les axes z_{i-1} et z_i .
- d_i : le décalage de l'articulation, distance le long de l'axe z_i entre les axes x_{i-1} et x_i .
- θ_i : l'angle de l'articulation, angle autour de l'axe z_i entre les axes x_{i-1} et x_i .

Cette paramétrisation standardisée simplifie le calcul systématique de la cinématique directe :

TABLE 4.1 : Paramètres de Denavit-Hartenberg pour le bras robotique 2-DOF

Lien i	α_{i-1}	a_{i-1}	d_i	θ_i
1	0	0	0	q_1
2	0	l_1	0	q_2
3	0	l_2	0	0

La matrice de transformation homogène entre deux repères successifs $i - 1$ et i est donnée par :

$${}^{i-1}T_i = \begin{bmatrix} \cos \theta_i & -\sin \theta_i & 0 & a_{i-1} \\ \sin \theta_i \cos \alpha_{i-1} & \cos \theta_i \cos \alpha_{i-1} & -\sin \alpha_{i-1} & -\sin \alpha_{i-1} d_i \\ \sin \theta_i \sin \alpha_{i-1} & \cos \theta_i \sin \alpha_{i-1} & \cos \alpha_{i-1} & \cos \alpha_{i-1} d_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (4.2.4)$$

En appliquant ces transformations successives, la position de l'effecteur final p_e^b dans le repère de la base est obtenue par la composition des matrices de transformation. Elle s'exprime comme suit :

$$p_e^b = \begin{bmatrix} l_1 \cos(q_1) + l_2 \cos(q_1 + q_2) \\ 0 \\ -(l_1 \sin(q_1) + l_2 \sin(q_1 + q_2)) \end{bmatrix}, \quad (4.2.5)$$

où l_1 et l_2 sont les longueurs des deux segments du bras manipulateur.

La matrice H_e^b est représentée par une succession de matrices de transformation homogènes donnant la position et l'orientation de chaque articulation par rapport à la précédente :

$$H_e^b = H_{ba}^b H_1^{ba} H_2^1 H_e^2, \quad (4.2.6)$$

où H_{ba}^b est une matrice constante représentant le décalage entre la base du quadrotor et la base du bras manipulateur.

Le reste des matrices de transformations homogènes représentent les matrices de transformations successives : H_1^{ba} entre la première articulation et la base, H_2^1 la transformation entre la deuxième articulation et la première et enfin H_e^2 la matrice de transformation entre l'effecteur final et la dernière articulation. Nous considérons également que l'effecteur final est placé à l'extrémité de la deuxième liaison, ainsi :

$$H_e^b = H_2^b H_e^2$$

Soit la tâche T qui représente la position p_e et l'orientation R_e de l'effecteur final par rapport au repère inertiel $\{\mathcal{I}\}$, exprimée dans $\{\mathcal{I}\}$:

$$T = \begin{cases} p_e = p_b + R_b p_e^b, \\ R_e = R_b R_e^b. \end{cases} \quad (4.2.7)$$

Ensuite, la vitesse de la tâche \dot{T} et l'accélération \ddot{T} sont obtenues en différenciant (4.2.7). Les composantes du vecteur vitesse et accélération sont, respectivement, les vitesses linéaires et angulaires de l'effecteur final $[\dot{p}_e \quad \omega_e]^T$ par rapport au repère inertiel.

Soit :

$$\begin{aligned}\dot{p}_e &= \dot{p}_b + R_b \dot{p}_e^b + \dot{R}_b p_e^b \\ &= \dot{p}_b + R_b \dot{p}_e^b + R_b S(\omega_b^b) p_e^b \\ &= \dot{p}_b + R_b \dot{p}_e^b - R_b S(p_e^b) \omega_b^b\end{aligned}\quad (4.2.8)$$

$$= \dot{p}_b + R_b \dot{p}_e^b - S(R_b p_e^b) R_b \omega_b^b \quad (4.2.9)$$

$$= \dot{p}_b + R_b \dot{p}_e^b - S(R_b p_e^b) \omega_b \quad (4.2.10)$$

$$= \dot{p}_b + R_b J_{p,e}^b \dot{q} - S(R_b p_e^b) \omega_b \quad (4.2.11)$$

avec $J_{p,e}^b$ est la jacobienne de l'effecteur final par rapport à la base.

Soit :

$$\begin{aligned}R_e &= R_b R_e^b \\ R_b^T R_e &= R_e^b\end{aligned}$$

$$\dot{R}_e = \dot{R}_b R_e^b + R_b \dot{R}_e^b \quad (4.2.12)$$

Ce qui donne :

$$S(\omega_e) R_e = R_b S(\omega_b^b) R_e^b + R_b S(\omega_{e,b}) R_e^b \quad (4.2.13)$$

avec $\omega_b^b(t)$ vitesse angulaire du repère $\{\mathcal{B}\}$ par rapport au repère inertiel $\{\mathcal{I}\}$ exprimé dans $\{\mathcal{B}\}$ et $\omega_{e,b}(t)$ vitesse angulaire du repère correspondant à l'effecteur final par rapport au repère $\{\mathcal{B}\}$ exprimé dans $\{\mathcal{I}\}$

$$S(\omega_e) R_e = S(R_b \omega_b^b) R_e + S(R_b \omega_{e,b}) R_e \quad (4.2.14)$$

D'où

$$S(\omega_e) = S(R_b \omega_b^b) + S(R_b \omega_{e,b}) \quad (4.2.15)$$

ainsi, la vitesse angulaire ω_i est donnée comme suit

$$\omega_e = R_b \omega_b^b + R_b \omega_{e,b} \quad (4.2.16)$$

$$\omega_e = \omega_b + R_b \omega_{e,b} \quad (4.2.17)$$

$$\omega_e = \omega_b + R_b J_{\omega,e}^b \dot{q} \quad (4.2.18)$$

avec $J_{\omega,e}^b$ est la jacobienne de l'effecteur final par rapport à la base

on définit la jacobienne du bras manipulateur par rapport à $\{\mathcal{B}\}$ comme suit :

$$J_e^b = \begin{bmatrix} J_{p,e}^b \\ J_{\omega,e}^b \end{bmatrix}.$$

Les composantes $\begin{bmatrix} \dot{p}_b^b & \omega_b^b \end{bmatrix}^T$ sont la vitesse linéaire et angulaire du drone, exprimées dans $\{\mathcal{B}\}$ par rapport à $\{\mathcal{I}\}$. La cinématique directe du drone est ainsi défini par :

$$\dot{p}_b = R_b \dot{p}_b^b, \quad (4.2.19)$$

$$\omega_b = T_b \dot{\Phi}_b. \quad (4.2.20)$$

La relation entre la vitesse angulaire $\boldsymbol{\omega}_b^b = R_b^T \boldsymbol{\omega}_b$ écrite dans le repère local et la dérivée des angles d'Euler est donnée par :

$$\boldsymbol{\omega}_b^b = R_b^T T_b \dot{\Phi}_b \quad (4.2.21)$$

$$= Q \dot{\Phi}_b, \quad (4.2.22)$$

avec $Q = R_b^T T_b$ et

$$T_b = \begin{pmatrix} 0 & -\sin \psi & \cos \psi \cos \theta \\ 0 & \cos \psi & \cos \theta \sin \psi \\ 1 & 0 & -\sin \theta \end{pmatrix} \quad (4.2.23)$$

D'où la cinématique de l'effecteur final est :

$$\dot{p}_e = \dot{p}_b - S(R_b p_e^b) T_b \dot{\Phi}_b + R_b J_{p,e}^b \dot{q}, \quad (4.2.24)$$

$$\boldsymbol{\omega}_e = T_b \dot{\Phi}_b + R_b J_{\omega,e}^b \dot{q}, \quad (4.2.25)$$

A partir de cette cinématique, la dérivée de la tâche et son accélération deviennent :

$$\begin{aligned} \dot{T} &= \begin{bmatrix} \dot{p}_e \\ \boldsymbol{\omega}_e \end{bmatrix} = J_e^b \dot{\eta} \\ \ddot{T} &= \begin{bmatrix} \ddot{p}_e \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_e \end{bmatrix} = J_e^b \ddot{\eta} + \dot{J}_e^b \dot{\eta} \end{aligned} \quad (4.2.26)$$

et J_e la jacobienne de tout le système (UAM). \dot{J}_e sa dérivée.

$$J_e = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & -S(R_b p_e^b) T_b & R_b J_{p,e}^b \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & T_b & R_b J_{\omega,e}^b \end{bmatrix} \quad (4.2.27)$$

Dans notre modèle, nous supposons que le bras manipulateur est monté sur le drone avec l'orientation de son effecteur final alignée avec celle de la base. Puisque le manipulateur est un robot plan à 2 DDL, l'orientation de l'effecteur final peut être simplifiée au seul angle de tangage, l'angle de roulis étant nul, et l'angle de lacet correspondant à celui du quadrotor. Dans un premier temps, nous considérons uniquement le suivi de position de l'effecteur final.

À partir de cela, nous définissons la tâche, sa vitesse et son accélération comme suit :

$$\begin{aligned} T &= p_e \\ \dot{T} &= \dot{p}_e = J_e \dot{\eta}, \end{aligned} \quad (4.2.28)$$

$$\ddot{T} = \ddot{p}_e = J_e \ddot{\eta} + \dot{J}_e \dot{\eta}. \quad (4.2.29)$$

Ici, J_e est la jacobienne du système complet et \dot{J}_e sa dérivée temporelle par rapport à $\{\mathcal{I}\}$, définie par

$$J_e = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & -S(R_b p_e^b) T_b & R_b J_{p,e}^b \end{bmatrix}. \quad (4.2.30)$$

Dans cette matrice, $I_{3 \times 3}$ est l'identité correspondant aux vitesses de translation de la base, le terme $-S(R_b p_e^b) T_b$ représente l'influence de la vitesse angulaire de la base (avec $S(\cdot)$ la matrice creuse associée au produit vectoriel et \mathbf{T}_b la matrice de transformation des dérivées d'angles d'Euler en vitesse angulaire), et $J_{p,e}^b$ est le jacobien géométrique du bras calculé par rapport à son repère de base.

4.3 Cinématique inverse par QP

Le modèle de cinématique inverse détermine la configuration articulaire requise pour atteindre la trajectoire désirée de l'effecteur final. Pour les systèmes redondants comme notre manipulateur aérien (8 DDL pour une tâche de 5 DDL), il existe une infinité de solutions possibles. Le choix d'une solution optimale nécessite la prise en compte de critères supplémentaires et de contraintes physiques.

Nous formulons le problème de cinématique inverse au niveau de l'accélération pour plusieurs raisons fondamentales :

- **Douceur des trajectoires** : la résolution au niveau de l'accélération génère des profils de mouvement plus fluides pour les actionneurs, évitant les discontinuités de vitesse.
- **Consistance dynamique** : les équations du mouvement relient directement les forces/couples aux accélérations ; travailler au niveau de l'accélération facilite donc l'intégration avec des contrôleurs dynamiques.
- **Gestion des contraintes par QP** : la formulation en optimisation quadratique permet d'incorporer explicitement des contraintes d'inégalité, telles que les limites articulaires ($q_{\min} \leq q \leq q_{\max}$) et les saturations de vitesse ($\dot{q}_{\min} \leq \dot{q} \leq \dot{q}_{\max}$), tout en exploitant la redondance dans l'espace nul. Contrairement aux méthodes basées sur la pseudo-inverse qui nécessitent souvent des techniques de saturation artificielles (clamping) ou des champs de potentiel pouvant induire des oscillations ou des minima locaux, la QP traite ces contraintes de manière native et optimale.

Soit T^* la tâche désirée (pose de l'effecteur final). Les erreurs de position et de vitesse sont définies par

$$e = T^* - T, \quad (4.3.1)$$

$$\dot{e} = \dot{T}^* - \dot{T}. \quad (4.3.2)$$

Pour assurer un suivi asymptotique avec une stabilisation appropriée, l'accélération désirée dans l'espace de la tâche est donnée par

$$\ddot{T}^d = \ddot{T}^* + K_p e + K_v \dot{e}, \quad (4.3.3)$$

où K_p et K_v sont des matrices de gains diagonales définies positives.

La contrainte principale de tâche impose le suivi de l'effecteur final via la relation jacobienne :

$$J_e(\eta)\ddot{\eta} + \dot{J}_e(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} = \ddot{T}^d. \quad (4.3.4)$$

Cette contrainte d'égalité garantit que toute solution d'accélération articulaire $\ddot{\eta}$ produit l'accélération commandée de l'effecteur final \ddot{T}^d . Pour un système redondant, les solutions de norme minimale de vitesse et d'accélération sont obtenues par la pseudo-inverse de Moore-Penrose :

$$\dot{\eta} = J_e^+ \dot{T}^d, \quad (4.3.5)$$

$$\ddot{\eta} = J_e^+ (\ddot{T}^d - \dot{J}_e(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}). \quad (4.3.6)$$

Le projecteur dans l'espace nul

$$N = I_{8 \times 8} - J_e^+ J_e$$

permet la projection d'objectifs secondaires sans affecter la tâche principale :

$$\ddot{\eta} = J_e^+ (\ddot{T}^d - \dot{J}_e \dot{\eta}) + N \ddot{\eta}_0, \quad (4.3.7)$$

où $J_e^+ = J_e^T (J_e J_e^T)^{-1}$ est la pseudo-inverse et $\ddot{\eta}_0$ un vecteur arbitraire projeté dans l'espace nul.

La solution par pseudo-inverse présente toutefois plusieurs limitations : les limites articulaires et la saturation des actionneurs ne sont pas imposées, la sélection de $\ddot{\eta}_0$ n'est pas systématique lorsque plusieurs objectifs concurrents existent, et la méthode peut devenir numériquement instable près des singularités.

Pour surmonter ces limitations, la cinématique inverse est formulée comme un programme quadratique contraint au niveau de l'accélération :

$$\ddot{\eta}^* = \arg \min_{\ddot{\eta}} \frac{1}{2} \ddot{\eta}^T H \ddot{\eta} + f^T \ddot{\eta}, \quad (4.3.8)$$

sous des contraintes linéaires d'égalité et d'inégalité.

$$\begin{aligned} A_{eq} \ddot{\eta} &= b_{eq} \\ A_{ineq} \ddot{\eta} &\leq b_{ineq} \end{aligned}$$

Dans cette formulation, la matrice de Hessien H est définie positive. En effet, la fonction de coût retenue pénalise à la fois la norme des accélérations et les vitesses dans l'espace nul via la matrice de projection N :

La fonction de coût combine deux objectifs :

$$\text{fonction de coût} = \frac{1}{2} \|\ddot{\eta}\|^2 + \frac{\lambda}{2} N \|\dot{\eta}\|^2, \quad (4.3.9)$$

où le premier terme donne une solution de norme minimale (mouvement fluide), et le second, pondéré par $\lambda > 0$, pénalise les vitesses dans l'espace nul, évitant l'accumulation d'énergie cinétique dans des directions qui ne contribuent pas à la tâche principale.

Cette fonction de coût possède une courbure strictement positive, ce qui la rend strictement convexe. De plus, les contraintes d'égalité et d'inégalité sont toutes affines par rapport à la variable de décision $\ddot{\eta}$. En optimisation mathématique, un problème combinant une fonction de coût strictement convexe et un domaine de recherche convexe (intersection d'hyperplans et de demi-espaces linéaires) est un problème de programmation quadratique strictement convexe. Une propriété fondamentale de ce type de problème est qu'il admet une solution optimale globale unique $\ddot{\eta}^*$. Pour le manipulateur aérien, cela garantit que l'algorithme d'optimisation numérique convergera à chaque pas de temps de manière déterministe vers l'unique profil d'accélérations optimal, sans aucun risque de rester bloqué dans un minimum local.

La contrainte de suivi s'écrit

$$\begin{aligned} J_e \ddot{\eta} &= \dot{T}^d - \dot{J}_e \dot{\eta}, \\ A_{\text{eq}} \ddot{\eta} &= b_{\text{eq}}. \end{aligned} \quad (4.3.10)$$

Les limites articulaires sont appliquées à l'aide d'une approche inspirée des fonctions de barrière au niveau de l'accélération. Pour une contrainte de limite articulaire

$$f(\eta) = \eta - \eta_{\text{max}} < 0,$$

on impose

$$\ddot{f} + \gamma_1 \dot{f} + \gamma_2 f \leq 0, \quad (4.3.11)$$

ce qui conduit, pour chaque articulation i , à

$$\ddot{\eta}_i \leq -\gamma_1 \dot{\eta}_i - \gamma_2 (\eta_i - \eta_{\text{max}}), \quad (4.3.12)$$

$$A_{\text{ineq}} \ddot{\eta} \leq b_{\text{ineq}}, \quad (4.3.13)$$

avec $\gamma_1, \gamma_2 > 0$ des gains de convergence. Cette formulation garantit la satisfaction des contraintes lorsqu'elle est intégrée dans le temps. Le QP met en œuvre une hiérarchie de tâches implicite où la tâche principale est imposée comme contrainte d'égalité, les objectifs secondaires étant minimisés dans l'espace nul de la jacobienne.

Il faut souligner que la méthode classique de la pseudo-inverse jacobienne n'est pas une approche géométrique isolée, mais en réalité un cas particulier de programmation quadratique. Si l'on fait abstraction de toutes les contraintes d'inégalité du système, le problème d'optimisation se réduit à la recherche de la norme minimale des accélérations sous la seule contrainte d'égalité de la tâche principale :

$$\min_{\ddot{\eta}} \frac{1}{2} \|\ddot{\eta}\|^2 \quad \text{sous la contrainte} \quad J_e \ddot{\eta} = \dot{T}^d - \dot{J}_e \dot{\eta}$$

Ce problème d'optimisation sous contraintes d'égalité peut être résolu analytiquement en introduisant le vecteur des multiplicateurs de Lagrange μ :

$$\mathcal{L}(\ddot{\eta}, \mu) = \frac{1}{2} \ddot{\eta}^T \ddot{\eta} + \mu^T (J_e \ddot{\eta} - (\dot{T}^d - \dot{J}_e \dot{\eta}))$$

Pour trouver l'optimum, on applique les conditions de premier ordre en annulant le gradient du Lagrangien \mathcal{L} par rapport aux variables $\ddot{\eta}$ et μ :

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \ddot{\eta}} = 0 &\implies \ddot{\eta} + J_e^T \mu = 0 &\implies \ddot{\eta} = -J_e^T \mu \\ \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \mu} = 0 &\implies J_e \ddot{\eta} - (\dot{T}^d - \dot{J}_e \dot{\eta}) = 0 \end{aligned}$$

En substituant l'expression de $\ddot{\eta} = -J_e^T \mu$ dans la seconde équation, on obtient :

$$-J_e J_e^T \mu = \dot{T}^d - \dot{J}_e \dot{\eta} \implies \mu = -(J_e J_e^T)^{-1} (\dot{T}^d - \dot{J}_e \dot{\eta})$$

Enfin, en réinjectant ce multiplicateur optimal μ dans l'expression de $\ddot{\eta}$, on retrouve exactement la solution classique de Moore-Penrose :

$$\ddot{\eta} = J_e^T (J_e J_e^T)^{-1} (\dot{T}^d - \dot{J}_e \dot{\eta}) = J_e^+ (\dot{T}^d - \dot{J}_e \dot{\eta})$$

Cette mise en perspective montre que l'utilisation du formalisme QP ne remplace pas la philosophie de la pseudo-inverse, mais la généralise. Elle permet d'étendre la recherche de la solution de norme minimale à un domaine d'admissibilité strictement restreint par la réalité physique du manipulateur aérien.

4.4 Modélisation et contrôle dynamique de l'UAM

4.4.1 Modélisation dynamique

Le modèle dynamique joue un rôle crucial pour analyser le comportement de l'UAM couplé et concevoir un contrôleur garantissant sa stabilité. En effet, il permet de prédire comment le drone et le bras vont réagir aux commandes en tenant compte de leur couplage et des effets non linéaires (inerties, Coriolis, gravité). Le modèle dynamique d'un quadrirotor est par ailleurs bien connu dans la littérature [38, 42]. Dans ce travail, nous adoptons le formalisme d'Euler-Lagrange pour établir le modèle dynamique complet de l'UAM, car il capture naturellement les couplages entre sous-systèmes tout en préservant des propriétés structurelles utiles à la commande (énergie, passivité, etc.).

Le Lagrangien du système est défini comme :

$$L = K - U \quad (4.4.1)$$

Où K est l'énergie cinétique totale et U l'énergie potentielle.

Pour trouver les forces et les couples agissant sur le système, nous dérivons l'équation ci-dessus comme suit :

$$\tau_i = \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\eta}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial \eta_i} \quad (4.4.2)$$

Nous définissons l'énergie cinétique comme suit

$$K = K_b + \sum_{i=1}^n K_i \quad (4.4.3)$$

K_b l'énergie cinétique de la base :

$$K_b = \frac{1}{2} m_b \dot{p}_b^T \dot{p}_b + \frac{1}{2} \omega_b^T R_b \mathbf{I}_b R_b^T \omega_b \quad (4.4.4)$$

$$= \frac{1}{2} m_b \dot{p}_b^T \dot{p}_b + \frac{1}{2} \dot{\Phi}_b^T Q^T \mathbf{I}_b Q \dot{\Phi}_b \quad (4.4.5)$$

m_b la masse de l'UAV et \mathbf{I}_b son inertie exprimée dans le repère mobile.

$$K_b = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \dot{p}_b^T & \dot{\Phi}_b^T & \dot{q}^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} m_b & 0 & 0 \\ 0 & Q^T \mathbf{I}_b Q & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p}_b \\ \dot{\Phi}_b \\ \dot{q} \end{bmatrix} \quad (4.4.6)$$

K_i l'énergie cinétique de chaque segment (i) du bras manipulateur :

$$K_i = \frac{1}{2} m_i \dot{p}_i^T \dot{p}_i + \frac{1}{2} \omega_i^T R_b R_i I_i R_i^T R_b^T \omega_i \quad (4.4.7)$$

\dot{p}_i la vitesse linéaire du centre de masse du segment i par rapport au repère de la base, m_i sa masse et I_i son inertie exprimée dans le repère mobile

l'énergie cinétique globale du système est :

$$K = \frac{1}{2} \eta^T M \eta \quad (4.4.8)$$

Où la matrice d'inertie de l'UAM $M(\eta)$ est défini comme suit :

$$\begin{aligned} M_{11} &= \left(m_b + \sum_{i=1}^n m_i \right) I_{3 \times 3} \\ M_{22} &= Q^T \mathbf{I}_b Q + \sum_{i=1}^n \left(Q^T R_i^b I_{i,j} R_i^{bT} Q \right) \\ M_{33} &= \sum_{i=1}^n \left(m_i \left(J_{p,e}^b \right)^T J_{p,e}^b + \left(J_{\omega,e}^b \right)^T R_i^b I_{i,j} R_i^{bT} J_{\omega,e}^b \right) \\ M_{12} &= M_{21}^T = - \sum_{i=1}^n m_i S(R_b p_{i,c}^b) T_b \\ M_{13} &= M_{31}^T = \sum_{i=1}^n m_i R_b J_{p,e}^b \\ M_{23} &= M_{32}^T = \sum_{i=1}^n \left(-m_i T_b^T S(R_b p_{i,c}^b)^T R_b J_{p,e}^b \right) \end{aligned}$$

En dérivant la matrice d'inertie M , nous pouvons obtenir les matrices centrifuge et de Coriolis :

$$c_{kj} = \sum_{i=1}^n \frac{1}{2} \left[\frac{\partial m_{kj}}{\partial \eta_i} + \frac{\partial m_{ki}}{\partial \eta_j} - \frac{\partial m_{ij}}{\partial \eta_k} \right] \dot{\eta}_i \quad (4.4.9)$$

Le choix de la matrice centrifuge et de Coriolis C est crucial pour la modélisation dynamique. Il est essentiel de satisfaire la propriété $\dot{M} - 2C$ car sa symétrie oblique (c'est-à-dire $\eta^T (\dot{M} - 2C) \eta = 0$) pour tout vecteur η garantit qu'elle ne contribue pas à la variation de l'énergie cinétique du système. Cette caractéristique est essentielle pour préserver l'équilibre énergétique et simplifier l'analyse de stabilité basée sur Lyapunov, facilitant ainsi la conception d'un contrôleur robuste.

Enfin, le vecteur de gravité de l'UAM est obtenu en différenciant l'énergie potentielle du système :

$$U = m_b g e_3^T p_b + \sum_{i=1}^n m_i g e_3^T p_i \quad (4.4.10)$$

D'où :

$$G = \frac{\partial U}{\partial \eta} \quad (4.4.11)$$

Le modèle résultant s'exprime sous forme matricielle compacte :

$$M(\eta) \ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta}) \dot{\eta} + G(\eta) = \tau \quad (4.4.12)$$

où :

- $\mathbf{M}(\boldsymbol{\eta})$ est la matrice d'inertie symétrique définie positive du système couplé
- $\mathbf{C}(\boldsymbol{\eta}, \dot{\boldsymbol{\eta}})$ regroupe les termes de Coriolis et centrifuges
- $\mathbf{G}(\boldsymbol{\eta})$ représente les forces et couples gravitationnels
- $\boldsymbol{\tau}$ est le vecteur des forces et moments générés par les actionneurs (pales du drone et articulations du bras)

Ce modèle centralisé prend en compte les interactions dynamiques entre le drone et le manipulateur. Il constitue la base pour la synthèse d'un contrôleur robuste et stable.

Le formalisme Lagrangien confère au modèle une propriété importante :

$$\boldsymbol{\eta}^T \left(\dot{\mathbf{M}}(\boldsymbol{\eta}) - 2\mathbf{C}(\boldsymbol{\eta}, \dot{\boldsymbol{\eta}}) \right) \dot{\boldsymbol{\eta}} = 0. \quad (4.4.13)$$

Cette relation, qui exprime l'asymétrie (ou symétrie d'énergie) de la matrice d'inertie, garantit la stabilité au sens de Lyapunov du système en boucle fermée sous certaines conditions de contrôle. Intuitivement, elle implique que la dynamique du système n'introduit ni ne dissipe d'énergie artificiellement, ce qui est utile pour la conception d'observateurs et de lois de commande stables.

4.4.2 Contrôle par mode glissant-Super Twisting

4.4.2.1 Mode glissant classique :

La commande par mode glissant (*Sliding Mode Control* - SMC) est une stratégie de commande non linéaire reconnue pour sa robustesse intrinsèque face aux incertitudes de modèle et aux perturbations externes. Elle consiste à ramener l'état du système sur une surface de glissement prédéfinie et à l'y maintenir.

Considérons le modèle dynamique de l'UAM :

$$\begin{aligned} M(\boldsymbol{\eta})\ddot{\boldsymbol{\eta}} + C(\boldsymbol{\eta}, \dot{\boldsymbol{\eta}})\dot{\boldsymbol{\eta}} + G(\boldsymbol{\eta}) &= \boldsymbol{\tau} \\ M\ddot{\boldsymbol{\eta}} &= \boldsymbol{\tau} - C(\boldsymbol{\eta}, \dot{\boldsymbol{\eta}})\dot{\boldsymbol{\eta}} - G(\boldsymbol{\eta}) \end{aligned} \quad (4.4.14)$$

Soit e et \dot{e} l'erreur de suivi trajectoire et sa dérivée :

$$e = \boldsymbol{\eta} - \boldsymbol{\eta}_d, \quad (4.4.15)$$

$$\dot{e} = \dot{\boldsymbol{\eta}} - \dot{\boldsymbol{\eta}}_d, \quad (4.4.16)$$

D'où :

$$\dot{\boldsymbol{\eta}} = \dot{\boldsymbol{\eta}}_d + \lambda e - s$$

La surface de glissement est définie comme suit :

$$S' = \dot{e} + \lambda e = \dot{\boldsymbol{\eta}}_d - \dot{\boldsymbol{\eta}} + \lambda e$$

et sa dérivée :

$$\dot{S}' = \ddot{e} + \lambda \dot{e} = \ddot{\boldsymbol{\eta}}_d - \ddot{\boldsymbol{\eta}} + \lambda \dot{e}$$

Avec : λ : une matrice de gain positive $\boldsymbol{\eta}^d$, $\dot{\boldsymbol{\eta}}^d$ et $\ddot{\boldsymbol{\eta}}^d$ sont respectivement la position, la vitesse et l'accélération désirées des coordonnées généralisées de l'UAM.

La stratégie de contrôle en mode glissant est développée sur la base de deux entrées de contrôle, désignées par τ_1 et τ_2 .

$$\tau = \tau_1 + \tau_2 \quad (4.4.17)$$

L'entrée de commande τ_1 est conçue pour maintenir la variable de glissement S' sur la surface de glissement définie par $S' = 0$, ce qui garantit la convergence de l'erreur de suivi vers zéro. L'entrée τ_2 entraîne la variable de glissement S' vers la surface de glissement. Considérons la fonction candidate de Lyapunov suivante :

$$V = \frac{1}{2} S'^T M S' > 0 \quad (4.4.18)$$

Le signal de commande sera alors choisi de manière à satisfaire tous les critères mentionnés et à garantir la stabilité du système :

$$\tau_1 = \hat{M}(\lambda \dot{e} + \ddot{\eta}^d) + \hat{C}(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} + \hat{G}(\eta) \quad (4.4.19)$$

$$\tau_2 = -K \text{sign}(S') \quad (4.4.20)$$

Nous supposons que le système est affecté par des incertitudes paramétriques et qu'il est approximé par les termes estimés suivants :

$$\tilde{M} = M - \hat{M}, \quad \tilde{C} = C - \hat{C}, \quad \tilde{G} = G - \hat{G},$$

où $\hat{M}, \hat{C}, \hat{G}$ représentent les erreurs d'estimation.

En choisissant $\beta > 0$ est une constante de conception strictement positive, souvent appelée gain de commutation ou \taux d'attractivité. Ce choix garantit la diminution de V et donc la convergence de la variable glissante S' , ce qui implique un suivi parfait. Par conséquent, la dérivée de la fonction de Lyapunov est :

$$\dot{V} \leq -\beta \|S'\| \quad (4.4.21)$$

Avec K une matrice positive choisie comme suit :

$$K \geq \|\tilde{M}(\ddot{q}_d - \Lambda \dot{e}) + \tilde{C}\dot{q} + \tilde{G}\| + \beta \quad (4.4.22)$$

Afin de pallier la nécessité de connaître les bornes des incertitudes paramétriques et de réduire l'activité de la commande, l'approche ci-dessous est introduite. Cette stratégie tire parti de la propriété de linéarité paramétrique du modèle dynamique.

Reprenons la dérivée de la surface de glissement pondérée par la matrice d'inertie :

$$M\dot{s} = M(\ddot{\eta}_d - \ddot{\eta} + \lambda \dot{e}) = M\ddot{\eta}_d - M\ddot{\eta} + M\lambda \dot{e} \quad (4.4.23)$$

En substituant $M\ddot{\eta}$ par l'équation de la dynamique (4.4.14) :

$$M\dot{s} = M\ddot{\eta}_d - [\tau - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} - G(\eta)] + M\lambda \dot{e} \quad (4.4.24)$$

En injectant $\dot{\eta} = \dot{\eta}_d + \lambda e - s$ dans le terme de Coriolis et en réorganisant :

$$M\dot{s} = M\ddot{\eta}_d + C(\eta, \dot{\eta})(\dot{\eta}_d + \lambda e) + G(\eta) + M\lambda \dot{e} - C(\eta, \dot{\eta})s - \tau \quad (4.4.25)$$

Par factorisation avec la matrice des régresseurs $Y(\eta, \dot{\eta}, \dot{\eta}_d, \ddot{\eta}_d)$ et le vecteur des paramètres réels θ , la dynamique de l'erreur devient :

$$M\dot{s} = Y\theta - C(\eta, \dot{\eta})s - \tau \quad (4.4.26)$$

Soit la fonction de Lyapunov (V) augmentée incluant l'erreur d'estimation paramétrique :

$$V = \frac{1}{2}s^T M(\eta)s + \frac{1}{2}\tilde{\theta}^T \Lambda \tilde{\theta} \quad (4.4.27)$$

où Λ est une matrice diagonale définie positive (gains d'adaptation), et $\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta}$ avec $\hat{\theta}$ le vecteur des paramètres estimés. La dérivée temporelle donne :

$$\dot{V} = s^T M\dot{s} + \frac{1}{2}s^T \dot{M}s + \tilde{\theta}^T \Lambda \dot{\tilde{\theta}} \quad (4.4.28)$$

En substituant l'équation (4.4.26) dans \dot{V} et en utilisant la propriété d'antisymétrie $\frac{1}{2}s^T \dot{M}s = s^T C s$, les termes liés à la force de Coriolis s'annulent :

$$\dot{V} = s^T (Y\theta - \tau) + \tilde{\theta}^T \Lambda \dot{\tilde{\theta}} \quad (4.4.29)$$

La loi de commande est alors proposée sous la forme :

$$\tau = Y\hat{\theta} + K_1 s + K_2 \text{sgn}(s) \quad (4.4.30)$$

En insérant cette commande dans la dérivée de la fonction de Lyapunov, nous obtenons l'équation de stabilité finale :

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T (Y(\theta - \hat{\theta}) - K_1 s - K_2 \text{sgn}(s)) + \tilde{\theta}^T \Lambda \dot{\tilde{\theta}} \\ \dot{V} &= s^T Y \tilde{\theta} - s^T K_1 s - s^T K_2 \text{sgn}(s) + \tilde{\theta}^T \Lambda \dot{\tilde{\theta}} \end{aligned} \quad (4.4.31)$$

Sachant que $\dot{\tilde{\theta}} = -\dot{\hat{\theta}}$ (en supposant les paramètres physiques lents à varier), on choisit la loi d'adaptation paramétrique pour annuler le terme d'incertitude paramétrique $\tilde{\theta}$:

$$\dot{\hat{\theta}} = \Lambda^{-1} Y^T s \quad (4.4.32)$$

Avec cette définition, la dérivée est strictement définie négative par rapport à la surface de glissement :

$$\dot{V} = -s^T K_1 s - s^T K_2 \text{sgn}(s) \leq -K_1 \|s\|^2 - K_2 \|s\| \quad (4.4.33)$$

Cette loi de commande assure ainsi l'atteinte en temps fini de la surface de glissement ($s = 0$), la convergence asymptotique de l'erreur de poursuite, ainsi que le maintien de l'erreur d'estimation $\tilde{\theta}$ dans un domaine borné, conférant au système une robustesse optimale sans nécessiter la connaissance des bornes d'incertitudes.

4.4.2.2 Mode glissant basé Super-Twisting :

Néanmoins, la version SMC classique à commutation brusque engendre un « chattering » indésirable dans les actionneurs. Afin d'assurer un suivi précis de la trajectoire tout en atténuant ce phénomène, nous concevons un contrôleur de type

SMC basé sur l'algorithme super-twisting. La Fig. 4.4.1 présente le schéma bloc de la stratégie de commande proposée, intégrant la boucle de cinématique inverse (formulation QP au niveau accélération) et la boucle de contrôle dynamique (loi SMC super-twisting).

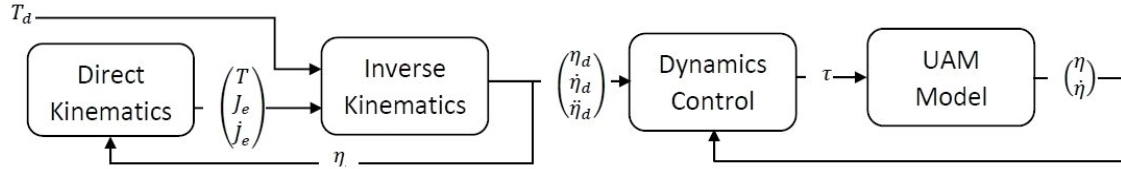


FIGURE 4.4.1 : Schéma bloc de la stratégie de commande proposée pour l'UAM (cinématique inverse + contrôle robuste).

Sur la base de la théorie du contrôle, un contrôleur par modes glissants de type Super-Twisting (SMCST) est proposé pour le système UAM.

Considérons le modèle dynamique nominal du manipulateur aérien, défini par ses matrices d'inertie, de Coriolis et son vecteur de gravité connus (M_0, C_0, G_0) :

$$M_0\ddot{\eta} + C_0\dot{\eta} + G_0 = \tau \quad (4.4.34)$$

En pratique, la dynamique réelle du système est soumise à des incertitudes paramétriques et à des perturbations externes d_{ext} . En notant M_{real} , C_{real} et G_{real} les paramètres réels du système, l'équation du mouvement s'écrit :

$$M_{real}\ddot{\eta} + C_{real}\dot{\eta} + G_{real} = \tau + d_{ext} \quad (4.4.35)$$

Ces paramètres réels peuvent être décomposés en une partie nominale et une erreur de modélisation $(\Delta M, \Delta C, \Delta G)$. En substituant ces expressions dans la dynamique réelle, il vient :

$$(M_0 + \Delta M)\ddot{\eta} + (C_0 + \Delta C)\dot{\eta} + (G_0 + \Delta G) = \tau + d_{ext} \quad (4.4.36)$$

Afin de simplifier la synthèse de la loi de commande, l'ensemble des incertitudes paramétriques et des perturbations externes est regroupé au sein d'un unique terme Δ défini par :

$$\Delta = -(\Delta M\ddot{\eta} + \Delta C\dot{\eta} + \Delta G) + d_{ext} \quad (4.4.37)$$

Pour alléger les notations dans la suite de cette section, l'indice nominal "0" est omis. Le modèle dynamique perturbé s'exprime alors sous la forme :

$$M\ddot{\eta} = \tau - C\dot{\eta} - G + \Delta \quad (4.4.38)$$

4.4.3 Dynamique de l'erreur et surface de glissement

Soit $e = \eta - \eta_d$ l'erreur de suivi de trajectoire. Sa dérivée seconde s'exprime par $\ddot{e} = \ddot{\eta} - \ddot{\eta}_d$, ce qui implique que $\ddot{\eta} = \ddot{e} + \ddot{\eta}_d$. En substituant cette relation dans

l'équation (4.4.38), on obtient la dynamique de l'erreur en boucle ouverte :

$$\begin{aligned} M(\ddot{e} + \ddot{\eta}_d) &= \tau - C\dot{\eta} - G + \Delta \\ M\ddot{e} &= \tau - M\ddot{\eta}_d - C\dot{\eta} - G + \Delta \end{aligned} \quad (4.4.39)$$

Définissons à présent la dynamique de la surface de glissement \dot{s} :

$$\dot{s} = \ddot{e} + k_1\dot{e} + k_2e \quad (4.4.40)$$

En prémultipliant cette expression par la matrice d'inertie M et en y injectant l'équation (4.4.39), on détermine la dynamique de la surface couplée à l'inertie du système :

$$\begin{aligned} M\dot{s} &= M\ddot{e} + M(k_1\dot{e} + k_2e) \\ M\dot{s} &= [\tau - M\ddot{\eta}_d - C\dot{\eta} - G + \Delta] + M(k_1\dot{e} + k_2e) \end{aligned} \quad (4.4.41)$$

4.4.4 Synthèse de la loi de commande

La loi de commande proposée est scindée en deux composantes : une commande équivalente τ_{eq} et une commande robuste (Super-Twisting) τ_{st} , de sorte que $\tau = \tau_{eq} + \tau_{st}$.

La commande équivalente vise à compenser la dynamique nominale du système et à imposer le comportement désiré sur la surface de glissement :

$$\tau_{eq} = M(\ddot{\eta}_d - k_1\dot{e} - k_2e) + C\dot{\eta} + G \quad (4.4.42)$$

En appliquant cette commande au système (4.4.41), la dynamique résiduelle sur la surface de glissement se réduit à :

$$M\dot{s} = \tau_{st} + \Delta \quad (4.4.43)$$

Pour rejeter l'incertitude globale Δ , la commande robuste τ_{st} est synthétisée selon l'algorithme du Super-Twisting :

$$\tau_{st} = -M(\eta) \left[\alpha_1 |s|^{1/2} \circ \varphi_\epsilon(s) + z \right] \quad (4.4.44)$$

avec la dynamique de la variable auxiliaire z définie par :

$$\dot{z} = \alpha_2 \circ \varphi_\epsilon(s) \quad (4.4.45)$$

L'intégration de la variable z permet d'accumuler l'erreur et de compenser continûment les perturbations de basse fréquence de Δ .

Afin de réduire le phénomène de (*chattering*), la fonction signe discontinue est remplacée par une approximation linéaire saturée dans un voisinage ϵ :

$$\varphi_\epsilon(s_i) = \begin{cases} \text{sign}(s_i), & \text{si } |s_i| > \epsilon \\ \frac{s_i}{\epsilon}, & \text{si } |s_i| \leq \epsilon \end{cases} \quad (4.4.46)$$

Ainsi, le contrôleur agit de manière agressive à l'extérieur de la bande ϵ pour ramener rapidement l'état, puis transite vers un comportement proportionnel doux à

l'approche de la consigne.

4.4.5 Analyse de Stabilité de Lyapunov

Considérons la fonction de Lyapunov candidate suivante :

$$V_1 = \frac{1}{2}s^T M(\eta)s + \frac{1}{2\alpha_2}z^T z \quad (4.4.47)$$

En dérivant cette fonction par rapport au temps, et sachant que la matrice d'inertie M est symétrique ($s^T M \dot{s} = \dot{s}^T M s$), on obtient :

$$\dot{V}_1 = s^T M \dot{s} + \frac{1}{2}s^T \dot{M} s + \frac{1}{\alpha_2}z^T \dot{z} \quad (4.4.48)$$

En exploitant la propriété d'anti-symétrie inhérente aux systèmes mécaniques, caractérisée par $\dot{M} - 2C = 0$, le terme $\frac{1}{2}s^T \dot{M} s$ se réécrit $s^T C s$. L'équation devient alors :

$$\dot{V}_1 = s^T [M \dot{s} + C s] + \frac{1}{\alpha_2}z^T \dot{z} \quad (4.4.49)$$

En substituant $M \dot{s}$ par $(\tau_{st} + \Delta)$ et en y injectant l'expression de la commande (4.4.44), il vient :

$$\dot{V}_1 = -\alpha_1 s^T M(\eta)|s|^{1/2} \circ \varphi_\epsilon(s) - s^T M(\eta)z + z^T \varphi_\epsilon(s) + s^T [\Delta + C s] \quad (4.4.50)$$

Pour statuer sur la décroissance de l'énergie, les incertitudes doivent être bornées. Sachant que $\|C(\eta, \dot{\eta})\| \leq k_c \|\dot{\eta}\|$, on définit une perturbation équivalente $\Delta' = \Delta + C s$ dont la norme est strictement bornée par Δ'_{max} :

$$\|\Delta'\| \leq \|\Delta\| + k_c \|\dot{\eta}\| \|s\| \leq \Delta'_{max} \quad (4.4.51)$$

En exploitant l'inégalité de Cauchy-Schwarz ($s^T \Delta' \leq \|s\| \cdot \Delta'_{max}$) et en considérant m_{min} et m_{max} comme les valeurs propres extrêmes de $M(\eta)$, l'expression de \dot{V}_1 peut être majorée pour isoler les conditions de α_1 et α_2 . Cela motive l'étude de stabilité stricte par forme quadratique matricielle.

Pour formuler une preuve rigoureuse de la convergence en temps fini, on introduit le vecteur d'état augmenté ζ typique de l'analyse du Super-Twisting :

$$\zeta = \begin{bmatrix} \zeta_1 \\ \zeta_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} |s|^{1/2} \circ \text{sign}(s) \\ z \end{bmatrix} \quad (4.4.52)$$

Considérons la fonction de Lyapunov sous forme quadratique :

$$V = \zeta^T P \zeta \quad (4.4.53)$$

où P est une matrice symétrique définie positive. La dérivée temporelle de cette fonction est $\dot{V} = 2\zeta^T P \dot{\zeta}$.

Dérivons les composantes du vecteur ζ par rapport au temps.

$$\dot{\zeta}_1 = \frac{d}{dt} \left(|s|^{1/2} \circ \text{sign}(s) \right) = \frac{1}{2|s|^{1/2}} \dot{s} \quad (4.4.54)$$

En substituant la dynamique $\dot{s} = -\alpha_1\zeta_1 + \zeta_2$, on obtient :

$$\dot{\zeta}_1 = \frac{1}{2|s|^{1/2}} (-\alpha_1\zeta_1 + \zeta_2) \quad (4.4.55)$$

Pour la composante ζ_2 , la dynamique est régie par $\dot{z} = -\alpha_2\text{sign}(s)$. En remarquant que $\text{sign}(s) = \zeta_1/|s|^{1/2}$, il vient :

$$\dot{\zeta}_2 = -\alpha_2 \frac{\zeta_1}{|s|^{1/2}} = \frac{1}{2|s|^{1/2}} (-2\alpha_2\zeta_1) \quad (4.4.56)$$

Ces dérivées peuvent être factorisées sous une forme matricielle :

$$\dot{\zeta} = \frac{1}{2|s|^{1/2}} \underbrace{\begin{bmatrix} -\alpha_1 & 1 \\ -2\alpha_2 & 0 \end{bmatrix}}_A \zeta \quad (4.4.57)$$

En injectant cette dynamique dans l'expression de \dot{V} , les termes constants se simplifient pour laisser apparaître :

$$\dot{V} = \frac{1}{|s|^{1/2}} \zeta^T (PA) \zeta \quad (4.4.58)$$

Par symétrisation, en posant $Q = -(PA + A^T P)$, l'équation caractéristique de la stabilité du Super-Twisting est obtenue :

$$\dot{V} = -\frac{1}{\sqrt{|s|}} \zeta^T Q \zeta \quad (4.4.59)$$

Pour garantir que l'énergie du système soit strictement décroissante ($\dot{V} < 0$), la matrice Q doit être définie positive. Appliquée aux spécificités de notre modèle, la matrice Q équivalente simplifiée nécessite de vérifier les conditions de Sylvester :

$$Q = \begin{bmatrix} \alpha_1 m_{min} - \Delta'_{max} & -\frac{\alpha_1}{2} \\ -\frac{\alpha_1}{2} & \alpha_2 m_{min} \end{bmatrix} > 0 \quad (4.4.60)$$

Ce qui impose d'une part que $\alpha_1 m_{min} > \Delta'_{max}$, et d'autre part que le déterminant soit strictement positif :

$$\text{Det}(Q) = \alpha_1 \alpha_2 m_{min}^2 - \alpha_2 m_{min} \Delta'_{max} - \frac{\alpha_1^2}{4} > 0 \quad (4.4.61)$$

La validité de cette inéquation exige que α_1 soit dimensionné proportionnellement à la racine carrée de la perturbation maximale ($\sqrt{\Delta'_{max}}$), et par conséquent, que α_2 soit proportionnel à Δ'_{max} .

Ceci justifie mathématiquement les conditions d'accordage des gains du contrôleur

Super-Twisting (avec $k_1, k_2 > 0$ faisant office de marges de robustesse) :

$$\alpha_1 \geq k_1 \sqrt{\Delta'_{max}} \quad (4.4.62)$$

$$\alpha_2 \geq k_2 \frac{\Delta'_{max}}{m_{min}} \quad (4.4.63)$$

Sous ces conditions, \dot{V} est strictement définie négative. La présence du terme limite $1/\sqrt{|s|}$ garantit que la surface de glissement $s = 0$ est atteinte en un temps fini T_f , assurant ainsi la convergence exponentielle de l'erreur e vers zéro.

4.5 Résultats et discussions

4.5.1 Résultats de la cinématique (directe et indirecte) de l'UAM

Après avoir effectué la modélisation cinématique et synthétisé la solution de la cinématique inverse, une simulation sous MATLAB/Simulink est réalisée afin de valider l'approche et d'analyser le comportement du système. On suppose que l'UAM opère dans un environnement sans obstacles externes et ne nécessite pas d'adaptation en temps réel ; l'implémentation cinématique fonctionne hors ligne, en utilisant la QP pour trouver la solution optimale qui génère la trajectoire tout en respectant les contraintes définies.

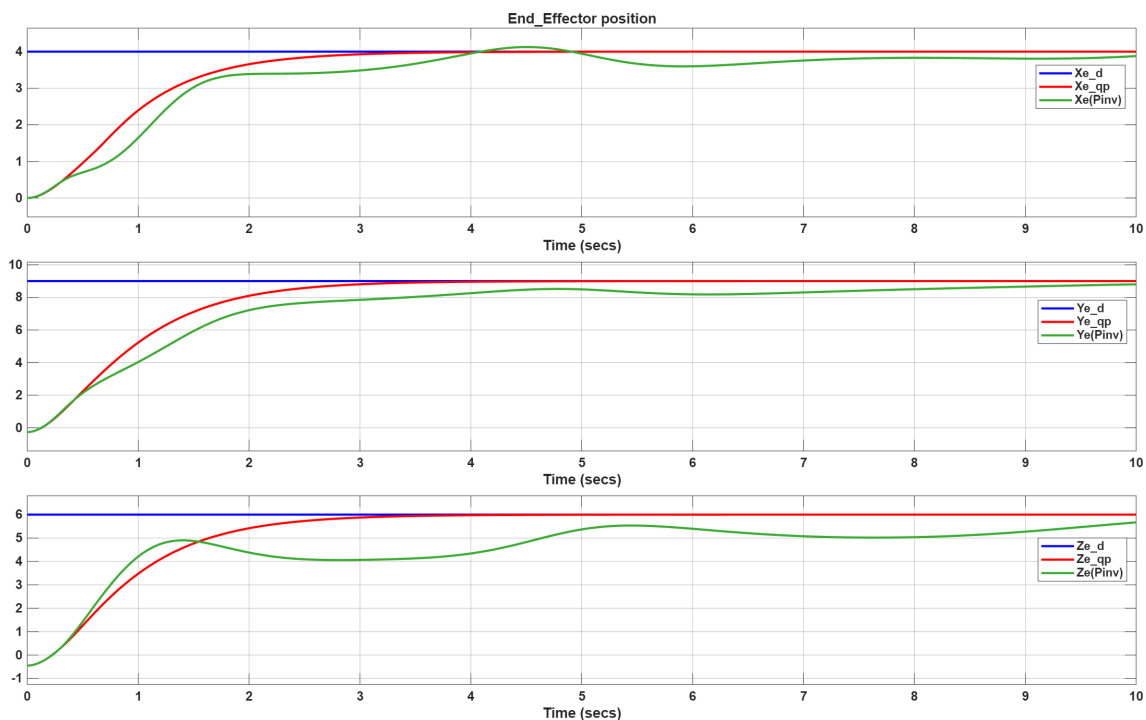


FIGURE 4.5.1 : Positions de l'effecteur final

La figure 4.5.1 montre la réponse cartésienne de la position de l'effecteur final en utilisant les deux approches : QP ($P_{e,qp}$) et pseudo-inverse jacobienne ($P_{e,pinv}$).

L'approche QP atteint précisément la valeur de consigne sans dépassement et de manière fluide, tandis que la méthode de la pseudo-inverse présente une latence, un comportement oscillatoire et n'atteint pas exactement la position désirée. Les réponses QP atteignent l'état stationnaire en environ ~ 3 sec, contre environ ~ 5 sec pour la pseudo-inverse, indiquant une réduction d'environ 40% du temps d'établissement. Afin d'améliorer la réponse de la pseudo inverse, Il est possible d'utiliser un correcteur basé sur l'algorithme de CLIKA au niveau de la vitesse ou l'accélération et obtenir une réponse plus précise de la pseudo-inverse, ceci n'a pas été effectué dans le présent travail car il ne représente pas l'objet de notre étude.

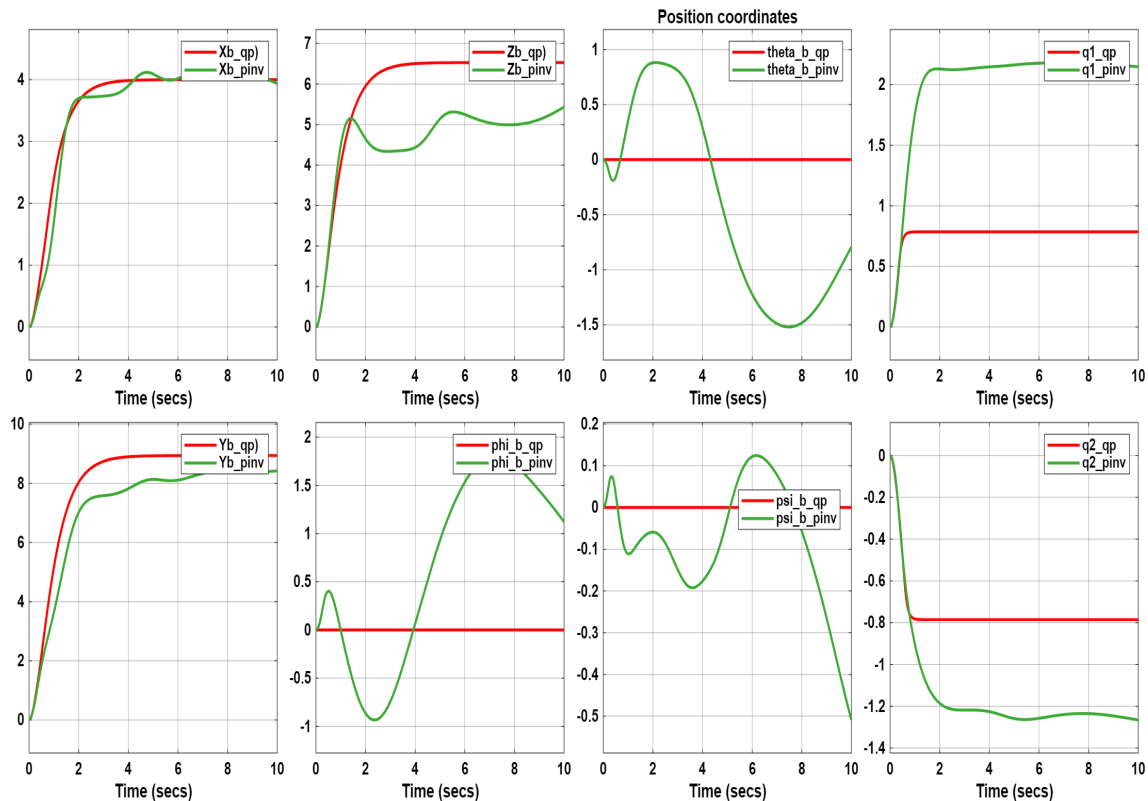


FIGURE 4.5.2 : Positions du quadrirotor et du bras robotique

La figure 4.5.2 illustre les positions de la plateforme de base en comparant les méthodes QP et pseudo-inverse. L'approche QP présente une réponse transitoire plus fluide avec un temps d'établissement environ 15% plus rapide ; les angles de roulis et de tangage restent bornés avec des trajectoires lisses, et la convergence des angles articulaires du bras assure l'absence de violation des contraintes définies. La méthode pseudo-inverse atteint également l'état stationnaire, mais avec un dépassement et des oscillations significatives qui peuvent compromettre la précision de la tâche. Comme cité dans l'analyse de la réponse cartésienne, un correcteur basé sur CLIKA permettra d'améliorer les réponses, cependant, il ne pourra pas garantir le respect des contraintes liées à la plateforme. Ces observations mettent en évidence l'avantage de la formulation QP, qui intègre explicitement les limites articulaires et les contraintes de l'espace de travail dans le processus d'optimisation, garantissant la

satisfaction des contraintes cinématiques et évitant les violations observées dans l'approche par pseudo-inverse.

4.5.2 Résultats de la dynamique de l'UAM

Après avoir effectué la modélisation dynamique et la synthèse de la commande robuste et afin de valider l'approche proposée, des simulations numériques ont été réalisées sous MATLAB/Simulink. Le scénario considéré est un cas type d'échantillonnage de culture : l'effecteur terminal du manipulateur aérien doit suivre une trajectoire 3D donnée pour atteindre un point de prélèvement sur une plante. Le modèle complet de l'UAM, intégrant la dynamique couplée drone-bras, a été implémenté. Les paramètres utilisés pour le drone et le bras sont résumés dans le Tableau 4.2, et les gains du contrôleur ont été choisis empiriquement pour satisfaire les critères de performance et de stabilité.

TABLE 4.2 : Paramètres de simulation

Paramètre	Valeur
Masse du quadrirotor	2.0 kg
Inertie du quadrirotor	[0.02, 0.02, 0.04] kg·m ²
Longueur segment 1 (bras)	0.3 m
Longueur segment 2 (bras)	0.2 m
Masse lien 1 (bras)	0.5 kg
Masse lien 2 (bras)	0.3 kg
Gains QP	$K_p = 10 \mathbf{I}_3, K_v = 6 \mathbf{I}_3$
Gains SMC	$k_1 = 2, k_2 = 1$
Gains super-twisting	$\alpha_1 = 5, \alpha_2 = 3$

Analyse des contrôleurs

Nous évaluons ensuite les performances de différentes variantes de lois de commande robustes par mode glissant. Trois contrôleurs sont comparés : (1) un SMC avec fonction de saturation arctan (lissage continu du terme discontinu), (2) un SMC classique à fonction signe, et (3) le contrôleur SMC basé sur l'algorithme super-twisting développé dans ce travail. La Figure 4.5.3 compare la réponse en position de l'effecteur terminal sous ces trois lois (une coordonnée caractéristique est présentée pour visualiser les différences de convergence). On remarque que le SMC classique (rouge) converge plus rapidement vers la consigne que le SMC lissé (vert), mais au prix de fortes oscillations autour de la valeur cible une fois la convergence presque atteinte. Ces oscillations de chattering sont pratiquement éliminées avec le SMC lissé, mais celui-ci montre une convergence plus lente et un léger dépassement. Le contrôleur super-twisting (bleu), quant à lui, parvient à combiner les avantages des deux : il atteint la consigne en temps fini, aussi rapidement que le SMC discontinu, tout en maintenant une action de commande presque sans oscillations.

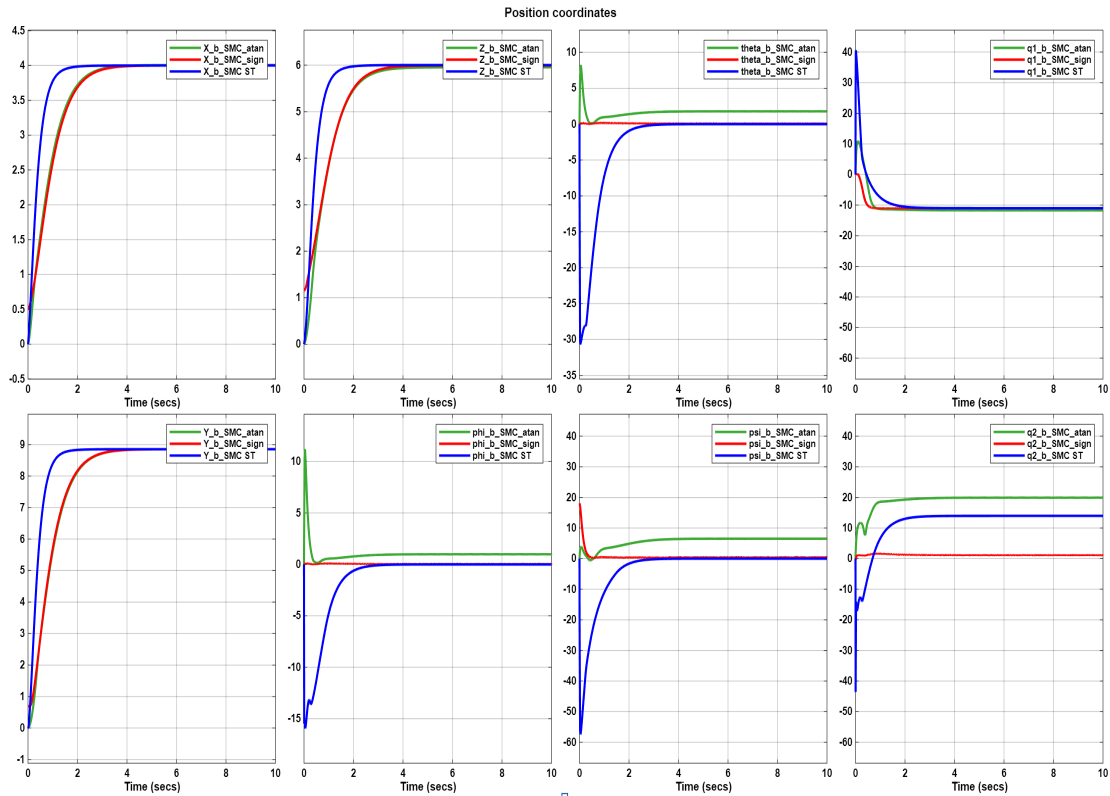


FIGURE 4.5.3 : Comparaison de trois variantes de commande SMC sur l’UAM : SMC lissé (arctan, vert), SMC classique (signe, rouge) et SMC super-twisting (bleu).

La Figure 4.5.4 illustre les efforts de couple générés par les actionneurs de l’UAM (par exemple le couple total de poussée du quadrirotor) sous les trois lois de commande. On y voit clairement le phénomène de broutement (trace rouge) induit par la commutation sèche du SMC classique : les torques oscillent d’environ ± 80 unités autour de la valeur de consigne, ce qui peut solliciter excessivement la structure et les moteurs. En comparaison, la loi arctan (vert) élimine quasiment ces oscillations, et la loi super-twisting (bleu) réduit d’environ 88% l’amplitude du chattering par rapport à la commande signe pure. Les torques générés par l’approche super-twisting restent ainsi beaucoup plus lisses tout en corrigeant l’erreur en temps fini. Ce compromis offre une commande efficace et robuste sans exciter les modes vibratoires du système.

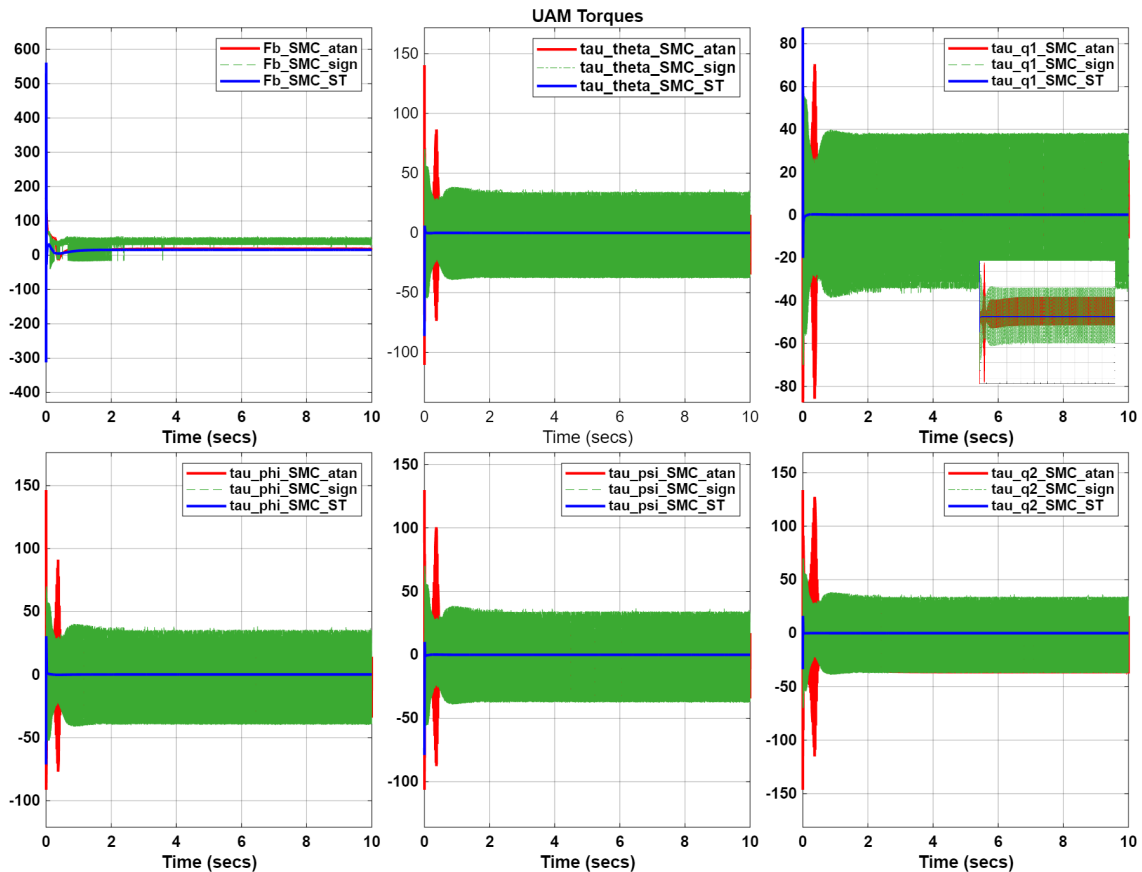


FIGURE 4.5.4 : Réponses en couple des actionneurs de l’UAM pour les trois variantes de SMC (saturation arctan, signe, super-twisting).

En résumé, ces analyses comparatives confirment l’intérêt du contrôleur proposé. L’algorithme super-twisting permet de conserver les propriétés de convergence en temps fini du mode glissant tout en atténuant drastiquement le broutement, qui constituait un inconvénient majeur de ce type de commande. La prochaine étape consiste à vérifier que ces performances se maintiennent en présence d’incertitudes importantes sur le modèle.

Robustesse

Pour évaluer la robustesse de l’approche, des incertitudes significatives ont été introduites sur les paramètres du modèle. On considère notamment une erreur de modélisation de $\pm 30\%$ sur la masse du drone et du bras, ainsi que sur les inerties principales du quadrirotor. Les résultats de simulation montrent que le contrôleur super-twisting conserve une performance satisfaisante malgré ces incertitudes : la convergence en temps fini de l’effecteur est toujours assurée et l’erreur finale reste de l’ordre du centimètre, ce qui est acceptable pour l’application visée. Le schéma de commande intégré (QP + SMC) parvient à compenser les variations de paramètres sans nécessiter de retuning des gains. La robustesse face aux perturbations externes a également été testée en ajoutant une rafale de vent modélisée comme une force latérale impulsionnelle sur le drone : là encore, le système revient sur sa trajectoire en quelques secondes. Ces essais confirment que la stratégie proposée est robuste aux

incertitudes de modèle et aux perturbations modérées, conformément aux attentes théoriques.

Conclusion

Dans ce chapitre nous avons effectué une étude des manipulateurs aériens. Nous avons établi le modèle géométrique et cinématique (directe et inverse). Nous avons exposé le problème de la cinématique inverse et sa résolution basée sur l'approche quadratique (QP) au niveau de l'accélération qui garanti le respect des contraintes imposées par la structure. Ensuite, nous avons établi le modèle dynamique du système ainsi qu'une commande robuste basée sur le mode glissant. Les résultats de simulation (cinématique et dynamique) ont démontré l'avantage de notre approche de QP au niveau de l'accélération par rapport à la solution classique basée sur la pseudo-inverse ainsi que la stabilité de la plateforme et le rejet des perturbations au niveau de la dynamique du système.

Conclusion et perspectives

Cette thèse a été menée dans le contexte de l'agriculture de précision, un domaine où l'innovation technologique est devenue cruciale pour répondre aux défis mondiaux de sécurité alimentaire et de durabilité environnementale. L'utilisation croissante de drones (UAV) a déjà transformé les pratiques de surveillance et de diagnostic des cultures. Cependant, pour dépasser le stade de l'observation passive et permettre des interventions physiques ciblées, telles que le prélèvement d'échantillons ou le traitement localisé, nous avons identifié le besoin critique de systèmes plus avancés : les Manipulateurs Aériens Sans Pilote (UAM). L'objectif principal de ce travail de recherche était de développer un cadre théorique et méthodologique complet pour la modélisation et la commande robuste d'un manipulateur aérien dédié à ces applications agricoles. Nous avons cherché à répondre à la question centrale : comment garantir des interventions aériennes précises et sûres malgré le fort couplage dynamique entre le drone et le bras manipulateur, le sous-actionnement du véhicule et les perturbations inhérentes à l'environnement extérieur ? Pour répondre à cette problématique, nous nous sommes fixés plusieurs objectifs spécifiques :

Les travaux réalisés au cours de cette thèse ont permis de couvrir l'ensemble de la chaîne de développement d'un système UAM, depuis la conception mécanique jusqu'à la commande avancée. Dans un premier temps, nous avons établi un état de l'art approfondi (Chapitre 2) qui a mis en évidence le potentiel des manipulateurs aériens pour combler le fossé entre la télédétection et l'action agricole in-situ. Dans le Chapitre 3, nous avons abordé la modélisation géométrique et cinématique du système complet. Une contribution majeure de cette partie a été la formulation du problème de cinématique inverse sous forme d'optimisation quadratique (QP). Cette approche nous a permis de résoudre efficacement la redondance cinématique du système couplé (drone + bras) tout en intégrant des contraintes d'égalité et d'inégalité, assurant ainsi des mouvements réalisables et sûrs. Le Chapitre 4 a constitué le cœur de notre contribution théorique sur la dynamique et le contrôle. Nous avons développé un modèle dynamique complet intégrant les interactions complexes entre la base flottante et le manipulateur. Face aux incertitudes de modélisation et aux perturbations externes (vent), nous avons synthétisé une stratégie de commande robuste par mode glissant utilisant l'algorithme Super-Twisting. Les résultats de simulation ont démontré la supériorité de cette approche par rapport aux méthodes classiques (PID), notamment en termes de précision de poursuite de trajectoire et de rejet de perturbations, validant ainsi la viabilité théorique de notre solution pour des opérations agricoles de précision. Parallèlement, nous avons mené des travaux expérimentaux sur la plateforme quadricoptère seule, validant la modélisation et le contrôle de base, ce qui constitue une fondation solide pour les développements futurs du système complet.

Les contributions de cette thèse ouvrent la voie à des systèmes robotiques aériens plus autonomes et interactifs pour l'agriculture. L'approche unifiée proposée pour la modélisation et la commande offre un cadre flexible adaptable à différentes configu-

rations de drones et de bras manipulateurs. Cependant, certaines limites subsistent. La principale réside dans le fait que la validation de la loi de commande globale du système couplé (drone + bras) a été effectuée principalement en simulation numérique sous Matlab/Simulink. Bien que les résultats soient prometteurs et que la partie drone ait été validée expérimentalement, le déploiement complet sur un prototype physique en conditions réelles reste un défi technique important, nécessitant une puissance de calcul embarquée conséquente et une gestion fine de l'énergie. Au regard de ces conclusions, plusieurs perspectives de recherche se dessinent : La priorité est de finaliser l'intégration du bras robotique sur la plateforme quadricoptère développée et de valider expérimentalement la loi de commande robuste proposée en environnement contrôlé (intérieur), puis en extérieur. **Ensuite**, l'intégration de capteurs extéroceptifs (caméras RGB-D, LiDAR) est essentielle pour conférer au robot une perception de son environnement. Le couplage de la commande avec des algorithmes de vision par ordinateur permettra de réaliser des tâches de "Visual Servoing" pour l'approche et la saisie autonome de cibles (fruits, feuilles) en mouvement ou en présence de vent. L'extension des travaux à des bras manipulateurs à plus de degrés de liberté (par exemple 6 DOF) pourrait également accroître la dextérité du système. Pour finir, l'utilisation de techniques d'intelligence artificielle, et notamment d'apprentissage profond (Deep Learning), pourrait révolutionner la capacité du système à analyser l'état sanitaire des cultures en temps réel et à prendre des décisions d'intervention autonomes. Enfin, le développement de stratégies de contrôle pour des flottes de manipulateurs aériens (Swarm Robotics) permettrait de traiter de grandes surfaces agricoles avec une efficacité inégalée.

Bibliographie

- [1] S. Sharma, "Precision agriculture : reviewing technologies and applications," *Rev. Food Agriculture*, vol. 4, no. 2, pp. 45–49, 2023.
- [2] T. B. Shahi *et al.*, "Machine learning methods for precision agriculture with UAV imagery : A review," *Electron. Res. Arch.*, vol. 30, no. 12, pp. 4277–4317, 2022.
- [3] J. L. Bosco et G. J. James, "Geospatial big data analytics for precision agriculture : enhancing productivity and sustainability," *Sci. Rep.*, vol. 10, no. 1, pp. 116–129, 2025.
- [4] R. P. Sishodia, R. L. Ray, et S. K. Singh, "Applications of remote sensing in precision agriculture," *Remote Sens.*, vol. 12, no. 19, art. 3136, 2020.
- [5] Z. A. Ali, C. Yang, A. Israr, et Q. Zhu, "A comprehensive review of scab disease detection on rosaceae family fruits via UAV imagery," *Drones*, vol. 7, no. 2, art. 97, 2023.
- [6] C. Zhang et J. Kovacs, "The application of small unmanned aerial systems for precision agriculture : A review," *Precision Agric.*, vol. 13, no. 6, pp. 693–712, 2012.
- [7] A. Ollero *et al.*, "Past, present, and future of aerial robotic manipulators," *IEEE Trans. Robot.*, vol. 38, no. 1, pp. 626–645, 2021.
- [8] G. He *et al.*, "Flying hand : End-effector-centric framework for versatile aerial manipulation," *arXiv preprint arXiv :2504.10334*, 2025.
- [9] X. Wei-hong, C. Li-jia, et Z. Chun-lai, "Review of aerial manipulator and its control," *Int. J. Robot. Control Syst.*, vol. 1, no. 3, pp. 308–325, 2021.
- [10] S. Bouabdallah, *Design and control of quadrotors with application to autonomous flying*, Ph.D. dissertation, École Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2007.
- [11] T. Bresciani, *Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter*, Tech. Report, 2008
- [12] K. Bouzgou, Y. Bestaoui, L. Benchikh, B. Ibari et Z. Ahmed-Foitih, "Dynamic Modeling, Simulation and PID Controller of Unmanned Aerial Vehicle UAV," in *Proc. 7th Int. Conf. Innovative Computing Technology*, 2017.
- [13] S. Yang et Z. Wang, "Quad-rotor UAV Control Method Based on PID Control Law," in *Proc. Int. Conf. on Computer Network, Electronic and Automation*, 2017.
- [14] D. M. K. K. V. Rao *et al.*, "Adaptive super-twisting controller design for UAV trajectory tracking," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 32, no. 6, pp. 2126–2135, 2024.
- [15] V. Tinoco, M. F. Silva, F. N. Santos, R. Morais, S. A. Magalhães, et P. M. Oliveira, "A review of advanced controller methodologies for robotic manipulators," *Int. J. Dyn. Control*, vol. 13, no. 1, art. 36, 2025.

- [16] Mitchell C. Hunter, Richard G. Smith, Meagan E. Schipanski, Lesley W. Atwood, David A. Mortensen, Agriculture in 2050 : Recalibrating Targets for Sustainable Intensification, *BioScience*, Volume 67, Issue 4, April 2017, Pages 386–391.
- [17] Zhang, C. and J. Kovacs. “The application of small unmanned aerial systems for precision agriculture : a review.” *Precision Agriculture* 13 (2012) : 693-712.
- [18] Ünal, İ. “A Review on Using Drones for Precision Farming Applications.” (2014).
- [19] Heim, R. H., Wright, I. J., Scarth, P., Carnegie, A. J., Taylor, D., & Oldeland, J. (2019). Multispectral, aerial disease detection for myrtle rust (*Austropuccinia psidii*) on a lemon myrtle plantation. *Drones*, 3(1), 25.
- [20] Xavier, T. W., Souto, R. N., Statella, T., Galbieri, R., Santos, E. S., S. Suli, G., & Zeilhofer, P. (2019). Identification of *Ramularia* leaf blight cotton disease infection levels by multispectral, multiscale UAV imagery. *Drones*, 3(2), 33.
- [21] Narmilan, A., Gonzalez, F., Salgadoe, A. S. A., & Powell, K. (2022). Detection of white leaf disease in sugarcane using machine learning techniques over UAV multispectral images. *Drones*, 6(9), 230.
- [22] Ali, Z. A., Yang, C., Israr, A., & Zhu, Q. (2023). A Comprehensive Review of Scab Disease Detection on Rosaceae Family Fruits via UAV Imagery. *Drones*, 7(2), 97.
- [23] Barbedo, J. G. A. (2019). A review on the use of unmanned aerial vehicles and imaging sensors for monitoring and assessing plant stresses. *Drones*, 3(2), 40.
- [24] TRAN, D. V. et NGUYEN, N. V. The concept and implementation of precision farming and rice integrated crop management systems for sustainable production in the twenty-first century. *International Rice Commission Newsletter*, 2006, vol. 55, p. 91-102.
- [25] Sawyer, J. E. (1994). Concepts of variable rate technology with considerations for fertilizer application. *Journal of Production Agriculture*, 7(2), 195-201.
- [26] J. R. Kutia, K. A. Stol and W. Xu, "Aerial Manipulator Interactions With Trees for Canopy Sampling," in *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 23, no. 4, pp. 1740-1749, Aug. 2018.
- [27] Orol, D., Das, J., Vacek, L., Orr, I., Paret, M., Taylor, C. J., & Kumar, V. (2017, June). An aerial phytobiopsy system : Design, evaluation, and lessons learned. In *2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* (pp. 188-195). IEEE.
- [28] L. Vacek et al., "sUAS for deployment and recovery of an environmental sensor probe," *2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Miami, FL, USA, 2017, pp. 1022-1029.
- [29] Shanwad, UK & Patil, V.C. & Dasog, G S & Mansur, CP & Shashidhar, KC. (2002). Global Positioning System (GPS) in Precision Agriculture. *Proceedings of Asian GPS conference*.
- [30] Nordin, Z., Yahya, M. H., Akib, W. A. W., & Amin, Z. M. (2008, May). The utilization of RTK-GPS for real-time structural health detection. In *Joint International Conference on Civil Engineering*.
- [31] Sriharan, S., Everitt, J. H., & Fletcher, R. (2008, July). Geographic information system (GIS) and remote sensing (RS) : undergraduate academic curriculum and precollege training program. In *IGARSS 2008*.

- [32] Osco, L. P., Marcato, J. M., Marques, A. P., Jorge, L. A. S., Li, J., & Gonçalves, W. N. (2021). A review on deep learning in UAV remote sensing. *International Journal of Applied Earth Observation and Geoinformation*, 102, 102456.
- [33] Cabreira, T. M., Brisolará, L. B., & Ferreira, P. R. (2019). Survey on coverage path planning with unmanned aerial vehicles. *Drones*, 3(1), 4.
- [34] Radmanesh, M., Kumar, M., & Guenther, P. H. (2018). Flight formation of UAVs in presence of moving obstacles using a bio-inspired approach. *Aerospace Science and Technology*, 79, 126-136.
- [35] Ismat Meslouli, Riad Mesli, Mouad Kahouadji, Amal Choukchou-Braham and Brahim Cherki. "Quadrotor Design Procedure and PID Control for Outdoor Free Flight". 3rd International Conference on Electrical Sciences and Technologies in Maghreb, CISTEM'18, Algiers, Algeria, 28-31 October, 2018.
- [36] Ismat Meslouli, Amal Choukchou-Braham, Mouad Kahouadji, Choukri Bensalah, M. Rida Mokhtari and Brahim Cherki. "Experimental Validation of Quaternion Based Integral Backstepping Design for Attitude Tracking". International Conference on Intelligent Information Processing, Dalian, Liaoning, China, August 18-20, 2014.
- [37] Ismat Meslouli, Choukri Bensalah, Amal Choukchou-Braham and Cherki Brahim. "Inverse Kinematics via Acceleration-Level Quadratic Programming and Sliding Mode Control of an Aerial Manipulator for Crop Sampling". *Journal of Robotics and Control (JRC)*, Volume 3, Issue 2, March 2022.
- [38] Samir BOUABDALLAH, Design and control of quadrotors with application to autonomous flying, PhD thesis, École Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2007.
- [39] Z. ZUO, Trajectory tracking control design with command-filtered compensation for a quadrotor, *IET Control Theory and Applications*, 2009.
- [40] Mohammed Abdallah KHODJA, Mohamed TADJINE, Mohamed Seghir BOUCHERIT, Moussa BENZAOUÏ, Experimental Dynamics Identification and Control of a Quadcopter, Proc. of the 6th International Conference on Systems and Control, University of Batna 2, Batna, Algeria, May 7–9, 2017.
- [41] Redouane AYAD, Conception et réalisation d'un drone quadrirotor, mémoire de Master, Université de l'USTO Mohamed Boudiaf, 2012.
- [42] Tommaso BRESCIANI, Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter, 2008.
- [43] Ismat MESLOULI et Riyad MESLI, réalisation et pilotage d'un drone à quatre rotors, mémoire de Master, Université de Tlemcen, 2017.
- [44] Mohammed Abdallah KHODJA, Mohamed TADJINE, Mohamed Seghir BOUCHERIT, Moussa BENZAOUÏ, Experimental Dynamics Identification and Control of a Quadcopter, Proc. of the 6th International Conference on Systems and Control, University of Batna 2, Batna, Algeria, May 7–9, 2017.
- [45] Kamel BOUZGOU, Yasmina BESTAOUI, Laredj BENCHIKH, Benaoumeur IBARI et Zoubir AHMED-FOITIH, Dynamic Modeling, Simulation and PID Controller of Unmanned Aerial Vehicle UAV, 7th International Conference on Innovative Computing Technology, 2017.

- [46] Sen YANG et Zhongsheng WANG, Quad-rotor UAV Control Method Based on PID Control Law, International Conference on Computer Network, Electronic and Automation, 2017.
- [47] Lucas M. Argentim, Willian C. Rezende Paulo E. Santos and Renato A. Aguiar, PID, LQR and LQR-PID on a Quadcopter Platform, *www.jnaiam.org/uploads/Volume9 – 10_Issues3 – 4_part_I.pdf*
- [48] Samir Bouabdallah, André Noth and Roland Siegwart, PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor, International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2004.
- [49] Ismat Meslouli, Chihab Eddine Brahim, Mouaad Dali-Yahia, Amal Choukchou-Braham, and Brahim Cherki. "UAV Autonomous Flight for Crop Monitoring based on NDVI and VARI Maps Generation".
- [50] José Raul Azinheira and Alexandra Moutinho, Hover Control of an UAV With Backstepping Design Including Input Saturations, *Ieee Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 16, No. 3, May 2008.
- [51] T. Madani and A. Benallegue, Adaptive Control via Backstepping Technique and Neural Networks of a Quadrotor Helicopter, Proceedings of the 17th World Congress The International Federation of Automatic Control Seoul, Korea, July 6-11, 2008.
- [52] Kaddouri Djamel, Mokhtari Abdellah and Abdelaziz Benallegue, Tommaso Bresciani, Attitude Optimal Backstepping Controller Based Quaternion for a UAV, *Hindawi Publishing Corporation Mathematical Problems in Engineering* Volume 2016, Article ID 8573235, 11 pages.
- [53] Mouad. Kahouadji, Amal Choukchou-Braham, M Rida Mokhtari, Brahim Cherki, Super twisting control for attitude tracking using quaternion, 6th Conference Internationale in Automatic & Signal Processing, Tanger, Maroc, 28-30 Mars 2018.
- [54] Chia-Wei Kuo, Ching-Chih Tsai, Quaternion-Based Adaptive Backstepping RFWNN Control of Quadrotors Subject to Model Uncertainties and Disturbances, Master thesis, *International Journal of Fuzzy Systems*, April 2018.
- [55] M.Rida Mokhtari, Brahim Cherki, Amal Choukchou-Braham, Disturbance Observer Based Hierarchical Control of Coaxial-rotor UAV, *SA transactions*, 67, 466-475, 2017.
- [56] A. Tayebi and S. McGilvray, Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot, *IET Control Theory and Applications*, 2008.
- [57] Matthias Schreier, Quaternion-based Adaptive Attitude Control Schemes for Quadrotor Systems, *International Journal of Mechatronics and Automation*, January 2013.
- [58] Egeland, O., M. Dalsmo and O.J. Sordalen (1996). Feedback control of a nonholonomic underwater vehicle with constant desired configuration. *International Journal of Robotics Research* Vol 15, 24–35.
- [59] An Honglei, Li Jie, Wang Jian, Wang Jianwen and Ma Hongxu, Backstepping-Based Inverse Optimal Attitude Control of Quadrotor, *International Journal of Advanced Robotic Systems* 06 March 2013.

- [60] Hu Qiong, Lan Tian, FEI Qing and Geng Qingbo, Attitude Control Research for Quad-rotor UAV, Fifth International Conference on Intelligent Control and Information Processing, Dalian, Liaoning, China, August 18-20, 2014.
- [61] Meslouli, I., Kahouadji, M., Choukchou-Braham, A., Bensalah, C., Mokhtari, M. R., & Cherki, B. (2018, October). Experimental validation of quaternion based integral backstepping design for attitude tracking. In 2018 6th International Conference on Control Engineering & Information Technology (CEIT) (pp. 1-6). IEEE.
- [62] <https://quanserinc.box.com/shared/static/1apw0bm89igmk4wgsj7he7b8i44e8gbw.pdf>