

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du **diplôme** de **MASTER**

En : Automatique

Spécialité : Automatique et Informatique Industrielle

Par: Kechiouch Aymen

HADJ AMAR Abdessamad

Sujet

***Modélisation et contrôle d'un manipulateur
aérien***

Soutenu publiquement, le 25 / 09 / 2024 , devant le jury composé de :

Mme. BENREZZAK Nawal	Grade	Université de Tlemcen	Président
Mme. BENMANSOUR Souhila	Grade	Université de Tlemcen	Examineur
M. BENSALAH Choukri	Grade	Université de Tlemcen	Encadreur

Année universitaire : 2023 / 2024

Remerciements

Nous rendons grâce à Allah, le Tout-Puissant, qui nous a doté de la force, de la patience et du courage nécessaires pour mener à bien ce projet et surmonter chaque épreuve.

Nos remerciements les plus sincères vont à **M. Choukri BENSALLAH**, qui, en tant qu'encadrant, a su nous guider avec sagesse et bienveillance. Son soutien indéfectible, ses conseils avisés et sa confiance en nous ont été déterminants dans l'accomplissement de ce travail.

Nous souhaitons également exprimer notre profonde gratitude à **Mme Benrezzak Nawal** et **Mme Benmansour Souhila**, membres du jury, qui nous honorent par leur présence et leur évaluation de notre projet.

Nous adressons nos remerciements à tous les enseignants du département GEE de l'Université Abou Bakr Belkaid de Tlemcen pour leur accompagnement tout au long de notre formation.

Enfin, nous tenons à exprimer notre reconnaissance infinie à nos parents, pour leur soutien inconditionnel, ainsi qu'à nos amis et toutes les personnes qui, de près ou de loin, ont contribué à la réussite de ce projet.

Dédicace

À mes chers parents,

Cette œuvre est dédiée à vous, qui avez toujours été ma source d'inspiration et de force.

Votre amour inconditionnel, votre soutien indéfectible et vos précieux conseils m'ont accompagné tout au long de mon parcours.

Vous avez su me guider dans les moments difficiles et célébrer mes réussites avec joie.

Chaque étape que j'ai franchie est le fruit de vos sacrifices et de votre foi en moi.

Je vous remercie du fond du cœur pour tout ce que vous avez fait et continuez de faire. Je suis fier d'être votre enfant et je vous dédie ce travail en signe de ma profonde gratitude et de mon affection éternelle.

AYMEN

Dédicace

Je dédie ce travail à mes chers parents, qui m'ont apporté un soutien moral et financier, et qui ont toujours été à mes côtés, m'encourageant à donner le meilleur de moi-même. Merci de m'avoir inspiré et guidé à chaque étape.

Je dédie également cette recherche à ma famille, qui m'a soutenu tout au long de mon parcours académique. Je vous adresse cette dédicace avec toute ma reconnaissance et mon estime.

ABDESSAMAD

Table des matières

1	Introduction	9
1.1	Contéxe générale	9
1.2	C'est quoi un manipulateur aérien ?	11
1.3	Classification des Manipulateurs Aériens	14
1.4	Mouvements d'un drone :	16
1.5	Pourquoi on utilise la manipulation robotique aérienne ?	18
1.6	Motivation	20
1.7	Conclusion	21
2	Modèle cinématique	22
2.1	Introduction générale	22
2.2	Modélisation géométrique directe	22
2.3	Établissement du repère de référence	23
2.4	Tableau des Paramètres DH	24
2.5	Matrices de transformation homogène	24
2.6	Position du quadri-rotor (P_b)	26
2.7	La matrice de rotations d'un drone	26
2.8	Analyse cinématique de position	27
2.9	Position de l'effecteur final (P_e)	27
2.10	Conclusion	28
3	Modèle dynamique du manipulateur aérien	29
3.1	Introduction	29
3.2	Méthode récursive de Newton-Euler	29
3.3	Modélisation Dynamique d'un Manipulateur Aérien	30
3.3.1	Modèle dynamique du drone	31
3.3.2	Les relations non holonomes	33
3.3.3	Modèle dynamique du manipulateur	34
3.4	L'effets de l'ajout d'un manipulateur à un quadrotor	37
3.5	Conclusion	38
4	Contrôle par mode glissant adaptatif	39
4.1	Introduction	39
4.2	Le problème du contrôle	39
4.3	Objectif de Contrôle	40
4.4	Introduction aux Systèmes Non Linéaires	41
4.5	La stabilité par le théorieme de Lyapunov	42
4.6	contrôle Par mode glissant et mode glissant adaptative	44
4.6.1	Conception de SMC	45
4.6.2	Conception de l'ASMC	48
4.7	Application sur le manipulateur aérien	50
4.7.1	contrôle de quadrirotor	50
4.7.2	contrôle de manipulateur	54

4.8	Conclusion	56
5	Simulations	57
5.1	Introduction	57
5.2	Les outils de simulation	58
5.2.1	MATLAB	58
5.2.2	Simulink	59
5.3	Les étapes de simulation	60
5.3.1	Simulation Séparée des Dynamiques du Drone et du Manipulateur	60
5.3.2	simulation de système complet (manipulateur aerial)	61
5.4	résultats de simulation	63
5.4.1	Controle par PID	64
5.4.2	Mode glissant adaptative	67
5.4.3	Conclusion	70

Table des figures

1.1	Quadrirotor avec manipulateur à 7 articulations (AMUS octoquad)	12
1.2	Quadri-rotor en 2D	12
1.3	Un manipulateur robotique en 2D	13
1.4	(a) Manipulation de charge avec hélicoptère munie d'une corde (b) Manipulation coopérative de charge avec trois hélicoptères [20]	14
1.5	Drone avec pince ventrale pour la saisie et le transport d'objets [22]	15
1.6	Drone muni d'un bras manipulateur sériel à 2 DDL	15
1.7	le Mouvement de lacet	16
1.8	Le mouvement de Tantage	17
1.9	Le mouvement de Roulis	17
1.10	Le mouvement verticale	18
2.1	Schéma avec les repères pertinents [18]	23
3.1	Effets de l'ajout d'un manipulateur au quadrotor	38
4.1	Modèle CAO du manipulateur aérien	40
4.2	Une interprétation de la notion de stabilité	43
4.3	Représentation géométrique tridimensionnelle de la fonction quadratique de Lyapunov	44
5.1	Icon du Matlab	58
5.2	Interface du Matlab	58
5.3	Interface du simulink	59
5.4	Schéma de contrôle par PID (Quadri-rotor)	60
5.5	Schéma de contrôle par ASMC (Quadri-rotor)	60
5.6	Schéma de contrôle par PID (manipulateur)	61
5.7	Schéma de contrôle par ASMC (manipulateur)	61
5.8	La commande de manipulateur	64
5.9	La commande de quadrirotor	65
5.10	q_1, q_2 de manipulateur par PID	65
5.11	x, y de quadrirotor par PID	66
5.12	z, ψ de quadrirotor par PID	66
5.13	ϕ, θ de quadrirotor par PID	67
5.14	la commande de manipulateur	67
5.15	La commande de quadrirotor	68
5.16	q_1, q_2 de manipulateur par ASMC	68
5.17	x, y de quadrirotor par ASMC	69
5.18	ψ, z de quadrirotor par ASMC	69
5.19	ϕ, θ de quadrirotor par ASMC	70

Liste des tableaux

1.1	Comparatif des technologies de manipulation aérienne	16
2.1	Paramètres DH pour le manipulateur	24
5.1	Paramètres de système	63
5.2	Paramètres du PID	64
5.3	Paramètres de mode glissant adaptatif	67

Liste des symboles et unités de mesure

- Σ_b : Repère du corps du robot.
- Σ : Repère de référence inertiel fixe dans le monde.
- P_b : Position du repère du corps par rapport à Σ .
- R_b : Matrice de rotation du repère du corps au repère mondial.
- Φ_b : Les angles de lacet-tangage-roulis ZYX.
- Σ_e : Repère attaché à l'effecteur final.
- Θ : Vecteur des angles articulaires du manipulateur.
- p_{eb} : Position de Σ_e par rapport à Σ_b exprimée dans Σ_b .
- p_e : La position de Σ_e par rapport à Σ .
- χ_e : Les coordonnées opérationnelles à 6 degrés de liberté (6-DOF).
- Φ_e : Les angles d'Euler de l'effecteur final.
- ω_e : La vitesse angulaire de Σ_e .
- χ : La borne supérieure.
- σ_n : La surface du glissement par rapport aux variable souhaiter.
- e_n : l'erruer par rapport aux variable souhaite
- χ_b : La borne supérieure
- τ_{mi} : Couple agissant sur l'articulation q_i .
- F_{bmq} : Forces du manipulateur sur le quadricoptère dans Σ_b .
- $M_{b,mq}$: Moments d'interaction.
- $F_{m,q}^I$: Forces d'interaction exprimées dans le repère inertiel.
- M_i, N_i : Termes non linéaires de la dynamique du manipulateur.
- m : Masse du quadricoptère.
- ω_j : Vitesse angulaire du rotor j ; $j = 1, 2, 3, 4$.
- F_f/M_f : Force de poussée/Moment de traînée du rotor j .
- K_{fa} : Le coefficient des frottements aérodynamiques.
- K_{ft} : Les coefficients de traînée de translation.
- T : La poussée totale appliquée au quadricoptère.
- d : Longueur entre le rotor et le centre de masse du quadricoptère.
- Ω : Vitesse collective de la vitesse des quatre rotors.
- J_r : Inertie du rotor.
- I_i^i : Inertie du manipulateur autour de son repère du corps.
- I : Inertie du quadri-rotor autour de son repère du corps.
- M : Matrice d'inertie du système combiné.
- C : Matrice des termes de Coriolis et centrifuges.
- G : Vecteur des termes de gravité.
- δ_{ex} : Vecteur des perturbations externes.
- u : Vecteur des entrées d'actionneur.
- b : Matrices d'entrée et de contrôle.
- M_a : Le moment résultant des frottements aérodynamiques
- M_{gh} : Le Moment gyroscopique des hélices.
- M_{gm} : le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor
- τ : Vecteur des forces généralisées d'entrée.
- $\hat{\Gamma}$: Constante de gain ajustable
- V : La fonction de Lyapunov
- $E(x, u)$: L'incertitude globalisée
- ω_i^i : Vitesse angulaire du répere i exprimée dans le répere i .
- $\dot{\omega}_i^i$: Accélération angulaire du répere i .
- V_i^i : Vitesse linéaire de l'origine du répere i .
- $\dot{V}_{c_i}^i$: Accélération linéaire du centre de masse du lien i .
- \dot{V}_i^i : Accélération linéaire de l'origine du répere i .
- r_i^i : Vecteur de l'origine du répere $i - 1$ à l'origine du répere i .
- $r_{c_i}^i$: Vecteur de l'origine du répere $i - 1$ au centre de masse du lien i .

- \mathbf{g}_I : Vecteur de gravité exprimé dans le repère inertiel I .
- \mathbf{z}_{i-1}^{i-1} : Vecteur unitaire pointant le long de l'axe du i -ème joint et exprimé dans le système de coordonnées du lien $(i - 1)$.
- \mathbf{R}_i^{i-1} : Matrice de rotation du repère i au repère $i - 1$.
- \mathbf{I}_i^i : Matrice d'inertie du lien i par rapport à son centre de masse dans le repère de coordonnées.
- $\mathbf{F}_{i,i-1}^i$: Force résultante exercée sur le lien i par le lien $i - 1$ au point O_{i-1} .
- $\mathbf{M}_{i,i-1}^i$: Moment résultant exercé sur le lien i par le lien $i - 1$ au point O_{i-1} . Et, $i = 1, 2$.

Abstract

As part of our final year project, the main objective is to model an aerial manipulator and develop a robust control law to ensure precise control of the position and orientation of an autonomous aerial vehicle. We began by defining the concept of an aerial manipulator, providing a clear classification. Then, we modeled the system using kinematic and dynamic equations based on the Newton-Euler and recursive Newton-Euler methods. Two control strategies, PID and ASMC, were implemented for comparison. Finally, simulations were carried out using MATLAB and SIMULINK to assess the performance of these approaches.

Keywords : drone, manipulator, quadrotor, euler-Newton, Euler-Newton recursive algorithm robust control, PID, adaptive sliding mode control.

Résumé

Dans l'étude de notre projet de fin d'études, l'objectif principal est de modéliser un manipulateur aérien et de développer une loi de commande robuste pour assurer un contrôle précis de la position et de l'orientation d'un véhicule aérien autonome. Nous avons commencé par définir le concept de manipulateur aérien, en fournissant une classification claire. Ensuite, nous avons modélisé le système en utilisant les équations cinématiques et dynamiques basées sur les méthodes de Newton-Euler et de Newton-Euler récursive. Deux stratégies de contrôle, PID et ASMC, ont été mises en œuvre afin de les comparer. Enfin, les simulations ont été réalisées à l'aide de MATLAB et SIMULINK, permettant d'évaluer les performances de ces approches.

Les mots clés : drone, manipulateur, quadri-rotor, Euler-Newton, algorithme récursif de Newton-Euler, contrôle robuste, PID, Mode glissant adaptatif.

ملخص

في إطار مشروعنا لنيل شهادة التخرج، كان الهدف الرئيسي هو نمذجة مناوول جوي وتطوير قانون تحكم قوي لضمان التحكم الدقيق في موضع وتوجه مركبة جوية ذاتية التحكم. بدأنا بتحديد مفهوم المناوول الجوي، من خلال تقديم تصنيف واضح له. بعد ذلك، قمنا بنمذجة النظام باستخدام المعادلات الحركية والديناميكية المعتمدة على طرق نيوتن وأويلر وخوارزمية نيوتن وأويلر التكرارية. تم تنفيذ استراتيجيتين للتحكم، التحكم التناسبي التكاملي التفاضلي والتحكم بالانزلاق التكيفي، من أجل مقارنتهما. أخيراً، تم إجراء المحاكاة باستخدام برنامج أماتلاب وسيمولينك لتقييم أداء هذه الاستراتيجيات.

الكلمات المفتاحية : طائرة بدون طيار، مناوول جوي، رباعي المراوح، نيوتن وأويلر، خوارزمية نيوتن وأويلر التكرارية، تحكم قوي، التحكم التناسبي التكاملي التفاضلي، التحكم بالانزلاق التكيفي.

Glossaiers

Acronyme

Acronyme	Signification
SMC	Sliding mode controle
ASMC	Adaptive sliding mode controle
PI	Proportionnel, Intégral
PID	Proportionnel, Intégral, Dérivé
AMUS	Advanced Military Unmanned Systems
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UAM	Unmanned Aerial Manipulator
CAO	Conception Assistée par Ordinateur
DH	Denavit-Hartenberg

Chapitre 1

Introduction

1.1 Contéxe générale

La modélisation des robots aériens est aujourd’hui un domaine de recherche en pleine croissance, alimenté par les progrès rapides dans les technologies de véhicules autonomes, également connus sous le nom de drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles). Depuis leurs premières utilisations militaires au début du XXe siècle, les drones ont progressivement évolué pour devenir des outils polyvalents et indispensables dans divers secteurs. Ils sont désormais utilisés pour la surveillance aérienne, la livraison de colis, l’agriculture de précision, et même la gestion des catastrophes naturelles. À mesure que leur adoption s’étend, la nécessité de modéliser avec précision leur dynamique et de contrôler leurs mouvements de manière fiable devient cruciale pour garantir leur efficacité et leur sécurité dans des environnements complexes et souvent changeants. Historiquement, les drones ont d’abord été développés à des fins militaires, avec des prototypes utilisés pour la reconnaissance ou comme cibles volantes dès les années 1930. Ce n’est qu’à partir des années 2000 que leur usage s’est démocratisé, grâce aux avancées en électronique, en miniaturisation des capteurs et en intelligence artificielle (IA). Ces avancées ont permis aux drones de devenir des systèmes autonomes capables de naviguer sans intervention humaine directe, d’éviter des obstacles et de s’adapter à des environnements dynamiques en temps réel. Parallèlement, l’investissement massif dans cette technologie par des entreprises privées comme Amazon, Google, et de nombreux gouvernements a catalysé une vague d’innovations pour améliorer leurs performances et élargir leurs champs d’application.

Les recherches récentes sur les drones se concentrent principalement sur trois axes : améliorer leur autonomie en vol, augmenter leur précision dans la navigation, et permettre une interaction plus sophistiquée avec leur environnement. L’intelligence artificielle a joué un rôle clé dans cette transformation, avec des algo-

algorithmes capables de gérer des tâches complexes telles que l'évitement d'obstacles, la reconnaissance d'objets, et même la coordination multi-drone dans des environnements collaboratifs. Dans ce contexte, la modélisation rigoureuse du comportement des drones et la mise en œuvre de techniques de contrôle avancées sont essentielles pour assurer la robustesse, la sécurité et l'efficacité des systèmes. La modélisation des drones peut être abordée sous plusieurs angles. Une première approche consiste en la modélisation cinématique, qui s'intéresse aux relations entre les mouvements sans prendre en compte les forces et les moments appliqués. Cette modélisation permet de décrire les mouvements du drone (position, orientation, vitesse) en fonction des commandes de contrôle. La modélisation cinématique est particulièrement utile dans les phases de conception des systèmes de navigation et de contrôle, où l'objectif est de décrire le comportement du drone en termes de trajectoire et de positionnement dans l'espace tridimensionnel. Par exemple, dans un cadre de suivi de trajectoire, la cinématique permet de définir comment le drone doit se déplacer pour atteindre un point cible tout en respectant les contraintes de mouvement, comme les limites d'angle d'inclinaison ou la vitesse maximale.

Cependant, pour capturer avec précision les comportements plus complexes des drones, il est nécessaire de recourir à des modèles plus complets qui incluent la dynamique. Les méthodes de modélisation dynamique, telles que les équations de Newton-Euler et de Newton-Euler récursive, sont souvent utilisées pour décrire le comportement dynamique des drones en intégrant les forces et moments appliqués à chaque instant. Ces équations permettent de représenter avec précision les interactions entre les différents composants du drone (hélices, corps principal, etc.) et les forces externes (gravité, résistance de l'air). La modélisation Newton-Euler est particulièrement utile pour simuler et prévoir les effets des changements de vitesse ou de direction, ainsi que les interactions entre les axes de rotation, notamment dans le cadre de drones multirotors où chaque hélice contribue différemment aux mouvements. Le contrôle des drones, qui vise à stabiliser et diriger ces systèmes en temps réel, est une autre composante clé. Les contrôles les plus simples, comme le contrôle PID (Proportionnel-Intégral-Dérivé), sont souvent utilisés pour des systèmes relativement simples. Cependant, pour les systèmes plus complexes tels que les drones, qui sont fortement non linéaires et sensibles aux perturbations, des techniques de contrôle plus avancées sont nécessaires.

Les modes glissants et les modes glissants adaptatifs sont deux méthodes de contrôle particulièrement bien adaptées à ces systèmes. Le contrôle par modes glissants est une technique robuste qui permet de maintenir le système sur une trajectoire prédéfinie, même en présence d'incertitudes ou de perturbations externes. Cette méthode repose sur la création d'une surface de glissement, qui définit la condition idéale que le système doit atteindre. Le système est alors "forcé" à glisser le long de cette surface, garantissant une stabilité et une robustesse élevée face aux variations imprévues.

Les modes glissants adaptatifs vont un pas plus loin en permettant au contrôleur de s'adapter aux va-

riations des paramètres dynamiques du système en temps réel. Par exemple, si la masse du drone change en raison de la perte ou du gain de charge utile, ou si les conditions environnementales, telles que le vent, varient, le contrôle adaptatif ajuste automatiquement les paramètres du modèle pour garantir que le drone continue à se comporter de manière stable et contrôlée. Ces méthodes sont donc particulièrement efficaces pour des applications en environnements incertains et changeants, tels que les missions de vol en milieu urbain ou naturel, où les drones sont constamment soumis à des perturbations. Dans le cadre de ce mémoire, l'accent est mis sur l'utilisation des modes glissants et des modes glissants adaptatifs pour le contrôle des drones, en combinaison avec la modélisation par Newton-Euler et Newton-Euler récursive pour la description de leur comportement dynamique. En outre, une attention particulière est portée à la modélisation cinématique, afin de mieux comprendre comment les mouvements du drone peuvent être planifiés et contrôlés dans des situations réelles. Cette approche complète permet de traiter à la fois la phase de planification des mouvements et celle de contrôle dynamique, en prenant en compte les perturbations extérieures et les incertitudes.

L'objectif principal de cette recherche est d'apporter une contribution significative à l'amélioration de la stabilité, de la précision et de l'adaptabilité des drones dans des environnements complexes. Cette combinaison unique de techniques de modélisation et de contrôle vise à offrir une solution robuste pour le contrôle des robots aériens, avec des applications potentielles dans de nombreux secteurs, tels que l'industrie, la sécurité, l'agriculture, et la logistique.

1.2 C'est quoi un manipulateur aérien ?

Un **manipulateur aérien** est un système innovant qui combine les capacités de vol d'un drone avec un bras manipulateur robotisé, permettant d'interagir directement avec l'environnement depuis les airs. Ce type de robot aérien est utilisé pour accomplir des tâches complexes dans des zones difficiles d'accès ou dangereuses, telles que l'inspection de structures, la maintenance d'équipements éloignés, et les opérations de secours. Il se distingue par sa capacité à voler et manipuler des objets en simultanément, offrant une flexibilité inégalée pour les interventions en hauteur. La figure 1.1 présente un modèle d'un manipulateur aérien (AMUS)



FIGURE 1.1 – Quadricoptère avec manipulateur à 7 articulations (AMUS octoquad) [9]

Le manipulateur aérien se compose de plusieurs parties :

Drone (Quadri-rotor)

Le quadricoptère est un robot mobile aérien à quatre rotors, défini dans l'espace par 6 DDL [31, 32]. Le drone est la base volante du manipulateur aérien, équipé de plusieurs rotors (par exemple, quadricoptère ou hexarotor) qui fournissent la portance nécessaire et permettent des mouvements agiles dans toutes les directions. Il comprend aussi des systèmes de propulsion, des batteries pour l'alimentation en énergie, et des contrôleurs de vol sophistiqués pour gérer la stabilité, l'altitude et la navigation. Figure 1.2 présente un simple modèle de quadri-rotor avant sa concrétisation.

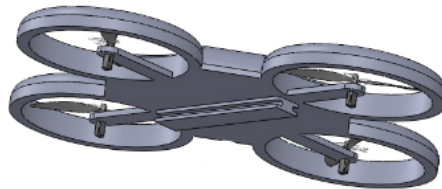


FIGURE 1.2 – Quadri-rotor en 2D [2]

Manipulateur Robotique (Bras Robotisé)

Le bras manipulateur est fixé sur le drone et est conçu pour saisir, manipuler et déplacer des objets. Ce bras est constitué de plusieurs articulations qui lui confèrent une grande liberté de mouvement, semblable à celle d'un bras humain figure 1.3. Il est équipé de divers outils de préhension, tels que des pinces, ventouses, ou dispositifs magnétiques, adaptés aux tâches spécifiques à accomplir, comme saisir des pièces, tourner des vannes, ou déployer des capteurs.

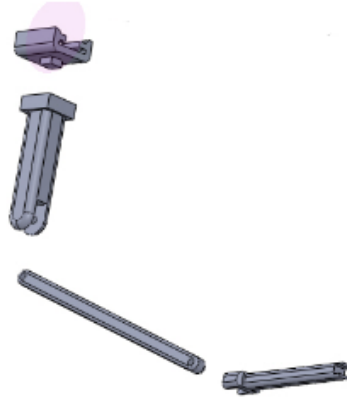


FIGURE 1.3 – Un manipulateur robotique en 2D
[2]

Système de Commande et Contrôle

Ce système coordonne les mouvements du drone et du bras robotique, utilisant des algorithmes avancés pour assurer un contrôle précis. Il intègre souvent des technologies d'intelligence artificielle ou de vision par ordinateur, permettant au manipulateur aérien de détecter les objets, évaluer les distances, et exécuter des mouvements complexes avec une grande précision. Les commandes peuvent être pilotées à distance par un opérateur ou fonctionner en mode semi-autonome.

Capteurs et Systèmes de Navigation

Les capteurs jouent un rôle crucial en permettant au manipulateur aérien de percevoir son environnement. Il utilise des caméras pour la vision, des lidars pour cartographier les surfaces, des capteurs de position pour suivre les mouvements, et des systèmes GPS pour une navigation précise. Ces capteurs permettent au système de détecter les obstacles, ajuster sa position en temps réel, et accomplir des tâches avec une précision accrue.

Systèmes de Sécurité

La sécurité est primordiale pour les manipulateurs aériens, qui opèrent souvent dans des environnements dynamiques. Des dispositifs anti-collision, des systèmes de retour d'urgence automatique, et des contrôles de stabilité sont intégrés pour prévenir les accidents. Ces systèmes garantissent que le drone peut retourner en toute sécurité à sa base en cas de problème technique ou de perte de connexion avec l'opérateur.

Ces composants fonctionnent de manière intégrée pour permettre au manipulateur aérien d'exécuter des tâches délicates et spécifiques, apportant une solution innovante aux défis posés par les environnements difficiles ou dangereux pour l'homme.

1.3 Classification des Manipulateurs Aériens

Un manipulateur aérien est un système robotique complexe qui intègre deux sous-systèmes principaux. Le premier sous-système est responsable du transport aérien, généralement assuré par un drone ou un véhicule aérien sans pilote. Le second sous-système est dédié à l'interaction avec l'environnement, permettant ainsi la manipulation d'objets ou la réalisation de diverses tâches. Cette combinaison permet au manipulateur aérien de voler tout en effectuant des actions physiques sur des objets ou dans des environnements spécifiques.

A l'aide de [21], la manipulation aérienne peuvent être classifiés en trois grandes catégories, basées sur le type de préhenseur ou d'outil associé au véhicule aérien :

Manipulation aérienne par cordes

Le transport de charges à l'aide de véhicules aériens équipés de cordes de suspension est une technique pionnière dans la manipulation aérienne[20]. Les recherches se sont concentrées sur la gestion des oscillations des charges, avec des solutions telles que l'apprentissage par renforcement proposé par[24], qui permet au drone d'apprendre sa trajectoire et de minimiser les oscillations. Des travaux ont également été menés pour réduire les vibrations et améliorer la précision du suivi de trajectoire. Bien que le coût augmente avec la masse de la charge, la coopération entre plusieurs drones permet de réduire les coûts[20] . Cependant, la précision reste un défi, car le mouvement irrégulier de la charge limite la précision du positionnement final.



(a)



(b)

FIGURE 1.4 – (a) Manipulation de charge avec hélicoptère munie d'une corde (b) Manipulation coopérative de charge avec trois hélicoptères [20]

Manipulation aérienne par pinces ventrales

L'ajout de pinces ventrales sur des drones améliore la précision de saisie d'objets grâce à des conceptions légères et simples [7, 22] . Cependant, bien que ce type de préhension soit facile à modéliser et peu coûteux



FIGURE 1.5 – Drone avec pince ventrale pour la saisie et le transport d’objets [22]

[6], il présente des limitations. Le comportement du drone domine la structure globale, et la pince, fixée au drone, a un champ de manœuvre restreint [16]. Pour surmonter ces limites, des systèmes aériens avec des bras manipulateurs ont été introduits.

Manipulation aérienne par bras

La manipulation aérienne à l’aide de bras robotiques consiste à concevoir un système combiné comprenant un UAV (véhicule aérien sans pilote) équipé d’un bras manipulateur. Cette configuration permet de surmonter les limites des pinces ventrales, offrant la capacité de transporter des charges plus lourdes, d’améliorer la précision lors de la saisie et la manipulation d’objets, et d’augmenter l’enveloppe de travail. Cet aspect de la manipulation aérienne a suscité un vif intérêt, aboutissant à la création de divers types de bras robotiques. Ces conceptions varient en fonction de plusieurs paramètres, notamment le nombre de degrés de liberté des bras, la configuration de la chaîne cinématique (ouverte ou fermée), le nombre de bras utilisés, voire l’intégration de plusieurs UAV coopérant pour effectuer la manipulation. Chaque catégorie de manipulateur



FIGURE 1.6 – Drone muni d’un bras manipulateur sériel à 2 DDL

aérien possède ses propres avantages et est adaptée à des applications spécifiques, permettant une diversité d’opérations allant de la maintenance industrielle à la recherche et au sauvetage. Pour résumer la différence entre chaque type, consultez le tableau 1.1.

Type	Précision	Capacité de charge	Portée de manipulation	Applications typiques
Manipulation par cordes	Faible	Très élevée	Très grande	Transport lourd, construction
Manipulation par pinces ventrales	Moyenne	Moyenne	Moyenne	Barils, objets cylindriques
Manipulation par bras	Très élevée	Variable	Variable (selon le bras)	Assemblage, industries automatisées

TABLE 1.1 – Comparatif des technologies de manipulation aérienne

1.4 Mouvements d’un drone :

Les mouvements d’un drone sont définis par trois axes principaux : lacet, Tangage et Roulis. Ces termes, empruntés de l’aéronautique, décrivent comment le drone s’oriente et se déplace dans l’espace tridimensionnel.

Lacet

Le mouvement de **lacet** fait pivoter le drone autour de son axe vertical (Z). Cela change la direction vers laquelle le nez du drone pointe sans modifier son altitude.



FIGURE 1.7 – le Mouvement de lacet

Tangage

Le mouvement de **tangage** fait basculer le drone vers l’avant ou vers l’arrière autour de son axe latéral (Y), permettant ainsi au drone de se déplacer vers l’avant ou vers l’arrière.

Roulis

Le mouvement de **Roulis** fait basculer le drone vers la gauche ou vers la droite autour de son axe longitudinal (X), permettant au drone de se déplacer latéralement.

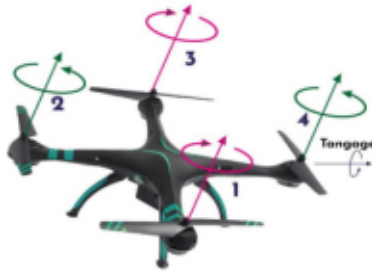


FIGURE 1.8 – Le mouvement de Tangage



FIGURE 1.9 – Le mouvement de Roulis

Mouvement Vertical

Le mouvement vertical d'un drone est dicté par la portance, qui s'oppose à la force de gravité le long de l'axe vertical (axe Z). Ce mouvement est assuré lorsque les vitesses des quatre rotors sont égales. Si la vitesse d'un rotor diffère de celle des autres, le drone risque de perdre son équilibre et de se renverser.

Pour obtenir un mouvement ascendant ou descendant, il suffit de modifier la vitesse de rotation des moteurs. Lorsque la force de portance générée par les rotors dépasse le poids du drone, celui-ci monte. À l'inverse, lorsque la force de portance est inférieure au poids, le drone descend.

$$F_{\text{portance}} > P \implies \text{mouvement ascendant} \quad (1.1)$$

$$F_{\text{portance}} < P \implies \text{mouvement descendant} \quad (1.2)$$

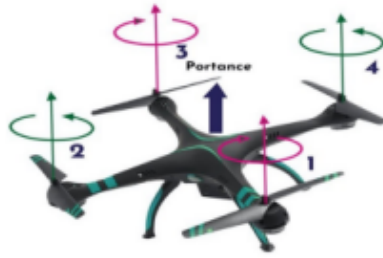


FIGURE 1.10 – Le mouvement verticale

En combinant ces mouvements, un opérateur peut contrôler la trajectoire et l'orientation du drone pour effectuer des manœuvres complexes.

1.5 Pourquoi on utilise la manipulation robotique aérienne ?

La manipulation robotique aérienne implique l'utilisation de drones et autres véhicules aériens sans pilote pour effectuer des tâches de manipulation et d'intervention dans divers environnements. Cette technologie est de plus en plus prisée en raison de ses nombreux avantages et de ses applications variées. Voici une explication détaillée des raisons pour lesquelles on utilise la manipulation robotique aérienne :

Accès à des Environnements Inaccessibles ou Dangereux

- Les drones peuvent accéder à des zones que les humains et les robots terrestres trouvent difficiles ou impossibles à atteindre. Par exemple :
 - Structures en Hauteur : Inspections de gratte-ciels, tours de télécommunication, éoliennes.
 - Espaces Confinés : Inspection de l'intérieur de réservoirs ou de canalisations.
 - Environnements Hostiles : Sites contaminés par des produits chimiques, zones radioactives, ou lieux de catastrophe naturelle.

Mobilité et Flexibilité

- Les drones sont extrêmement mobiles et peuvent se déplacer rapidement dans toutes les directions, leur permettant d'intervenir efficacement dans des environnements variés. Par exemple :
 - Inspections de Grande Envergure : Les drones peuvent parcourir de grandes distances pour inspecter des pipelines, des réseaux de distribution électrique ou des champs solaires en un temps record.

- Interventions Rapides : En cas d'urgence, les drones peuvent être déployés rapidement pour évaluer la situation et intervenir si nécessaire.

Réduction des Risques pour les Travailleurs

- Utiliser des drones pour effectuer des tâches dangereuses permet de protéger les travailleurs humains des risques potentiels. Par exemple :
 - Inspection de Lignes Électriques : Les drones peuvent inspecter les lignes sous haute tension sans exposer les travailleurs aux risques d'électrocution.
 - Intervention en Zones Dangereuses : Sur des sites nucléaires ou des zones industrielles avec des substances toxiques, les drones réduisent les risques d'exposition pour les humains.

Applications en Sauvetage et Assistance

- Les drones jouent un rôle crucial dans les missions de sauvetage et d'assistance humanitaire. Par exemple :
 - Livraison de Fournitures Médicales : Dans des zones sinistrées ou difficiles d'accès, les drones peuvent livrer des médicaments et des fournitures médicales essentielles.
 - Recherche de Personnes Disparues : Équipés de caméras thermiques, les drones peuvent survoler de vastes zones pour repérer des victimes ou des personnes disparues.

Efficacité et Rapidité

- Les drones permettent d'accomplir des tâches plus rapidement et plus efficacement que les méthodes traditionnelles. Par exemple :
 - Inspections de Bâtiments : Les drones peuvent inspecter rapidement l'état des façades et des toits sans nécessiter de grues ou d'échafaudages.
 - Surveillance Agricole : En agriculture de précision, les drones peuvent survoler des champs et collecter des données sur l'état des cultures en un temps record.

Collecte de Données et Surveillance

- Les drones équipés de capteurs et de caméras sont capables de collecter des données précises et en temps réel pour diverses applications. Par exemple :
 - Surveillance Environnementale : Les drones peuvent surveiller les niveaux de pollution, les conditions météorologiques, et l'état des écosystèmes.

- Cartographie et Modélisation : Les drones peuvent créer des cartes détaillées et des modèles 3D de terrains ou de structures.

Économie de Coûts

- L'utilisation de drones peut être plus économique que les méthodes traditionnelles. Par exemple :
 - Évitement des Échafaudages et de l'Équipement Lourd : Pour les inspections de structures élevées, les drones éliminent le besoin de construire des échafaudages coûteux ou de louer des équipements lourds.
 - Réduction de la Main-d'œuvre : Moins de personnel est nécessaire pour certaines tâches, ce qui réduit les coûts de main-d'œuvre.

Exemples d'Applications

- Inspection des Infrastructures : Ponts, barrages, structures industrielles.
- Agriculture : Pulvérisation de pesticides, surveillance des cultures, estimation des récoltes.
- Surveillance et Sécurité : Patrouilles de sécurité, surveillance de zones protégées, suivi de la faune sauvage.
- Logistique : Livraison de colis dans des zones urbaines congestionnées ou des régions isolées.
- Recherche et Sauvetage : Localisation des victimes, évaluation rapide des zones sinistrées, livraison de secours.

En résumé, la manipulation robotique aérienne offre une combinaison unique de mobilité, flexibilité, sécurité, et efficacité, rendant cette technologie précieuse dans de nombreux secteurs industriels et de service.

1.6 Motivation

La robotique aérienne représente une avancée technologique majeure avec des applications potentiellement révolutionnaires dans divers domaines tels que l'inspection industrielle, la surveillance, la cartographie, et les opérations de sauvetage. Parmi les innovations les plus prometteuses, les manipulateurs aériens, qui combinent les capacités de vol des drones avec la dextérité des bras robotiques, se distinguent par leur potentiel d'intervention dans des environnements difficiles d'accès ou dangereux pour l'homme.

La modélisation dynamique de ces systèmes constitue une étape cruciale pour leur développement et leur déploiement. En effet, comprendre et prédire le comportement dynamique d'un manipulateur aérien permet de concevoir des algorithmes de contrôle efficaces, assurant ainsi la stabilité et la précision nécessaires pour accomplir des tâches complexes. Les défis posés par la dynamique couplée du quadrotor et du bras

manipulateur exigent des approches novatrices et interdisciplinaires, alliant la mécanique, l'aérodynamique et le contrôle.

Le thème de ce projet, axé sur la modélisation dynamique d'un manipulateur aérien, est motivé par l'ambition de contribuer à cette avancée technologique en proposant des modèles précis et des stratégies de contrôle robustes. Ce travail vise non seulement à enrichir la compréhension théorique de ces systèmes complexes, mais également à apporter des solutions pratiques aux défis posés par leur mise en œuvre dans des scénarios réels.

En poursuivant ce projet, nous espérons ouvrir la voie à de nouvelles applications et innovations, augmentant ainsi l'impact positif de la robotique aérienne dans notre société.

1.7 Conclusion

En conclusion, ce chapitre a permis de poser les bases théoriques nécessaires pour aborder la manipulation aérienne dans toute sa diversité. Après avoir retracé l'évolution historique des manipulateurs aériens, nous avons défini les concepts clés et leurs composantes, notamment le drone (ou UAV) et les dispositifs de préhension. Nous avons comparé en détail trois types principaux de manipulation aérienne : la manipulation par cordes, la manipulation par pinces ventrales et la manipulation par bras robotisés. Cette analyse comparative a permis de mettre en lumière les avantages et les limites de chaque méthode en termes de précision, de charge utile, de maniabilité et de simplicité de conception.

Nous avons également discuté des raisons pour lesquelles les manipulateurs aériens sont particulièrement adaptés à certaines applications complexes, notamment leur capacité à opérer dans des environnements difficiles d'accès, à manipuler des objets avec précision tout en étant mobiles, et à offrir des solutions flexibles et efficaces. Cette discussion a souligné l'importance de choisir la configuration la plus adaptée en fonction des exigences spécifiques de la tâche.

Dans les chapitres suivants, nous aborderons la modélisation cinématique et dynamique de notre propre système complexe. Nous nous pencherons sur l'analyse approfondie de son comportement mécanique et dynamique, afin de développer des stratégies de contrôle optimisées pour garantir une manipulation précise et stable dans des conditions variées.

Chapitre 2

Modèle cinématique

2.1 Introduction générale

Dans ce chapitre, nous approfondissons l'aspect fondamental de la modélisation cinématique d'un drone quad-rotor équipé d'un robot manipulateur à deux articulations. La modélisation cinématique joue un rôle central dans la compréhension de la dynamique de mouvement et d'interaction de ces systèmes complexes, jetant les bases de la conception et de l'analyse ultérieures des contrôles.

2.2 Modélisation géométrique directe

Le modèle géométrique direct est une méthode utilisée pour calculer la position et l'orientation d'un point dans l'espace, en fonction des valeurs des angles ou déplacements des articulations d'un système mécanique, tels que des robots ou des manipulateurs. Dans le repère d'un manipulateur aérien, la géométrie directe permet de déterminer la position et l'orientation de l'extrémité du bras manipulateur (généralement appelée l'effecteur final) à partir de la pose du drone ainsi que des articulations du bras. Cela implique de connaître précisément les mesures inertielles du drone, qui affectent son orientation globale, ainsi que les positions des articulations du bras, qui déterminent la position de l'effecteur dans l'espace.

Cette approche est essentielle pour contrôler les mouvements du manipulateur aérien de manière précise, notamment lors d'opérations complexes comme la saisie d'objets ou l'interaction avec l'environnement dans des zones difficiles d'accès.

Cela donne plus de contexte sur l'importance de la cinématique directe dans le repère des manipulateurs aériens.

2.3 Établissement du repère de référence

Pour commencer, nous allons définir un système de coordonnées pour notre quadricoptère. Nous utilisons un référentiel attaché directement au drone, appelé référentiel corps, dont l'origine est située au centre du quadricoptère. Ce référentiel suit les mouvements du drone. En complément, un référentiel inertiel fixe par rapport au monde est utilisé pour décrire la position et l'orientation du quadricoptère par rapport à un point de référence immobile. Enfin, pour l'effecteur final, nous définissons également un référentiel spécifique permettant de suivre ses mouvements indépendamment.

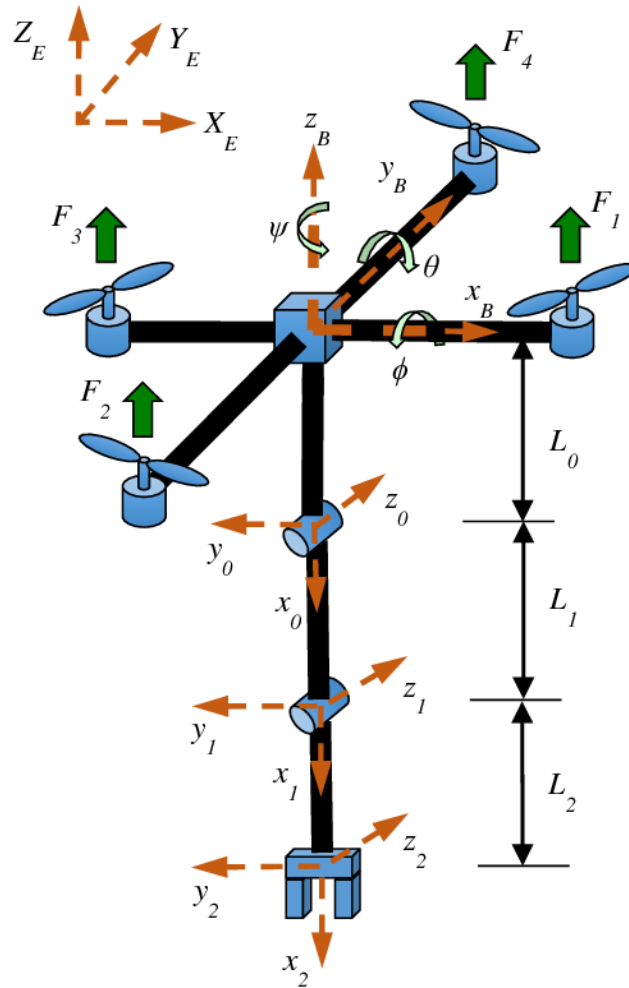


FIGURE 2.1 – Schéma avec les repères pertinents [18]

2.4 Tableau des Paramètres DH

Le formalisme de Denavit-Hartenberg (DH) est une méthode standardisée utilisée en robotique pour décrire la cinématique d'un bras articulé. Il permet de définir la position et l'orientation des liaisons successives à l'aide de quatre paramètres : la longueur du lien, l'angle du lien, le décalage et la torsion. Voici les paramètres DH pour le manipulateur adopté :

Joint i	θ_i (rad)	d_i (m)	a_i (m)	α_i (rad)
1	q_1	L_1	0	0
2	q_2	L_2	0	0

TABLE 2.1 – Paramètres DH pour le manipulateur

2.5 Matrices de transformation homogène

La matrice de transformation générale A_i est donnée par :

$$A_i = \begin{pmatrix} \cos(\theta_i) & -\sin(\theta_i) \cos(\alpha_i) & \sin(\theta_i) \sin(\alpha_i) & a_i \cos(\theta_i) \\ \sin(\theta_i) & \cos(\theta_i) \cos(\alpha_i) & -\cos(\theta_i) \sin(\alpha_i) & a_i \sin(\theta_i) \\ 0 & \sin(\alpha_i) & \cos(\alpha_i) & d_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Lien 1 :

Pour le lien 1, en remplaçant les paramètres DH $\theta_1, d_1 = L_0, a_1 = 0, \alpha_1 = 0$:

$$A_1 = \begin{pmatrix} \cos(\theta_1) & -\sin(\theta_1) & 0 & 0 \\ \sin(\theta_1) & \cos(\theta_1) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & L_0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Lien 2 :

Pour le lien 2, en remplaçant les paramètres DH $\theta_2, d_2 = L_1, a_2 = 0, \alpha_2 = 0$:

$$A_2 = \begin{pmatrix} \cos(\theta_2) & -\sin(\theta_2) & 0 & 0 \\ \sin(\theta_2) & \cos(\theta_2) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & L_1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Matrices de rotation

La matrice de rotation R_i pour chaque lien peut être extraite de la partie supérieure gauche 3×3 des matrices de transformation :

$$R_1 = \begin{pmatrix} \cos(\theta_1) & -\sin(\theta_1) & 0 \\ \sin(\theta_1) & \cos(\theta_1) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$R_2 = \begin{pmatrix} \cos(\theta_2) & -\sin(\theta_2) & 0 \\ \sin(\theta_2) & \cos(\theta_2) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Vecteurs de position

Les vecteurs de position P_i pour chaque lien peuvent être extraits de la partie supérieure droite 3×1 des matrices de transformation :

$$P_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ L_0 \end{pmatrix}$$

$$P_2 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ L_1 \end{pmatrix}$$

2.6 Position du quadri-rotor (P_b)

Il s'agit simplement des coordonnées x , y et z du centre de masse du quadricoptère dans le repère fixe au monde. vecteur P_b :

$$\mathbf{p}_b = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

2.7 La matrice de rotations d'un drone

L'orientation du quadricoptère dans l'espace est représentée par une matrice de rotation, qui dépend des angles d'Euler : roulis (ϕ), tangage (θ) et lacet (ψ). Ces trois angles décrivent respectivement les rotations autour des axes du corps du quadricoptère. La matrice de rotation offre une représentation mathématique rigoureuse permettant de décrire comment le quadricoptère est orienté dans l'espace tridimensionnel à tout moment. En utilisant cette matrice, il devient possible de modéliser avec précision les mouvements du quadricoptère, y compris les changements d'orientation au cours des simulations et des calculs. Cette approche est essentielle pour le contrôle et la planification des trajectoires dans des systèmes complexes comme les manipulateurs aériens, où l'orientation joue un rôle clé dans la manipulation d'objets.

En considérant un système de coordonnées orienté en main droite, les trois rotations simples sont décrites séparément par :

- $Rot_x(\phi)$, rotation autour de l'axe x .
- $Rot_y(\theta)$, rotation autour de l'axe y .
- $Rot_z(\psi)$, rotation autour de l'axe z .

Elles sont représentées par :

$$Rot_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$Rot_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$Rot_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

La matrice de rotation complète est le produit des trois rotations successives précédentes :

$$R_b = Rot_x(\phi)Rot_y(\theta)Rot_z(\psi) \quad (2.4)$$

Il s'agit d'une matrice de rotation qui décrit comment le quadricoptère est tourné dans l'espace. Elle est déterminée par ses angles de lacet, de tangage et de roulis ($\psi \ \theta \ \phi$). La matrice R_b :

$$R_b = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & S_\phi S_\theta C_\psi - S_\psi C_\phi & S_\psi S_\phi + C_\psi S_\theta C_\phi \\ S_\psi C_\theta & C_\psi C_\phi + S_\psi S_\theta S_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ -S_\theta & C_\theta S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix}$$

où $\Phi_b = [\psi \ \theta \ \phi]^T$ représente les angles de lacet, tangage et roulis (yaw-pitch-roll) dans le système d'axes ZYX.

2.8 Analyse cinématique de position

Nous étudions la manière de décrire la position de l'effecteur final du quadricoptère en fonction de la position et de l'orientation du quadricoptère. Pour cela, nous utilisons la matrice de rotation \mathbf{R}_b , qui permet de transformer la position de l'extrémité effectrice exprimée dans le repère fixe du corps du quadricoptère en sa position dans le repère fixe du monde.

2.9 Position de l'effecteur final (P_e)

Pour déterminer la position du repère lié à l'effecteur final par rapport au repère inertiel fixé dans le monde, nous ajoutons la position du quadricoptère (\mathbf{P}_b) à la position de l'extrémité effectrice par rapport au quadricoptère ($\mathbf{P}_{b,eb}$) après avoir appliqué une rotation.

Considérons le repère e , noté $O_2(x_2y_2z_2)$, qui est attaché à l'effecteur final du manipulateur, comme illustré dans la figure fig 2.1. Ainsi, la position de l'effecteur final P_e est exprimée par l'équation suivante :

$$p_e = p_b + R_b P_{eb}^b \quad (2.5)$$

2.10 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons établi les bases de la modélisation cinématique d'un drone quad-rotor équipé d'un manipulateur à deux articulations. Nous avons introduit la modélisation géométrique directe, qui nous permet de déterminer la position et l'orientation de l'effecteur final en fonction des angles des articulations et de la pose du drone. L'établissement du repère de référence, les paramètres Denavit-Hartenberg (DH), ainsi que les matrices de transformation homogène, ont permis de définir avec précision la configuration spatiale du système.

Nous avons également présenté la matrice de rotation du quadricoptère, qui est essentielle pour déterminer l'orientation dans l'espace tridimensionnel, ainsi que la position de l'effecteur final en utilisant la cinématique de position. Ces concepts constituent la base pour le développement des algorithmes de contrôle qui seront étudiés dans les chapitres suivants, afin de permettre un contrôle précis et efficace des mouvements du quadricoptère et de son manipulateur.

Chapitre 3

Modèle dynamique du manipulateur aérien

3.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous abordons le développement du modèle dynamique du manipulateur aérien, un élément essentiel dans la compréhension du comportement dynamique et de la commande de ces systèmes robotiques complexes. Le modèle dynamique constitue une représentation mathématique décrivant la relation entre les forces et les moments appliqués aux articulations du manipulateur et les mouvements résultants de ses parties mobiles. Comprendre ce modèle est crucial pour concevoir des algorithmes de commande efficaces, simuler le comportement du manipulateur dans des environnements réels ou virtuels, et analyser sa performance dans différentes tâches et conditions.

3.2 Méthode récursive de Newton-Euler

Le comportement des systèmes mécaniques en tant que fonction du temps peut être dérivé d'un ensemble d'équations différentielles appelées équations d'Euler-Lagrange. Ces équations sont dérivées de la deuxième loi du mouvement de Newton pour une particule en deux dimensions. Dans le cas d'un bras robotique, la formulation d'Euler-Lagrange renvoie une équation matricielle qui prend également en compte les effets de Coriolis et centrifuges (C), la masse (M) et la gravité (g)[28].

$$\tau = M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) \quad (3.1)$$

Les termes physiques impliqués dans la modélisation dynamique d'un bras robotique sont l'accélération angulaire, la vitesse et la position. Pour cette raison, une modélisation cinématique est nécessaire pour obtenir la formulation précédente. Cependant, la formulation d'Euler-Lagrange peut être obtenue en utilisant...

La méthode appelée formulation de Newton-Euler, qui est exprimée sous la forme d'une série d'étapes pouvant être interprétées comme un algorithme à programmer [28].

La différence entre la formulation lagrangienne et la formulation de Newton-Euler réside dans l'efficacité computationnelle, en particulier pour les manipulateurs avec de nombreux degrés de liberté. Cependant, les équations résultantes du mouvement doivent être identiques [19].

Le couple τ_i et la force f_i de chaque lien, utilisant la formulation de Newton-Euler, sont calculés comme suit [28].

$$\tau_i = R_{i+1}^i \tau_{i+1} - f_i \times r_{i,ci} + (R_{i+1}^i f_{i+1}) \times r_{i+1,ci} + \alpha_i + \omega_i \times (I_i \omega_i)$$

$$f_i = R_{i+1}^i f_{i+1} + m_i a_{c,i} - m_i g_i$$

Où :

- $a_{c,i}$: l'accélération du centre de masse du lien i
- $a_{e,i}$: l'accélération à l'extrémité de chaque articulation où le lien suivant est connecté
- ω_i : la vitesse angulaire du repère en articulation i par rapport au repère initial ($i = 0$)
- α_i : l'accélération angulaire du repère en articulation i par rapport au repère initial ($i = 0$)
- g_i : l'accélération due à la gravité dans le repère i
- f_i : la force exercée par le lien précédent $i - 1$ sur le lien suivant i
- τ_i : le couple exercé par le lien $i - 1$ sur le lien i
- R_{i+1}^i : la matrice de rotation du repère $i + 1$ au repère i

Les termes suivants appartiennent à la dynamique du manipulateur, mais ils sont des valeurs constantes et ne dépendent donc pas de la configuration du manipulateur.

- m_i : la matrice de rotation du repère $i + 1$ au repère i

3.3 Modélisation Dynamique d'un Manipulateur Aérien

La modélisation dynamique d'un manipulateur aérien consiste à combiner les dynamiques du drone et du manipulateur de manière cohérente. Pour cela, nous utilisons deux approches complémentaires : la loi de Newton-Euler pour le drone et l'algorithme récursif d'Euler-Newton pour le manipulateur.

3.3.1 Modèle dynamique du drone

Le drone est modélisé en utilisant la loi de Newton-Euler, qui décrit les relations entre les forces, les moments et les accélérations linéaires et angulaires. Les équations de mouvement pour le drone sont :

$$\begin{cases} \mathbf{m} \frac{d^2 P_b}{dt^2} = \sum \mathbf{F} = \mathbf{F}_f + \mathbf{F}_g + F_t + F_{mq} \\ \mathbf{J} \frac{d^2 \Phi_b}{dt^2} = \sum \mathbf{M} = \mathbf{M}_f - \mathbf{M}_{gm} - \mathbf{M}_{gh} - M_a + M_{mq} \end{cases} \quad (3.2)$$

Remarque : Le corps du quadrirotor est supposé rigide et symétrique et les liens du manipulateur sont rigides.

Avec :

P_b Est le vecteur de position du quadrirotor $P_b = [xyz]^T$.

m : la masse totale du quadrirotor.

J : matrice d'inertie symétrique de dimension (3x3), elle est donnée par :

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}^T$$

Σ : La vitesse angulaire exprimée dans le repère inertiel « fixe».

R : La matrice de rotation.

F_f : est la force totale générée par les quatre rotors, elle est donner par :

$$F_f = R_B \times [0 \quad 0 \quad T]^T \quad (3.3)$$

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

$$\begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \times \dot{P}_b$$

avec K_{ftx} , K_{fity} et K_{ftz} : Les coefficients de traînée de translation.

F_g : force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

F_{mq} : les forces d'interaction du manipulateur au quadrirotor dans les directions x, y et z exprimé dans le référentiel inertiel.

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

$$M_f = \begin{bmatrix} d(F_4 - F_2) = T_{a1} \\ d(F_3 - F_1) = T_{a2} \\ k_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) = T_{a3} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

M_{gh} : Moment gyroscopique des hélices.

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J_r [0 \ 0 \ (-1)^2 \omega_i]^T \quad (3.6)$$

avec J_r est l'inertie des rotors

Et $\Omega = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$

M_{gm} : Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor.

$$M_{gm} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) \quad (3.7)$$

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

$$\begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix}$$

En conséquence, le modèle dynamique complet qui régit le quadrirotor est le suivant :

$$m\ddot{x} = T(C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi) + K_{ftx} \times \dot{x} + F_{m,qx}^I \quad (3.8)$$

$$m\ddot{y} = T(S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi) + K_{fty} \times \dot{y} + F_{m,qy}^I \quad (3.9)$$

$$m\ddot{z} = -mg + TC_\theta C_\phi + K_{ftz} \times \dot{z} + F_{m,qz}^I \quad (3.10)$$

$$I_x \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} (I_y - I_z) - J_r \dot{\theta} \Omega + T_{a1} + K_{fax} \dot{\phi}^2 + M_{m,\phi}^b \quad (3.11)$$

$$I_y \ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\phi} (I_z - I_x) + J_r \dot{\phi} \Omega + K_{fay} \dot{\theta}^2 + T_{a2} + M_{m,q\theta}^b \quad (3.12)$$

$$I_z \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (I_x - I_y) + K_{faz} \dot{\psi}^2 + T_{a3} + M_{m,q\psi}^b \quad (3.13)$$

3.3.2 Les relations non holonomes

Dans le cadre de la commande des quadrirotors, l'introduction des modes non-holonomes est essentielle pour gérer les limitations imposées par le caractère sous-actionné de ces systèmes. En effet, un quadrirotor dispose de moins d'actionneurs que de degrés de liberté, ce qui signifie qu'il ne peut pas contrôler directement tous ses mouvements indépendamment. Par conséquent, les contraintes non-holonomes permettent de définir des relations entre les variables de contrôle et les degrés de liberté du système. Cela permet d'optimiser la commande en exploitant au mieux les entrées disponibles, tout en maintenant un contrôle précis de la trajectoire et de la position du quadrirotor, notamment lorsqu'il est couplé avec un bras manipulateur

On commence par :

$$m\ddot{x} = U_1(C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi) \quad (3.14)$$

$$m\ddot{y} = U_1(S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi) \quad (3.15)$$

avec $U_1 = T$ et $U_2 = T_a1$ et $U_3 = T_a2$ et $U_4 = T_a3$.

$$u_x = (C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi) \quad (3.16)$$

$$u_y = (S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi) \quad (3.17)$$

Les angles responsables a les modes non holonomes dans notre system sont ϕ et θ . A partir des equations 3.14,3.15,3.16 et 3.17 on peut syntheser que :

$$\phi_d = a \sin(u_1 \times \sin(\psi) - u_y \times \cos(\psi)) \quad (3.18)$$

$$\theta_d = a \sin(u_x \times \cos(\psi) + u_y \times \sin(\psi)) / \cos(\phi_d) \quad (3.19)$$

3.3.3 Modèle dynamique du manipulateur

Pour la dynamique du manipulateur, la méthode de Newton-Euler récursive de Bruno est utilisée pour dériver les équations du mouvement. Étant donné que le quadricoptère est considéré comme la base du manipulateur, les vitesses linéaires et angulaires initiales et les accélérations, utilisées dans l'algorithme de Newton-Euler, sont celles du quadricoptère exprimées dans le référentiel corps. Grâce à l'articles [15, 33], il est possible d'utiliser l'algorithme de Newton-Euler sur le manipulateur en considérant que le lien (de longueur L_0) fixé au quadricoptère est le lien de base. Les équations (3.20) à (3.50) peuvent alors être obtenues.

$$\omega_0^0 = R_B^0 v_2 \quad (3.20)$$

où v_2 correspond à la vitesse angulaire fixée au corps.

$$\dot{\omega}_0^0 = R_B^0 \dot{v}_2 \quad (3.21)$$

$$r_0^0 = \begin{bmatrix} 0 & -L_0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (3.22)$$

$$V_0^0 = R_B^0 v_1 + \omega_0^0 \times r_0^0 \quad (3.23)$$

où v_1 correspond à la vitesse linéaire fixée au corps.

$$\dot{V}_0^0 = R_B^0 \dot{v}_1 + \dot{\omega}_0^0 \times r_0^0 + \omega_0^0 \times (\omega_0^0 \times r_0^0) \quad (3.24)$$

Pour les liens 1 et 2 ($i = 1, 2$), nous calculons les variables suivantes :

$$\omega_i^i = R_{i-1}^i (\omega_{i-1}^{i-1} + \dot{\theta}_i z_{i-1}^{i-1}) \quad (3.25)$$

$$\dot{\omega}_i^i = R_{i-1}^i(\dot{\omega}_{i-1}^{i-1} + z_{i-1}^{i-1}\dot{\theta}_i + \omega_{i-1}^{i-1} \times \dot{\theta}_i z_{i-1}^{i-1}) \quad (3.26)$$

$$V_i^i = R_{i-1}^i V_{i-1}^{i-1} + \omega_{i-1}^{i-1} \times r_i^i \quad (3.27)$$

$$\dot{V}_i^i = R_{i-1}^i \dot{V}_{i-1}^{i-1} + \dot{\omega}_i^i \times r_i^i + \omega_i^i \times (\omega_i^i \times r_i^i) \quad (3.28)$$

$$\dot{V}_{c_i}^i = \dot{V}_i^i + \dot{\omega}_i^i \times r_{c_i}^i + \omega_i^i \times (\omega_i^i \times r_{c_i}^i) \quad (3.29)$$

Les forces et moments inertiels agissant sur le lien i sont donnés par :

$$F_i^i = -m_i \dot{V}_{c_i}^i \quad (3.30)$$

$$n_i^i = -I_i^i \dot{\omega}_i^i - \omega_i^i \times I_i^i \omega_i^i \quad (3.31)$$

Les forces et moments totaux agissant sur le lien i sont donnés par :

$$f_{i,i-1}^i = f_{i+1,i}^i - m_i g^i - F_i^i \quad (3.32)$$

$$n_{i,i-1}^i = n_{i+1,i}^i - m_i g^i + (r_i^i + r_{c_i}^i) \times f_{i,i-1}^i - r_{c_i}^i \times f_{i+1,i}^i - n_i^i \quad (3.33)$$

$$f_{i,i-1}^{i-1} = R_i^{i-1} f_{i,i-1}^i \quad (3.34)$$

$$n_{i,i-1}^{i-1} = R_i^{i-1} n_{i,i-1}^i \quad (3.35)$$

où,

$$z_0^0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T \quad (3.36)$$

$$r_1^1 = \begin{bmatrix} L_1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (3.37)$$

$$r_{c_1}^1 = \begin{bmatrix} -L_1/2 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (3.38)$$

$$z_1^1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T \quad (3.39)$$

$$r_2^2 = \begin{bmatrix} L_2 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (3.40)$$

$$r_{c_2}^2 = \begin{bmatrix} -L_2/2 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (3.41)$$

Le vecteur gravitationnel exprimé dans les repères 1 et 2 est donné par :

$$g^I = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}^T \quad (3.42)$$

$$g^2 = R_I^2 g^I \quad (3.43)$$

$$g^1 = R_I^1 g^I \quad (3.44)$$

où,

$$R_I^1 = R_0^1 R_B^0 R_I^B \quad (3.45)$$

$$R_I^2 = R_1^2 R_I^1 \quad (3.46)$$

Supposons que les liens 1 et 2 soient des poutres carrées de section relativement petite, alors

$$I_i^i = \frac{m_i L_i^2}{12} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

où m_i et L_i sont la masse et la longueur du lien i .

Les forces et moments externes agissant sur l'effecteur du manipulateur sont supposés nuls car dans cet article, seul le contrôle de la position du système est considéré :

$$f_{3,2}^2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \text{ and } n_{3,2}^2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (3.48)$$

Les couples agissant sur les joints 1 et 2 sont finalement donnés par :

$$T_{m1} = (n_{1,0}^0)^T z_0^0 + b_1 \dot{\theta}_1 \quad (3.49)$$

$$T_{m2} = (n_{2,1}^1)^T z_1^1 + b_2 \dot{\theta}_2 \quad (3.50)$$

où b_1 et b_2 sont des coefficients de friction.

3.4 L'effets de l'ajout d'un manipulateur à un quadrotor

Un diagramme de bloc présentant les effets de l'ajout d'un manipulateur à un quadrotor est présenté dans la figure 3.1. Pour la dynamique du manipulateur, la méthode récursive de Newton Euler est utilisée pour dériver les équations du mouvement. Comme le quadrotor est considéré comme la base du manipulateur, les vitesses linéaires et angulaires initiales ainsi que les accélérations utilisées dans l'algorithme de Newton Euler sont celles du quadrotor exprimées dans le repère du corps. En appliquant l'algorithme de Newton Euler au manipulateur en considérant que le lien fixé au quadrotor est le lien de base, les équations à peuvent être obtenues.

Les forces et moments d'interaction du manipulateur agissant sur le quadrotor exprimés dans le repère corps $F_{m,q}^B$ et $M_{m,q}^B$ sont donnés comme suit :

$$F_{B0}^B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -L_0 \end{bmatrix}^T \quad (3.51)$$

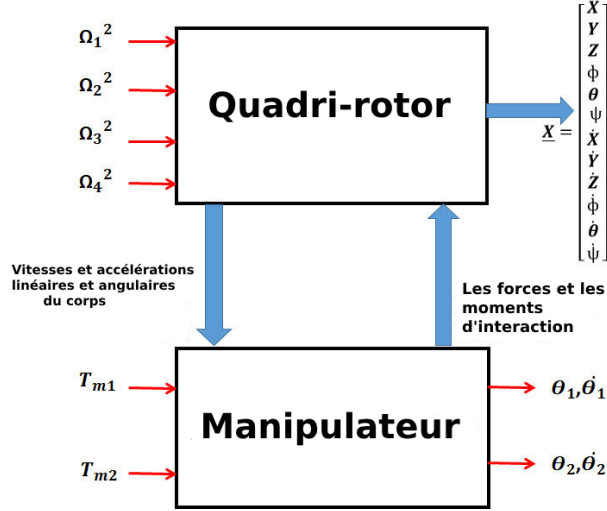


FIGURE 3.1 – Effets de l’ajout d’un manipulateur au quadrotor

$$\begin{bmatrix} F_{m,q}^B \\ M_{m,q}^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_0^B & O_{3 \times 3} \\ \text{skew}(P_{B0}^B) R_0^B & R_0^B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_{1,0}^0 \\ n_{1,0}^0 \end{bmatrix} \quad (3.52)$$

où $\text{skew}(\cdot)$ est la matrice antisymétrique de [29] de P_{B0}^B qui est le vecteur de position de l’origine 0 par rapport au repère B.

Les forces d’interaction exprimées dans le repère inertiel sont :

$$F_{m,q}^I = R_B^I F_{m,q}^B \quad (3.53)$$

3.5 Conclusion

Ce chapitre a exploré la modélisation dynamique d’un manipulateur aérien, combinant un drone et un bras manipulateur. L’approche a consisté à utiliser les méthodes de Newton-Euler et d’Euler-Lagrange pour développer les équations de mouvement qui décrivent le comportement du système. Ces équations prennent en compte les forces et moments appliqués au drone ainsi qu’au manipulateur, permettant ainsi de prédire le mouvement du système dans son ensemble. En plus de présenter les différentes forces et moments impliqués, le modèle dynamique inclut les relations non-holonomes importantes pour la commande du quadrirotor, compte tenu de ses caractéristiques sous-actionnées. Cette modélisation est essentielle pour la conception et l’optimisation des contrôleurs qui seront abordés ultérieurement.

Chapitre 4

Contrôle par mode glissant adaptatif

4.1 Introduction

Dans les systèmes de contrôle modernes, il est crucial de répondre aux incertitudes, aux perturbations et aux dynamiques non linéaires pour garantir la performance et la robustesse des systèmes. Le contrôle par mode glissant adaptatif (ASMC) s'est imposé comme une stratégie robuste, capable de gérer efficacement ces défis. Ce chapitre explore la théorie et l'application du contrôle par mode glissant (SMC) et ses variantes adaptatives. Après une présentation des concepts fondamentaux et des motivations à la conception de tels systèmes de contrôle, l'étude se poursuit avec l'introduction des systèmes non linéaires et du critère de stabilité de Lyapunov. Le cadre du mode glissant adaptatif présente un avantage particulier dans les situations où les paramètres du système ne sont pas constants ou difficiles à modéliser précisément, permettant ainsi un ajustement en temps réel et une stabilité accrue. Diverses conceptions, du SMC standard aux versions adaptatives plus avancées, sont examinées, offrant un aperçu des fondements théoriques et des implémentations pratiques.

4.2 Le problème du contrôle

Le problème de contrôle découle de la dynamique du système. Un véhicule aérien nécessite un contrôleur d'attitude et un contrôleur de position pour gérer les perturbations externes telles que le vent ou les paramètres de traînée. De plus, un bras robotique attaché au centre de masse du UAV peut introduire des perturbations supplémentaires. Pour simuler le véhicule aérien, il est essentiel de programmer à la fois la dynamique et le contrôle du système. La simulation est divisée en deux éléments indépendants : le bras robotique et le véhicule aérien, comme illustré à la figure 4.1. Afin de résoudre le problème de contrôle, nous

proposons l'utilisation de contrôleurs à modes glissants et de contrôleurs à modes glissants adaptatifs. Ces contrôleurs permettent de gérer les perturbations causées par le bras robotique et d'améliorer la robustesse du système global. Un observateur est également proposé pour estimer les perturbations causées par le bras robotique, ce qui facilite la conception et l'implémentation des contrôleurs adaptés.

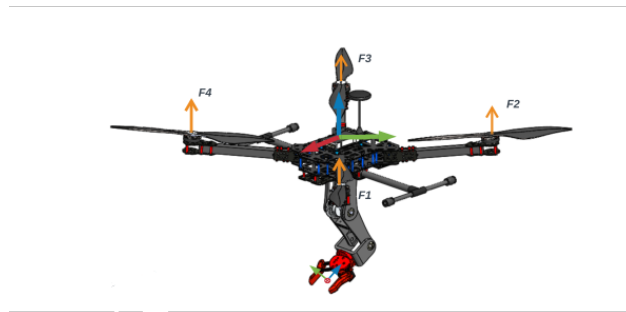


FIGURE 4.1 – Modèle CAO du manipulateur aérien [36]

4.3 Objectif de Contrôle

D'après [35], l'objectif du contrôle d'un manipulateur aérien en utilisant le Contrôle par Modes Glissants Adaptatif (ASMC) est d'atteindre une performance précise et robuste face aux incertitudes et perturbations externes. Les objectifs spécifiques sont les suivants :

Stabilité Robuste

- Assurer la stabilité du système de manipulateur aérien malgré les perturbations externes telles que le vent, les variations de charge et les incertitudes dans la dynamique du système.

Suivi Précis des Trajectoires

- Garantir que le manipulateur aérien suit les trajectoires désirées avec précision, même face à des changements dynamiques dans le système ou les conditions externes.

Rejet des Perturbations

- Rejeter et compenser efficacement les perturbations causées par des facteurs tels que le vent ou l'interaction du bras robotique avec l'environnement, en tirant parti de la robustesse du contrôle par modes glissants.

Capacité d'Adaptation

- S'adapter aux variations des paramètres du système et aux perturbations externes en temps réel. Le composant adaptatif de les modes glissants adaptatifs permet un ajustement dynamique des paramètres de contrôle pour maintenir des performances optimales.

Réponse Transitoire Améliorée

- Obtenir une réponse transitoire rapide et stable avec un minimum de dépassements et d'oscillations, grâce à la capacité du contrôle par modes glissants à gérer les changements rapides dans les états du système.

En intégrant le contrôle par Modes glissants adaptatif, le manipulateur aérien peut gérer efficacement les incertitudes et maintenir des niveaux de performance élevés dans des environnements complexes et dynamiques.

4.4 Introduction aux Systèmes Non Linéaires

Les **systèmes non linéaires** sont des systèmes dont les équations différentielles ne sont pas linéaires par rapport aux variables d'état ou aux entrées. Cela signifie que les principes de superposition et les solutions peuvent ne pas être simples à obtenir [17].

Équation Générale : Un système non linéaire peut généralement être représenté par des équations de la forme :

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

$$y = h(x) \tag{4.1}$$

où x est le vecteur d'état, u est le vecteur d'entrée, et $f(x, u)$ est une fonction non linéaire des états et des entrées.

4.5 La stabilité par le théorème de Lyapunov

Dans la section précédente, il est possible d'apprécier que la dynamique du quadricoptère contient des termes non linéaires, ce qui rend ce système non linéaire. Les systèmes non linéaires ne peuvent pas être analysés avec les outils de la théorie de la stabilité linéaire. Pour analyser ce système, il est nécessaire d'utiliser des outils différents tels que la stabilité de Lyapunov, qui est utile pour les systèmes linéaires et non linéaires. Tout d'abord, la forme qu'un système non linéaire prend est la suivante [37]

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t)), \forall t \geq 0 \quad (4.2)$$

où t désigne le temps ; $x(t)$ désigne le vecteur des variables d'état n -dimensionnelles ; et $u(t)$ désigne le vecteur d'entrée m -dimensionnel du système.

Il existe trois concepts principaux qui décrivent la stabilité d'un système : la stabilité, la stabilité asymptotique et l'instabilité [37].

Considérons un système à l'équilibre qui n'est pas perturbé et considérons que l'énergie totale du système est connue. Il existe trois scénarios possibles. Si l'énergie du système, une fois que la perturbation agit, n'augmente pas au-delà de l'énergie ajoutée par la perturbation, alors le système est stable. Maintenant, si l'énergie du système diminue de telle sorte qu'éventuellement, l'énergie du système devient nulle, alors le système est asymptotiquement stable. Enfin, si l'énergie du système augmente continuellement avec une énergie plus grande que celle ajoutée par la perturbation, alors le système est instable.

En considérant les variables d'état d'un système. Un point d'équilibre est la valeur des variables d'état qui rendent $\dot{x}(t) = 0$. Ce point d'équilibre représente la solution pour x . Définissons x_e comme ce point d'équilibre qui rend l'équation du système $\dot{x}(t) = 0$. Définissons la condition initiale x_0 et une région A, B autour de x_e . Si x_0 reste à l'intérieur de la région A mais à l'extérieur de la région B , alors le système est stable comme dans la figure 4.2. Si x_0 tend à être égal à x_e , s'il reste à l'intérieur de la région B , alors le système est asymptotiquement stable. En d'autres termes, la stabilité asymptotique se produit si, éventuellement, la variable d'état se rapproche du centre de la figure 4.2.

La figure 4.2 représente une interprétation des critères de stabilité inspirée de la représentation géométrique dans [17]. La figure a) montre deux régions de stabilité, la région A montre la stabilité et la région B montre la stabilité asymptotique. La figure b) est une interprétation physique de ces deux régions en considérant l'état x_0 comme une balle qui ne bougera pas à l'intérieur de la région A car il n'y a aucune force agissant sur elle. Cependant, si la balle est à l'intérieur de la région B, la force de gravité poussera la balle vers le point d'équilibre x_e .

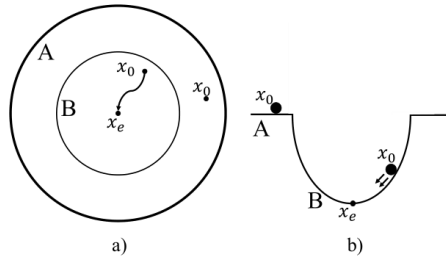


FIGURE 4.2 – Une interprétation de la notion de stabilité
[17]

Dans la méthode directe de Lyapunov, la stabilité peut être prouvée en sélectionnant une fonction candidate de Lyapunov. Cette fonction dépend des variables d'état du système et peut être considérée comme une région où les variables d'état suivent certaines trajectoires. Ces trajectoires définissent la stabilité du système. La fonction candidate de Lyapunov V doit avoir les propriétés suivantes [8] :

Fonction scalaire

$$V : R^n \rightarrow R$$

Définie positive

$$V(x) > 0$$

Dissipativité

$$\frac{d}{dt}V(x) = \frac{\partial V}{\partial x} \frac{d(x)}{dt} < 0$$

Une fois que la fonction candidate de Lyapunov est sélectionnée, la stabilité d'un système peut être prouvée si \dot{V} est obtenue.

Le system est stable si $\dot{V}(x) \leq 0$

Le system est asymptotiquement stable si $\dot{V}(x) < 0$

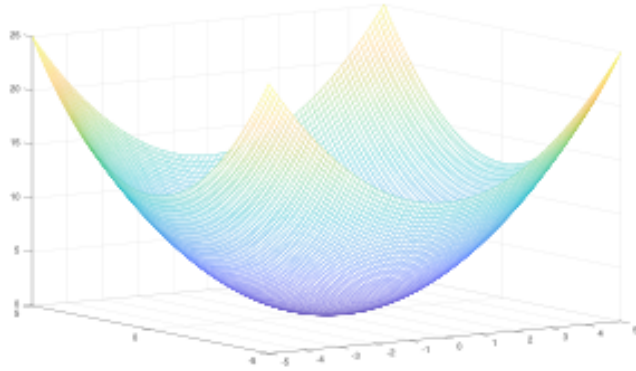


FIGURE 4.3 – Représentation géométrique tridimensionnelle de la fonction quadratique de Lyapunov [26]

Dans la figure 4.3, un exemple de fonction quadratique de Lyapunov est montré, où celle-ci est interprétée comme une région dont le point bas représente le point d'équilibre. La dérivée représente la pente de la fonction. Si cela est analysé comme une fonction d'énergie, une dérivée négative signifie une perte d'énergie d'une particule, donc à un moment donné, elle atteindra un état d'énergie nulle, qui est le point d'équilibre comme mentionné précédemment. S'il n'y a pas de pente, cela signifie que la particule ne perd pas d'énergie mais n'en gagne pas non plus ; en conséquence, il n'y a pas d'énergie du tout. Enfin, si la pente est positive, cela signifie que l'énergie augmente, ce qui signifie que le système n'est pas stable.

4.6 contrôle Par mode glissant et mode glissant adaptative

D'après Le travail de [13] Le contrôle par mode glissant (SMC) est réputé pour sa robustesse face aux variations de paramètres et aux perturbations extérieures, dans certaines conditions spécifiques [34]–[12]. Cette robustesse est essentielle dans de nombreuses applications pratiques, où les incertitudes sont fréquentes. Par exemple, les manipulateurs robotiques présentent des dynamiques non linéaires, fortement couplées et évolutives dans le temps. Ces systèmes sont souvent soumis à des incertitudes, qu'elles soient structurées ou non, ainsi qu'à des perturbations externes, comme des variations de charge. Il est donc crucial de concevoir des contrôleurs robustes et simples pour gérer ces incertitudes.

Le SMC classique repose généralement sur une loi de commande permettant d'atteindre le mode glissant en un temps fini, où la trajectoire du système se stabilise sur la surface de glissement. Cependant, l'utilisation de gains de commande élevés dans les approches traditionnelles entraîne souvent un phénomène de "chattering" (oscillations rapides), indésirable en raison de son potentiel à exciter des dynamiques à haute fréquence, risquant de rendre le système instable. Pour atténuer ce problème, des techniques de couche limite sont sou-

vent employées, et de nombreuses méthodes d'adaptation ont été développées pour ajuster dynamiquement les gains du contrôleur [27]–[5]. Ces techniques ont permis d'obtenir des performances intéressantes, comme démontré dans [3] et [4], où l'adaptation de plusieurs paramètres améliore les résultats. D'autres travaux [23] ont proposé des solutions de commande à faible chattering pour des systèmes non linéaires discrets. Plus récemment, des approches intégrant des contrôleurs intelligents ont vu le jour, comme les réseaux neuronaux flous [5] ou les contrôleurs adaptatifs flous par mode glissant [30], visant à minimiser le chattering. Un contrôleur flou, capable de simuler l'action du SMC sans générer de chattering à haute fréquence, a été étudié dans [1]. D'autres approches complexes, telles que la combinaison du mode glissant supervisé par flou et d'un contrôle neuronal pour les manipulateurs robotiques [10], ou l'utilisation d'un modèle cérébelleux récurrent appliqué à un contrôleur adaptatif flou par mode glissant [25], ont également été explorées. Toutefois, la plupart de ces travaux ne traitent pas des incertitudes liées à la matrice des coefficients d'entrée et ne garantissent pas des performances de suivi robustes. Une approche récente combinant SMC flou, règle d'adaptation et technique de couche limite a été proposée dans [38], mais la gestion des incertitudes y reste difficile à appliquer.

Dans ce cadre, nous proposons une méthode de contrôle par mode glissant adaptatif (ASMC) à la fois simple et efficace. Cette approche permet de gérer les matrices incertaines des systèmes et des coefficients d'entrée. En s'appuyant sur la théorie de Lyapunov, nous garantissons que la trajectoire du système convergera vers la surface de glissement. Un seul paramètre de gain adaptatif est nécessaire pour assurer la stabilité et la robustesse du système. Les performances de suivi sont garanties, et la méthode est facile à mettre en œuvre. Les résultats de simulations et d'expériences confirment la robustesse et l'efficacité de la solution proposée.

4.6.1 Conception de SMC

Considérons une catégorie de systèmes non linéaires incertains d'ordre n . Soit $x = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T = [x_1, x_2, \dots, x_{n-1}, x^{(n-1)}]^T \in R^n$ le vecteur d'état. Le modèle de contrôle s'exprime sous forme d'état comme suit :

$$\dot{x} = f(x) + b(x)u + w \quad (4.3)$$

où $u \in R^1$ représente la commande de contrôle, $w \in R^n$ est une perturbation externe, et $f(x) \in R^n$ ainsi que $b(x) \in R^n$ sont des champs vectoriels lisses. On suppose que le système 4.3 est dans une forme contrôlable. Les matrices de système $f(x)$ et $b(x)$ ne sont pas parfaitement connues, mais sont approximées par $f(x) = f_0(x) + \Delta f(x)$ et $b(x) = b_0(x) + \Delta b(x)$, où $f_0(x)$ et $b_0(x)$ représentent les valeurs nominales de

$f(x)$ et $b(x)$, respectivement. Les erreurs de modélisation et les variations des paramètres, $\Delta f(x)$ et $\Delta b(x)$, sont supposées différentiables dans le temps. Les incertitudes du système sont considérées sous les conditions d'appariement. Cela signifie que $\Delta f(x) = \Delta b(x)u$ et $w = b(x)\bar{w}$, avec certains $\Delta f(x), \Delta b(x)$ et \bar{w} [2]. En adoptant une loi de contrôle adéquate dans ces conditions, les incertitudes appariées peuvent être annulées dans le mode glissant, ce qui permet de rendre le système insensible à ces incertitudes. L'état cible du système est x_d , et l'erreur de suivi est $e = x - x_d$. L'objectif du contrôle est de faire tendre e vers zéro.

La première étape pour concevoir le contrôle par mode glissant adaptatif (ASMC) consiste à définir la surface de glissement. La fonction de surface de glissement est exprimée par :

$$\sigma = c^T e \quad (4.4)$$

où $c = [c_1, c_2, \dots, c_n]^T$. Une fois une loi de contrôle adéquate mise en place, le mode glissant sera atteint en un temps fini. Lorsque le système est en mode glissant, la dynamique des erreurs est donnée par l'équation :

$$c_n e^{(n-1)} + c_{n-1} e^{(n-2)} + \dots + c_1 e^{(1)} = 0 \quad (4.5)$$

Les coefficients c_1, c_2, \dots, c_n sont choisis de manière à ce que le polynôme caractéristique $\phi(\lambda) = c_n \lambda^n + \dots - \lambda^{n-2} + \dots + c_1$ soit un polynôme de Hurwitz. Le choix des c_n détermine ainsi la dynamique de l'erreur de suivi, garantissant la stabilité dans le mode glissant. Le choix de c_n et les conditions sur $b(x)$ doivent respecter cette condition :

$$|(c^T b_0(x))^{-1} c^T \Delta b(x)| < \delta < 1$$

où δ est un nombre réel positif [11]. En outre, supposons que $|\Delta f(x)| \leq \chi_b(x)$ et que $|w(t)| \leq \xi$, où $\zeta(x)$ et ξ sont des bornes supérieures.

La deuxième étape consiste à déterminer une loi de commande telle que σ approche de zéro et soit maintenue par la suite. L'objectif est de concevoir un signal de commande approprié u tel que la fonction de surface de glissement 4.4 satisfasse à la condition suivante :

$$\sigma \dot{\sigma} < 0 \quad (4.6)$$

Si 4.6 est satisfaite, la glisse existe et est atteignable [39]. Soit le contrôle u tel que :

$$u = u_0 + u_s \quad (4.7)$$

où u_0 s'occupe de la partie nominale dans 4.3, et u_s traite des variations des paramètres du système et des perturbations externes. Pour satisfaire 4.6, formulons u_0 et u_s comme suit :

$$u_0 = -(c^T b_0(x))^{-1}(c^T f_0(x) - c^T \dot{x}_d) \quad (4.8)$$

$$u_s = -(c^T b_0(x))^{-1} \beta \text{sgn}(\sigma) \quad (4.9)$$

où

$$\beta > \frac{\|c\| (\zeta(x) + \xi) + \delta |c^T (\dot{x}_d - f_0(x))|}{1 - \delta} \quad (4.10)$$

L'algorithme susmentionné peut être vérifié comme suit. **Théorème 1** : Considérons le système incertain 4.3. Étant donné la fonction de surface de glissement 4.4 et la loi de contrôle 4.7–4.10, la glisse est garantie d'être atteinte en temps fini.

Preuve : Par un calcul direct, en différenciant σ , on obtient :

$$\begin{aligned} \dot{\sigma} &= \mathbf{c}^T (\dot{x} - \dot{x}_d) \\ &= \mathbf{c}^T \Delta f(x) - (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) \mathbf{c}^T f_o(x) \\ &\quad + (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) \mathbf{c}^T \dot{x}_d + \mathbf{c}^T w - \mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x) \\ &\quad \times \left(1 + (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) \right) (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \beta \text{sgn}(\sigma) \end{aligned} \quad (4.11)$$

En multipliant les deux côtés de (9) par σ , on obtient :

$$\begin{aligned} \sigma \dot{\sigma} &= \sigma \left(\mathbf{c}^T \Delta f(x) - (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) \mathbf{c}^T f_o(x) \right) + (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) \mathbf{c}^T \dot{x}_d + \mathbf{c}^T w - \mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x) \\ &\quad \times \left(1 + (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) \right) (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \sigma \beta \text{sgn}(\sigma) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&= \sigma \left(\mathbf{c}^T \Delta f(x) + (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) \mathbf{c}^T (\dot{x}_d - f_o(x)) + \mathbf{c}^T w \right) \\
&\quad - \left(1 + (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) \right) \beta |\sigma| \\
&\leq |\sigma| \left(\|\mathbf{c}\| (\|\Delta f(x)\| + \|w\|) + (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) |\mathbf{c}^T (\dot{x}_d - f_o(x))| \right) \\
&\quad - \left(1 + (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) \right) \beta |\sigma|. \tag{4.12}
\end{aligned}$$

Définissons $\gamma = \beta(1 - \delta) - (\|\mathbf{c}\|(\zeta(x) + \xi) + \delta|\mathbf{c}^T(\dot{x}_d - f_o(x))|)$ pour simplifier. Clairement, 4.10 implique que $\gamma > 0$. Parce que $|\Delta f(x)| \leq \zeta(x)$, $|w| \leq \xi$, et $((\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x)) / (1 - \delta) > 1$, impliquent, selon 4.12, que :

$$\begin{aligned}
\sigma \dot{\sigma} &\leq |\sigma| (\|\mathbf{c}\| (\zeta(x) + \xi) + \delta|\mathbf{c}^T(\dot{x}_d - f_o(x))|) \\
&\quad - \left(1 + (\mathbf{c}^T \mathbf{b}_o(x))^{-1} \mathbf{c}^T \Delta \mathbf{b}(x) \right) \left(\frac{\gamma + \|\mathbf{c}\| (\zeta(x) + \xi) + \delta|\mathbf{c}^T(\dot{x}_d - f_o(x))|}{1 - \delta} \right) |\sigma| < -\gamma |\sigma| \tag{4.13}
\end{aligned}$$

Il est à noter que l'inégalité 4.13 reste vraie pour tout t , même en présence d'incertitudes dans le système et de perturbations externes. Puisque β a été choisi pour satisfaire la condition 4.10, 4.13 garantit que la trajectoire du système convergera vers zéro, atteignant ainsi la surface de glissement dans un temps fini [14, 39]. La fonction de surface σ diminue alors pour atteindre zéro en un temps limité. En conséquence, la loi de contrôle formulée dans 4.7–4.10 assure que le régime de glissement sera atteint et maintenu indéfiniment. Un temps de convergence plus court permet une réduction plus rapide de $\sigma = 0$. Cela prouve la robustesse du système face aux incertitudes et perturbations dans la dynamique du système et les matrices d'entrée.

4.6.2 Conception de l'ASMC

La commande par mode glissant (SMC) développée dans la section précédente offre une stabilité et une robustesse notables. Cependant, lorsqu'on utilise les équations de contrôle 4.9 et 4.10 en pratique, la détermination de la borne supérieure de $\Delta f(x)$, et par conséquent de β , peut être complexe. Ainsi, cette section propose une approche alternative afin de régler le gain du contrôleur sans avoir besoin de connaître exactement cette borne.

Considérons à nouveau la fonction de surface de glissement 4.4. La dérivée de σ nous donne :

$$\dot{\sigma} = c^T f_0(x) - c^T \dot{x}_d + c^T b_0(x)u + E(c, u) \quad (4.14)$$

où $E(x, u)$ représente l'incertitude totale, exprimée comme suit :

$$E(x, u) = c^T \Delta f(x) + (c^T \Delta b(x))u + c^T w. \quad (4.15)$$

La loi de contrôle modifiée est définie par $u = u_{ao} + u_{as}$, où u_{ao} est identique à celle utilisée dans 4.8 pour le système nominal. En prenant en compte l'incertitude exprimée dans 4.15, le terme adaptatif u_{as} est reformulé de la manière suivante :

$$u_{as} = -(c^T b_0(x))^{-1} \hat{\Gamma} \text{sgn}(\sigma) \quad (4.16)$$

ou $\hat{\Gamma}$ un gain d'adaptation constant. On suppose qu'il existe un nombre positif Γ_d tel que

$$u_{as} = -(c^T b_0(x))^{-1} \Gamma_d \text{sgn}(\sigma) \quad (4.17)$$

représente une solution terminale pour u_{as} , où Γ_d doit vérifier $\Gamma_d > |E(x, u)|$. La loi d'adaptation est définie comme suit :

$$\dot{\hat{\Gamma}} = \frac{1}{\alpha} |\sigma| \quad (4.18)$$

Avec α un paramètre de gain d'adaptation tel que $\alpha > 0$. Le taux d'adaptation de $\hat{\Gamma}$ peut être modifié en ajustant α . Un choix adéquat de α permet aussi d'éviter une dynamique excessive lors de la phase d'approche. Par exemple, α peut être une fonction de σ et varier jusqu'à ce que le régime de glissement soit atteint. Pour simplifier, considérons α comme une constante. La validité de la loi de contrôle [14] et [15] est ensuite confirmée via la théorie de Lyapunov.

On définit l'erreur d'adaptation comme $\tilde{\Gamma} = \hat{\Gamma} - \Gamma_d$. Une fonction candidate de Lyapunov est choisie comme :

$$V = \frac{1}{2} \sigma^2 + \frac{1}{2} \alpha \tilde{\Gamma}^2 \quad (4.19)$$

En calculant la dérivée temporelle de V , on obtient :

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \sigma \dot{\sigma} + \alpha \tilde{\Gamma} \dot{\tilde{\Gamma}}, \\ &= \sigma (c^T f_0(x) - c^T \dot{x}_d + c^T b_0(x)u + E(x, u)) + \alpha (\hat{\Gamma} - \Gamma_d) \dot{\hat{\Gamma}} \end{aligned} \quad (4.20)$$

Maintenant on remplace les équation 4.8, 4.9 et 4.18 dans l'équation 4.20 ce que nous donne :

$$\dot{V} = \sigma (c^T f_0(x) - c^T \dot{x}_d + c^T b_0(x)(u_0 + u_s) + E(x, u)) + \alpha(\hat{\Gamma} - \Gamma_d) \frac{1}{\alpha} |\sigma| \quad (4.21)$$

Par consequence on peut dire que :

$$\dot{V} = \sigma (c^T f_0(x) - c^T \dot{x}_d + c^T b_0(x)(u_0 + u_s) + E(x, u)) + \alpha(\hat{\Gamma} - \Gamma_d) \frac{1}{\alpha} |\sigma| \leq |\sigma| (E(x, u) - \hat{\Gamma}_d) + (1 - \hat{\Gamma})(\Gamma_d - \hat{\Gamma}) \quad (4.22)$$

Alors pour $\Gamma_d > E(x,u)$ et $\Gamma_d > \hat{\Gamma}$ et $\Gamma \geq \max(E(x,u), \hat{\Gamma})$ et $\hat{\Gamma} > 1$ ou $\dot{V} < 0$

D'apres les conditions précédents et a l'aide de l'article [17], les condition de la fonction du Lyapunov est valide

Par conséquent, la stabilité de Lyapunov prouve que σ et $\tilde{\Gamma}$ convergent. En effet, σ et $\hat{\Gamma}$ tendent vers zéro en un temps fini, soit $\sigma \rightarrow 0$ et $\hat{\Gamma} \rightarrow \Gamma_d$. Cela entraîne $\tilde{\Gamma} \rightarrow 0$. Ainsi, la convergence du paramètre de gain adaptatif $\hat{\Gamma}$ et l'atteinte du mode de glissement, ainsi que la stabilité de la commande, sont garanties.

En résumé, la méthode ASMC proposée présente deux avantages majeurs. Premièrement, il n'est pas nécessaire de connaître la borne supérieure des incertitudes du système. Deuxièmement, la performance de suivi du système de contrôle est assurée.

4.7 Application sur le manipulateur aérien

4.7.1 contrôle de quadrirotor

Dans cette partie, nous appliquons le Contrôle par Mode Glissant Adaptatif (ASMC) au quadrotor pour améliorer sa stabilité face aux incertitudes et perturbations. En utilisant les équations dynamiques du modèle 3.8 à 3.13) et en s'appuyant sur l'articles[13], nous exploitons la modélisation de Newton-Euler pour concevoir un contrôleur robust

contrôle d'attitude Z

$$e_z = [z - z_d \quad \dot{z} - \dot{z}_d]^T \quad (4.23)$$

$$\sigma_z = C^t \times e \quad (4.24)$$

avec $C = [C_1 \quad C_2]^T \quad \forall C_1, C_2 > 0$

σ_z : est la surface de glissement par rapport z

$$G = K \times |\sigma_z| \quad (4.25)$$

G : est une constante de gain réglable.

K : est le gain d'adaptation

$$f_0 = [\dot{z} \quad -\frac{K_{ftz}}{m}\dot{z} - g]^T \quad (4.26)$$

$$b_0 = [0 \quad \frac{1}{m} \times \cos(\phi) \times \cos(\theta)]^T \quad (4.27)$$

où $f_o(x)$ et $b_o(x)$ sont respectivement les parties nominales de $f(x)$ et $b(x)$.

$$u_0 = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (C^T \times f_0 - C^T \times \dot{z}_d) \quad (4.28)$$

$$u_s = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (G \times \text{sign}(\sigma_z)) \quad (4.29)$$

$$u_1 = u_0 + u_s \quad (4.30)$$

Le contrôle de roulis

$$e_\phi = [\phi - \phi_d \quad \dot{\phi} - \dot{\phi}_d]^T \quad (4.31)$$

$$\sigma_\phi = C^T \times e_\phi \quad (4.32)$$

σ_ϕ : est la surface de glissement par rapport ϕ

$$G = K \times |\sigma_\phi| \quad (4.33)$$

$$f_0 = \left[\dot{\phi} \frac{1}{I_x} \times \dot{\theta} \times \dot{\psi} - \frac{K_{f_{ax}}}{I_x} \times \dot{\phi}^2 - \frac{J_r}{I_x} \times \omega \times \dot{\theta} \right]^T \quad (4.34)$$

$$b_0 = \left[0 \quad \frac{d}{I_x} \right]^T \quad (4.35)$$

$$u_0 = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (C^T \times f_0 - C^T \times \dot{\phi}_d) \quad (4.36)$$

$$u_s = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (G \times \text{sign}(\sigma_\phi)) \quad (4.37)$$

$$u_2 = u_0 + u_s \quad (4.38)$$

Le contrôle de tangage

$$e_\theta = [\theta - \theta_d \quad \dot{\theta} - \dot{\theta}_d]^T \quad (4.39)$$

$$\sigma_\theta = C^T \times e_\theta \quad (4.40)$$

σ_θ : est la surface de glissement par rapport θ

$$G = K \times |\sigma_\theta| \quad (4.41)$$

$$f_0 = \left[\dot{\theta} \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \times \dot{\phi} \times \dot{\theta} - \frac{K_{f_{ay}}}{I_y} \times \dot{\theta}^2 - \frac{J_r}{I_y} \times \omega \times \dot{\phi} \right]^T \quad (4.42)$$

$$b_0 = \left[0 \quad \frac{d}{I_y} \right]^T \quad (4.43)$$

$$u_0 = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (C^T \times f_0 - C^T \times \dot{\theta}_d) \quad (4.44)$$

$$u_s = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (G \times \text{sign}(\sigma_\theta)) \quad (4.45)$$

$$u_3 = u_0 + u_s \quad (4.46)$$

Le contrôle de lacet

$$e_\psi = [\psi - \psi_d \quad \dot{\psi} - \dot{\psi}_d]^T \quad (4.47)$$

$$\sigma_\psi = C^T \times e_\psi \quad (4.48)$$

σ_ψ : est la surface de glissement par rapport ψ

$$G = K \times |\sigma_\psi| \quad (4.49)$$

$$f_0 = [\dot{\psi} \quad \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \times \dot{\phi} \times \dot{\theta} - \frac{K_{afz}}{I_z} \times \dot{\psi}^2]^T \quad (4.50)$$

$$b_0 = [0 \quad \frac{1}{I_z}]^T \quad (4.51)$$

$$u_0 = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (C^T \times f_0 - C^T \times \dot{\psi}_d) \quad (4.52)$$

$$u_s = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (G \times \text{sign}(\sigma_\psi)) \quad (4.53)$$

$$u_4 = u_0 + u_s \quad (4.54)$$

contrôle de Position x

$$e_x = [x - x_d \quad \dot{x} - \dot{x}_d]^T \quad (4.55)$$

$$\sigma_x = C^T \times e_x \quad (4.56)$$

σ_x : est la surface de glissement par rapport x

$$G = K \times |\sigma_x| \quad (4.57)$$

$$f_0 = [\dot{x} \quad -\frac{K_{ftx}}{m} \times \dot{x}]^T \quad (4.58)$$

$$b_0 = [0 \quad \frac{1}{m} \times u_1]^T \quad (4.59)$$

$$u_0 = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (C^T \times f_0 - C^T \times \dot{x}_d) \quad (4.60)$$

$$u_s = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (G \times \text{sign}(\sigma_x)) \quad (4.61)$$

$$u_x = u_0 + u_s \quad (4.62)$$

Contrôle de position y

$$e_y = [y - y_d \quad \dot{y} - \dot{y}_d]^T \quad (4.63)$$

$$\sigma_y = C^T \times e_y \quad (4.64)$$

σ_y : est la surface de glissement par rapport y

$$G = K \times |\sigma_y| \quad (4.65)$$

$$f_0 = [\dot{y} \quad -\frac{K_{fty}}{m} \times \dot{y}]^T \quad (4.66)$$

$$b_0 = [0 \quad \frac{1}{m} \times u_1]^T \quad (4.67)$$

$$u_0 = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (C^T \times f_0 - C^T \times \dot{y}_d) \quad (4.68)$$

$$u_s = -(C^T \times b_0)^{-1} \times (G \times \text{sign}(\sigma_y)) \quad (4.69)$$

$$u_y = u_0 + u_s \quad (4.70)$$

4.7.2 contrôle de manipulateur

Pour le manipulateur ,nous appliquons le contrôle par Mode Glissant Adaptatif au manipulateur afin d'améliorer sa stabilité face aux incertitudes et perturbations. Pour ce faire, nous utilisons les équations dynamiques du modèle définies par les équations 3.49 et 3.50 et on a arrivé a cette forme (3.1) .

contrôle de q_1 q_2

$$C = \begin{bmatrix} C_1 & 0 \\ C_2 & 0 \\ 0 & C_3 \\ 0 & C_4 \end{bmatrix}$$

Avec C_1, C_2, C_3 et C_4 sont des constants positive.

$$e_q = [q_1 - q_{1d} \quad \dot{q}_1 - \dot{q}_{1d} \quad q_2 - q_{2d} \quad \dot{q}_2 - \dot{q}_{2d}]^T \quad (4.71)$$

$$\sigma_q = C^T e_q \quad (4.72)$$

σ_d : est la surface de glissement par rapport les articulations q_1 et q_2

Pour contrôler notre système le système $u = M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + Q(q)$

$$\ddot{q} = M(q)^{-1}(u - C(q, \dot{q})\dot{q} - Q(q))$$

Avec : $N(q, \dot{q}) = C(q, \dot{q})\dot{q} + Q(q)$ doit s'écrire sous la forme suivante :

$$\dot{x} = f(x) + b(x)u \quad (4.73)$$

Avec : $x_1=q_1, x_2=\dot{q}_1, x_3=q_2, x_4=\dot{q}_2$

$b(x) = M(x_1, x_3)^{-1}$ et $f(x) = -N(x_1, x_3, x_2, x_4)$

$$b_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ b(1,1) & b(1,2) \\ 0 & 0 \\ b(2,1) & b(2,2) \end{bmatrix}$$

et

$$f_0 = \begin{bmatrix} x_2 \\ f(1) \\ x_3 \\ f(2) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \mathbf{K} \cdot |\sigma| \quad (4.74)$$

$$u_0 = - (C^T \cdot b_0)^{-1} (C^T \cdot f_0 - C^T \cdot dx/dt) \quad (4.75)$$

$$u_s = - (C^T \cdot b_0)^{-1} (G \cdot \text{sign}(\sigma)) \quad (4.76)$$

$$u = u_0 + u_s \quad (4.77)$$

4.8 Conclusion

En conclusion, le contrôle par mode glissant adaptatif (ASMC) constitue un outil puissant pour gérer des systèmes complexes, incertains et non linéaires. Grâce à sa capacité à s'ajuster dynamiquement aux changements des paramètres du système et aux perturbations externes, l'ASMC assure des niveaux élevés de robustesse et de précision. L'analyse détaillée de la stabilité de Lyapunov, ainsi que les applications pratiques illustrées dans ce chapitre – allant des manipulateurs sériels aux plateformes aériennes telles que les quadrirotors – mettent en lumière le potentiel large de cette méthode de contrôle. Les avancées futures permettront probablement de raffiner encore ces techniques, améliorant ainsi la précision, l'efficacité et la polyvalence des contrôleurs par mode glissant adaptatif dans des environnements de plus en plus sophistiqués et exigeants.

Chapitre 5

Simulations

5.1 Introduction

Nous avons utilisé MATLAB pour simuler notre système, qui combine un drone et un manipulateur robotique. Cette simulation nous permet de visualiser le comportement dynamique du système dans diverses conditions, tout en appliquant différentes stratégies de contrôle. L'objectif principal de cette simulation est de comparer les performances du système en fonction de deux approches de contrôle distinctes : le régulateur PID classique et le contrôle par modes glissants adaptatifs.

Le régulateur PID est une méthode bien établie, largement utilisée pour sa simplicité et son efficacité dans les systèmes linéaires ou quasi linéaires. Cependant, elle peut montrer des limitations en termes de robustesse, notamment face à des perturbations ou des incertitudes dans le modèle dynamique du système. En revanche, le contrôle par modes glissants adaptatifs, une technique plus avancée, est conçu pour offrir une meilleure performance dans des environnements plus incertains et non linéaires, en s'adaptant aux variations et aux perturbations du système.

En modélisant les dynamiques du drone et du manipulateur sous ces deux approches, nous avons pu analyser les différences de comportement, notamment en termes de stabilité, de précision dans les trajectoires suivies, et de robustesse face à des perturbations extérieures, comme le vent ou des changements dans la charge utile du manipulateur. Cette analyse nous permet également d'évaluer la capacité de chaque méthode à répondre aux exigences spécifiques de systèmes aériens manipulant des objets, un domaine particulièrement sensible aux variations environnementales et aux incertitudes structurelles.

5.2 Les outils de simulation

5.2.1 MATLAB

(Matrix Laboratory) est un langage de programmation de haut niveau et un environnement interactif principalement utilisé pour le calcul numérique, l'analyse de données et le développement d'algorithmes. Développé par MathWorks, MATLAB permet d'effectuer des calculs mathématiques complexes, de visualiser des données et de développer des modèles pour un large éventail d'applications telles que le traitement du signal, les systèmes de contrôle, l'apprentissage automatique et la robotique. Il inclut un ensemble riche de fonctions et de boîtes à outils intégrées qui facilitent des tâches comme la résolution d'équations, l'optimisation et les simulations. MATLAB est particulièrement prisé dans les domaines de l'ingénierie et des sciences en raison de sa capacité à gérer efficacement les calculs sur matrices et vecteurs.



FIGURE 5.1 – Icon du Matlab

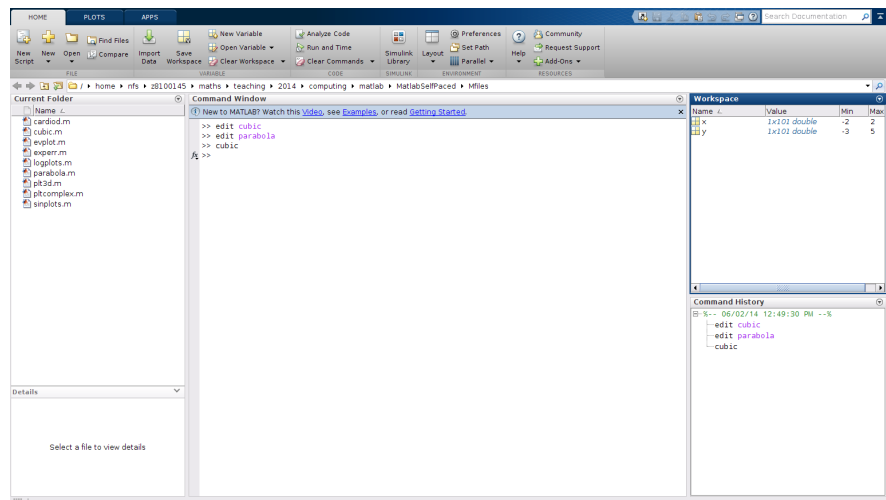


FIGURE 5.2 – Interface du Matlab

5.2.2 Simulink

Simulink est un environnement de programmation graphique qui fonctionne en complément de MATLAB, conçu pour la modélisation, la simulation et l'analyse des systèmes dynamiques. Il utilise une approche par diagrammes de blocs, permettant aux utilisateurs de modéliser des systèmes physiques et de concevoir des systèmes de contrôle à l'aide de blocs préconstruits qui représentent des fonctions mathématiques, des opérateurs logiques ou des sous-systèmes complets. Simulink est largement utilisé dans des domaines tels que le génie des systèmes de contrôle, l'automobile et l'aérospatial pour des simulations au niveau des systèmes. Son intégration avec MATLAB permet d'utiliser du code MATLAB pour définir le comportement du système, faisant de Simulink un outil puissant pour la simulation et les tests en temps réel de systèmes tels que les robots, les drones et les algorithmes de contrôle.

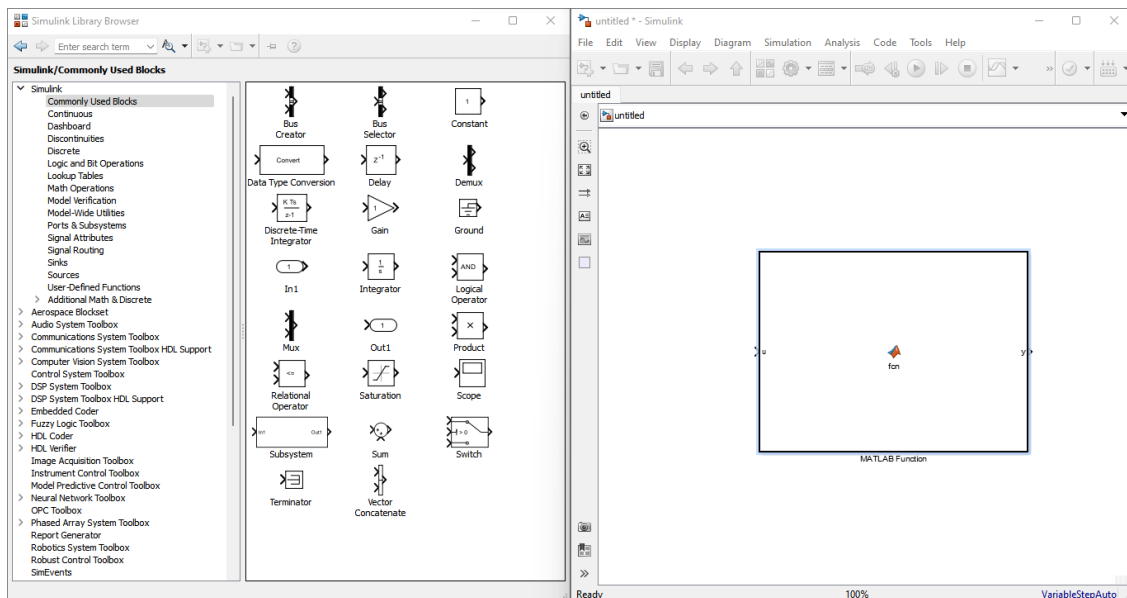


FIGURE 5.3 – Interface du simulink

5.3 Les étapes de simulation

5.3.1 Simulation Séparée des Dynamiques du Drone et du Manipulateur

Dans un premier temps, nous avons effectué des simulations indépendantes du système drone et du robot manipulateur afin de mieux comprendre la dynamique de chaque sous-système. Pour y parvenir, nous avons utilisé la MATLAB fonction disponible dans Simulink. Cette dernière nous a donné l'opportunité de concevoir et d'examiner les mouvements du drone en ignorant les mouvements effectués par le robot manipulateur, et également d'isoler le robot manipulateur. Avant de les intégrer dans une simulation globale, il était crucial d'isoler les comportements individuels des deux parties du système lors de cette première étape. Cela garantit une plus grande précision dans l'analyse des performances.

simulation de Quadrirotor

Dans cette étape, nous avons simulé la dynamique du drone en ajoutant la contrainte non holonomique pour contrôler les angles d'inclinaison θ_d et ϕ_d . Pour stabiliser et piloter le drone, nous avons tout d'abord appliqué un contrôle PID sur tous les états du système, incluant la position et les angles d'orientation. Cette méthode a permis de réguler efficacement la trajectoire du drone dans des conditions classiques. Par la suite, nous avons mis en place un contrôle par modes glissants adaptatifs, offrant une meilleure robustesse face aux incertitudes et perturbations extérieures, telles que des changements de conditions environnementales ou des variations dans les charges.

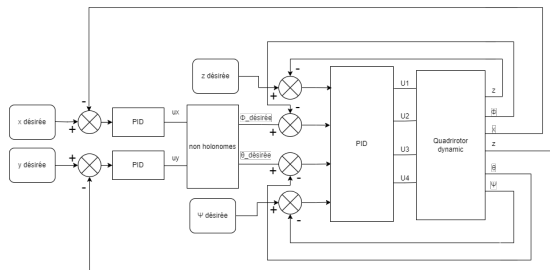


FIGURE 5.4 – Schéma de contrôle par PID (Quadri-rotor)

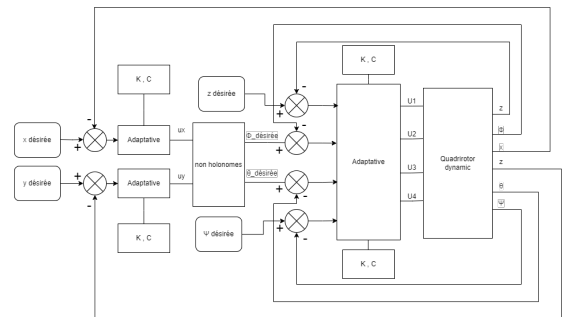


FIGURE 5.5 – Schéma de contrôle par ASMC (Quadri-rotor)

simulation de manipulateur

Nous avons d'abord simulé la dynamique du robot manipulateur. Par la suite, nous avons appliqué le contrôle PID pour réguler ce système, en ajustant et optimisant les paramètres du contrôleur afin d'obtenir

une réponse stable et précise. Après cette étape, après nous avons répété ces étapes et échanger le contrôle PID par le mot de glissement adaptatif et comparer la robustesse et la performance du système face à des perturbations.

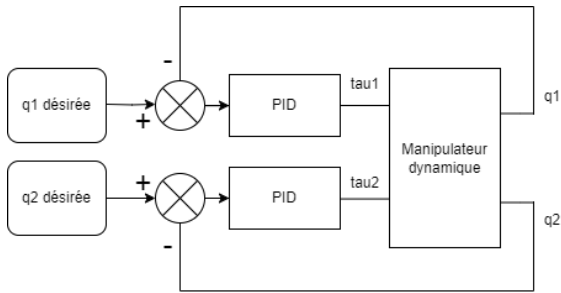


FIGURE 5.6 – Schéma de contrôle par PID (manipulateur)

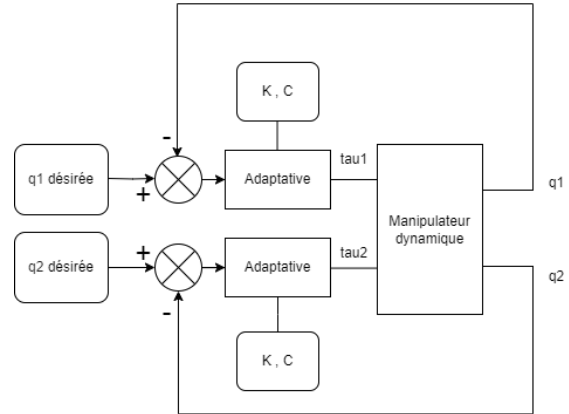


FIGURE 5.7 – Schéma de contrôle par ASMC (manipulateur)

5.3.2 simulation de système complet (manipulateur aerial)

Interactions Dynamiques entre le Drone et le Manipulateur

Au début, nous avons intégré les effets du drone sur le manipulateur dans la dynamique du robot, en tenant compte de l'influence des mouvements et des perturbations du drone sur le comportement du manipulateur. Ensuite, nous avons fait de même pour les effets du robot sur la dynamique du drone, afin de modéliser les interactions bidirectionnelles entre les deux systèmes. Après cela, nous avons ajouté les sorties correspondantes pour ces effets dans les deux dynamiques. Enfin, nous avons implémenté une méthode spécifique pour calculer ces interactions dans chaque dynamique, garantissant ainsi une simulation précise des effets croisés entre le drone et le manipulateur.

Les modifications ajoutées

Après avoir intégré les effets croisés entre le drone et le manipulateur dans les dynamiques respectives de chaque système, nous avons réalisé la simulation. Bien que le système soit resté globalement stable, nous avons observé des bruits indiquant des imperfections dans la modélisation ou dans la réponse des contrôleurs. Pour remédier à ces bruits, nous avons ajusté les paramètres du contrôleur PID ainsi que ceux du contrôleur par Modes Glissants Adaptatifs (ASMC). Ces ajustements ont visé à optimiser la régulation et à améliorer la précision du système. Les systèmes contrôlés par PID et ASMC ont été simulés séparément pour évaluer

les performances de chaque méthode de contrôle dans des conditions isolées, permettant ainsi une analyse approfondie des avantages et des limitations de chaque approche.

5.4 résultats de simulation

Paramètre	Description	Valeur
m	Masse de l'aéronef	0.486 kg
g	Accélération gravitationnelle	9.806 m/s ²
l	Longueur	0.25 m
b	Coefficient de portance	2.9842e-5
d	Coefficient de traînée	3.2320e-7
J_r	Moment d'inertie rotor	2.8385e-5
I_x	Moment d'inertie selon l'axe X	3.8288e-3
I_y	Moment d'inertie selon l'axe Y	3.8288e-3
I_z	Moment d'inertie selon l'axe Z	7.6566e-3
k_{fax}	Coefficient de frottement selon l'axe X	5.5670e-4
k_{fay}	Coefficient de frottement selon l'axe Y	5.5670e-4
k_{faz}	Coefficient de frottement selon l'axe Z	6.3540e-4
k_{ftx}	Coefficient de torsion selon l'axe X	5.5670e-4
k_{fty}	Coefficient de torsion selon l'axe Y	5.5670e-4
k_{ftz}	Coefficient de torsion selon l'axe Z	6.3540e-4
k_i	Constante de contrôle ($20J_r$)	$20 \times J_r$
K_m	Constante du moteur	4.3e-3
K_g	Gain de la transmission	5.6
R_a	Résistance électrique	0.67
v_n	Tension nominale	12 V
L_0	Longueur du bras L0	0.15 m
L_1	Longueur du bras L1	0.15 m
L_2	Longueur du bras L2	0.21 m
m_1	Masse de la section 1	0.020 kg
m_2	Masse de la section 2	0.050 kg
I_1	Moment d'inertie de la section 1	3.7500e-05
I_2	Moment d'inertie de la section 2	1.8375e-04

TABLE 5.1 – Paramètres de système

5.4.1 Contrôle par PID

Paramètre	Description	Valeur
K_p, K_i, K_d	PID pour τ_1	2.7, 7.7, 0.2
K_p, K_i, K_d	PID pour τ_2	8, 4, 0
K_p, K_i, K_d	PID pour u_x	1.55, 0.3, 0.4
K_p, K_i, K_d	PID pour u_y	1.5, 0.3, 0.4
K_p, K_i, K_d	PID pour z	25, 12, 8
K_p, K_i, K_d	PID pour ϕ (roulis)	5.5, 1.5, 1.5
K_p, K_i, K_d	PID pour θ (tangage)	5.5, 1.5, 1.5
K_p, K_i, K_d	PID pour ψ (lacet)	0.3, 0.1, 0.1

TABLE 5.2 – Paramètres du PID

La commande par PID :

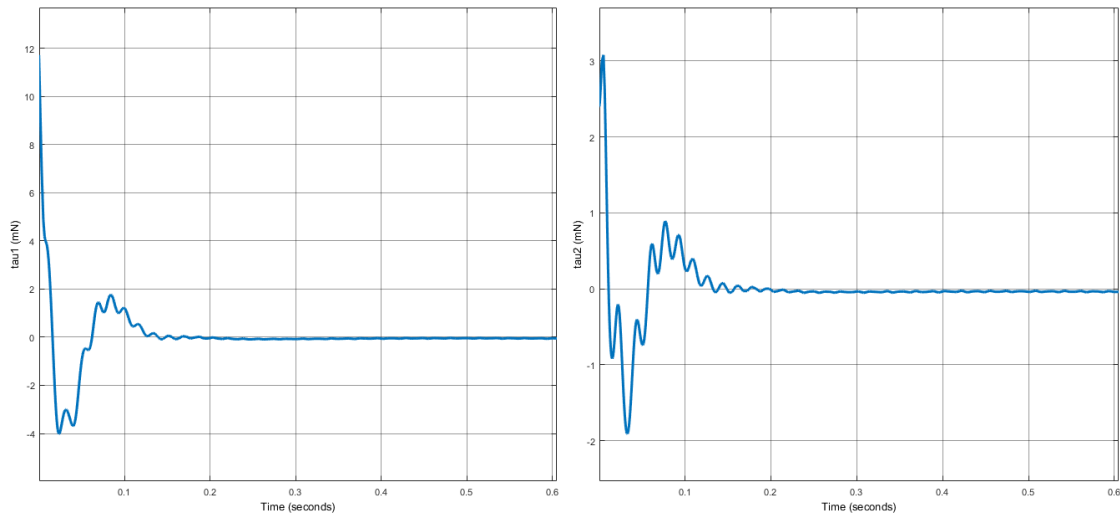


FIGURE 5.8 – La commande de manipulateur

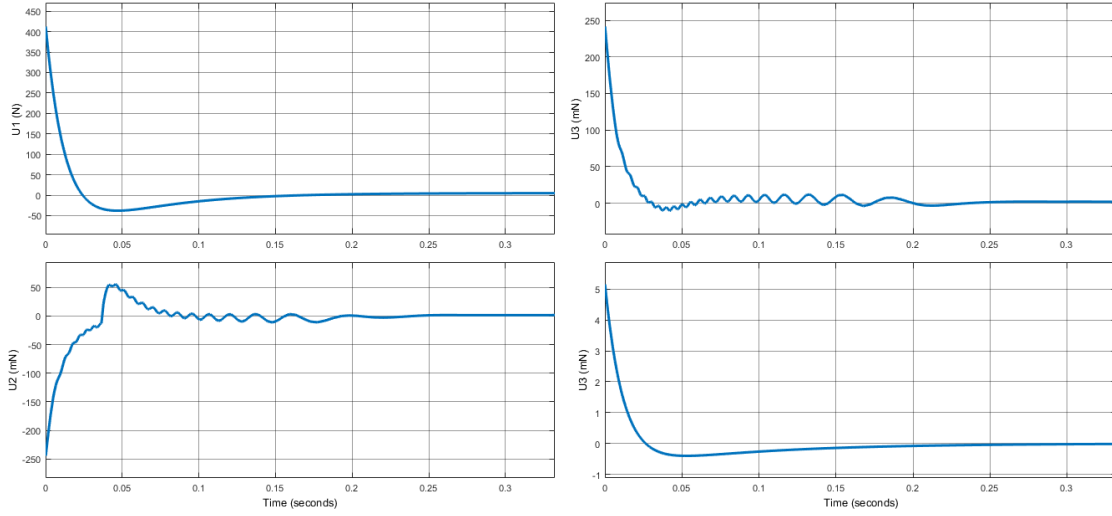


FIGURE 5.9 – La commande de quadrotor

résultat de manipulateur par PID :

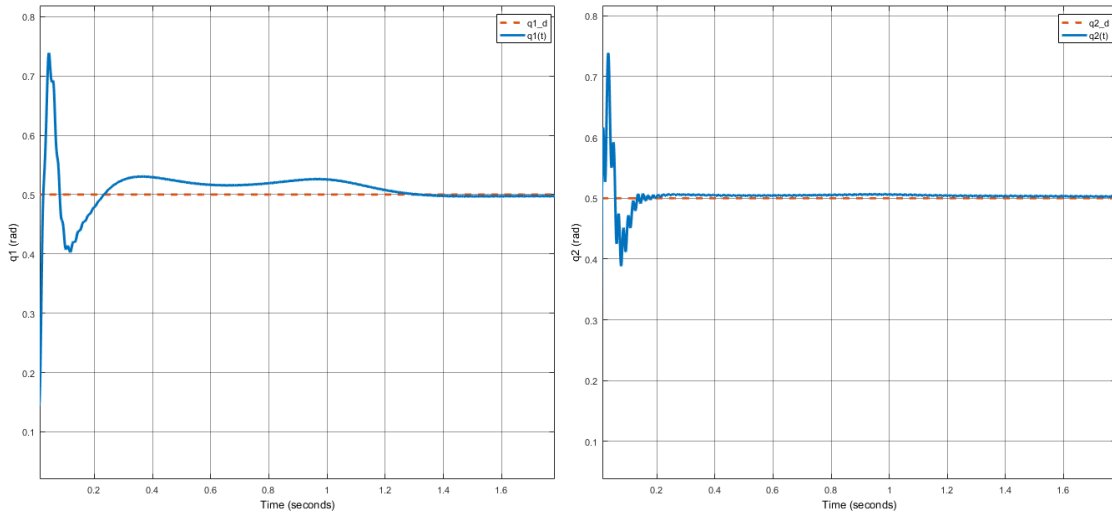


FIGURE 5.10 – q_1, q_2 de manipulateur par PID

Résultat de quadrirotor par PID :

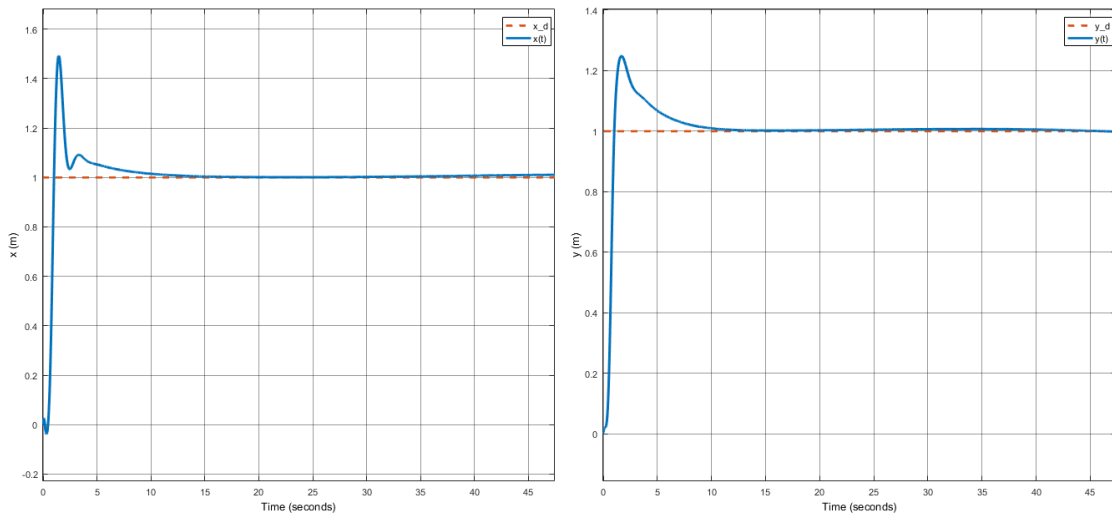


FIGURE 5.11 – x,y de quadrirotor par PID

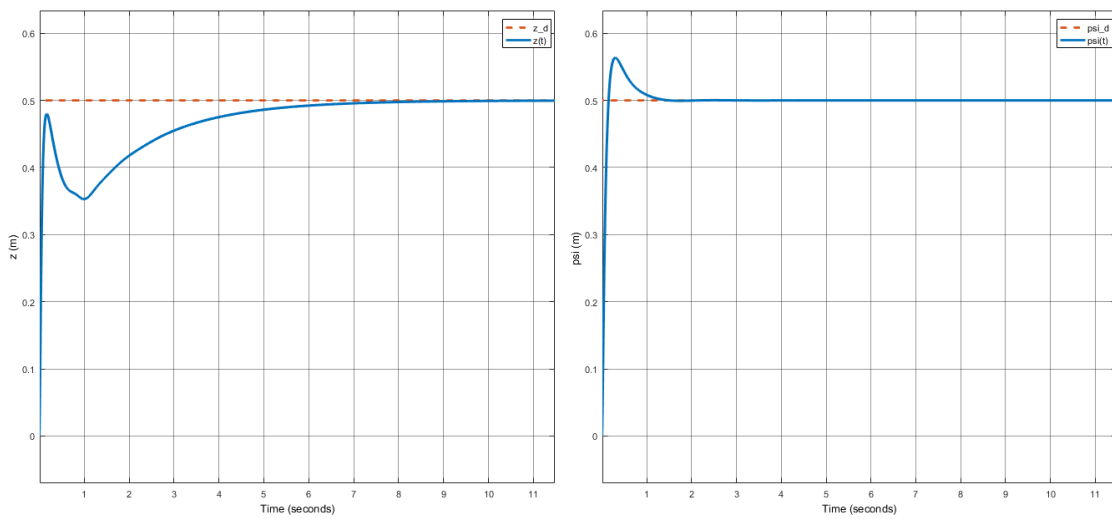


FIGURE 5.12 – z, ψ de quadrirotor par PID

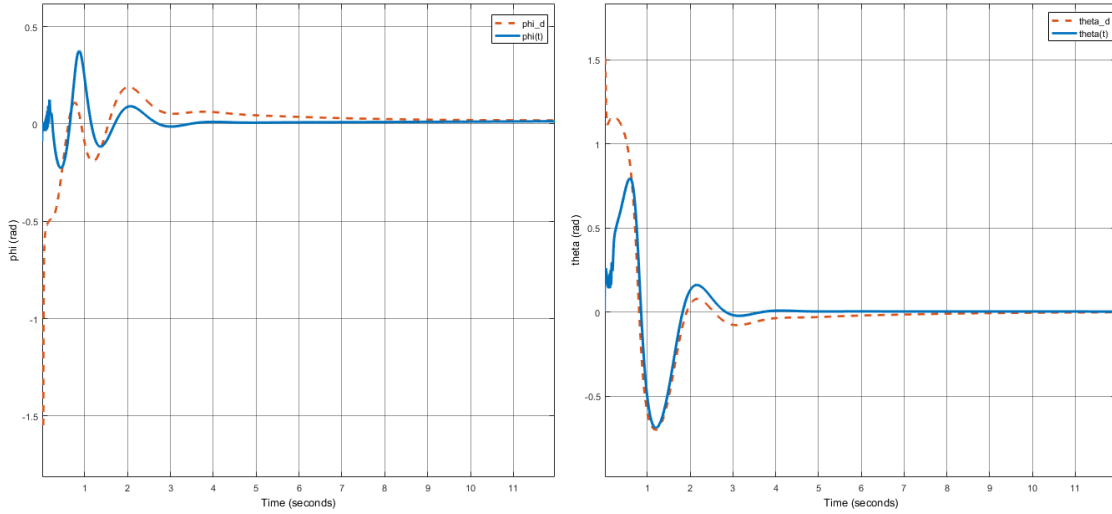


FIGURE 5.13 – ϕ, θ de quadrirotor par PID

5.4.2 Mode glissant adaptative

Paramètre	Description	Valeur
C_1, C_2	Paramètres pour x, y (quadrotor)	$[3, 1], K = 5$
C_1, C_2	Paramètres pour z, ϕ, θ, ψ (quadrotor)	$[10, 1], K = 5$
C_1, C_2	Paramètres pour τ_1 (manipulateur)	$[5, 1]$
C_1, C_2	Paramètres pour τ_2 (manipulateur)	$[5, 1]$
K	Gain pour τ_1 et τ_2 (manipulateur)	$[0.1, 0.2]$

TABLE 5.3 – Paramètres de mode glissant adaptatif

La commande :

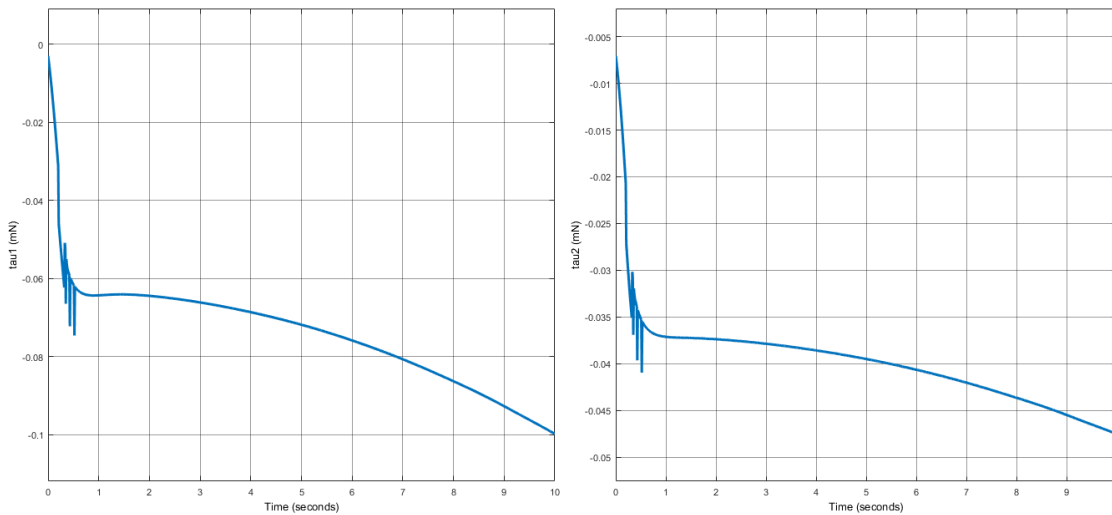


FIGURE 5.14 – la commande de manipulateur

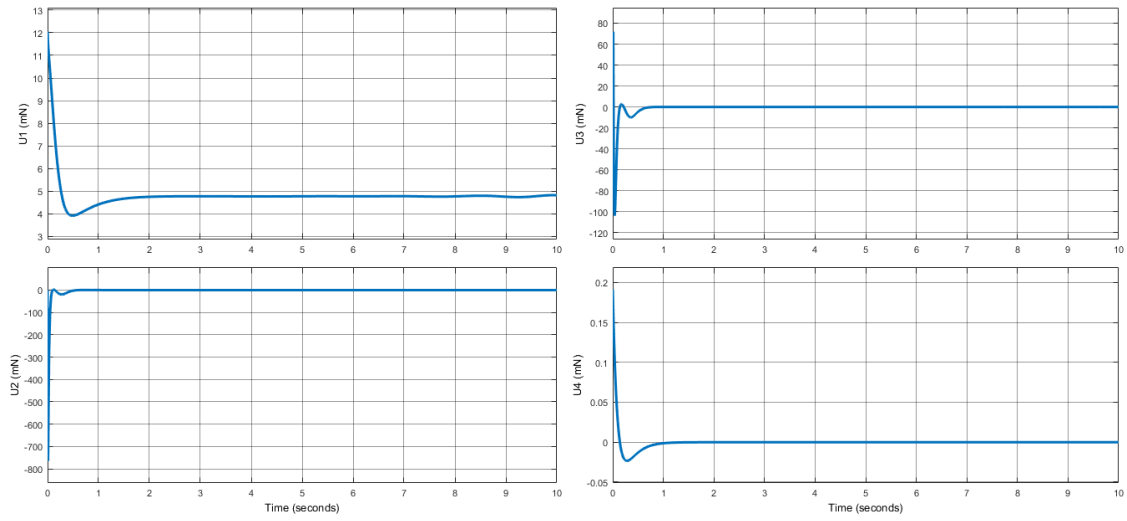


FIGURE 5.15 – La commande de quadrirotor

Résultat de manipulateur par ASMC :

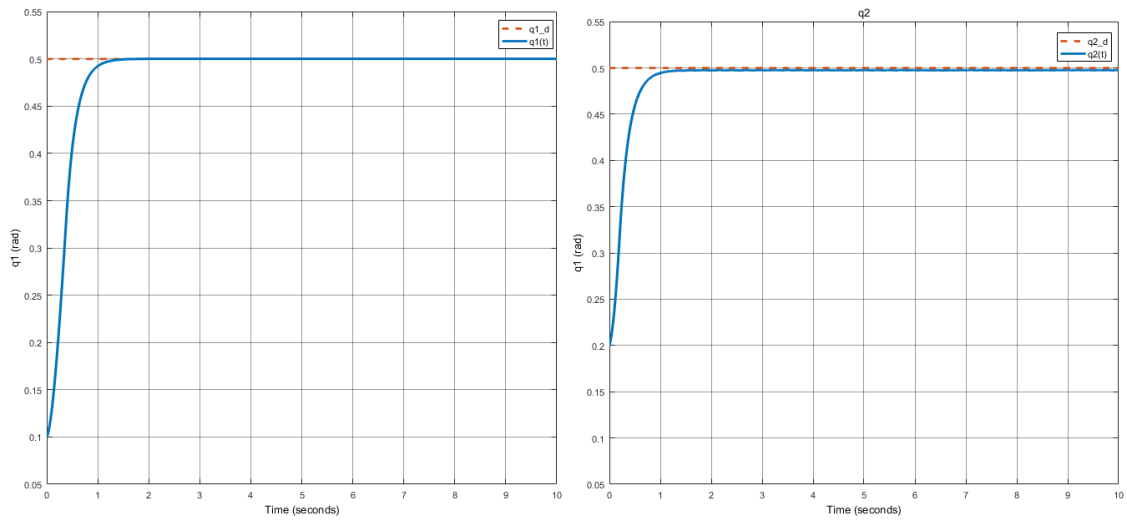


FIGURE 5.16 – q_1, q_2 de manipulateur par ASMC

Résulta de quadrirotor par ASMC :

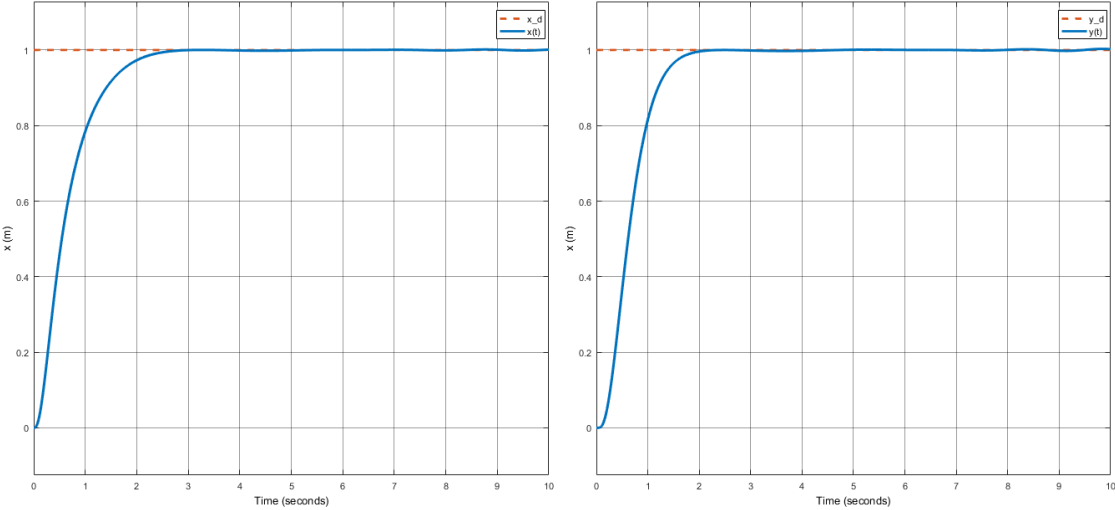


FIGURE 5.17 – x,y de quadrirotor par ASMC

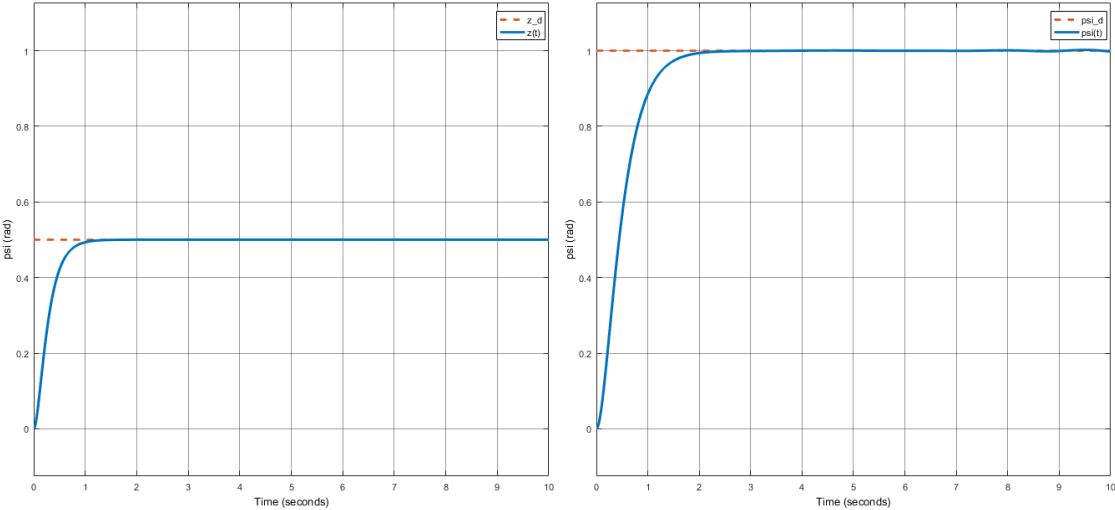


FIGURE 5.18 – ψ,z de quadrirotor par ASMC

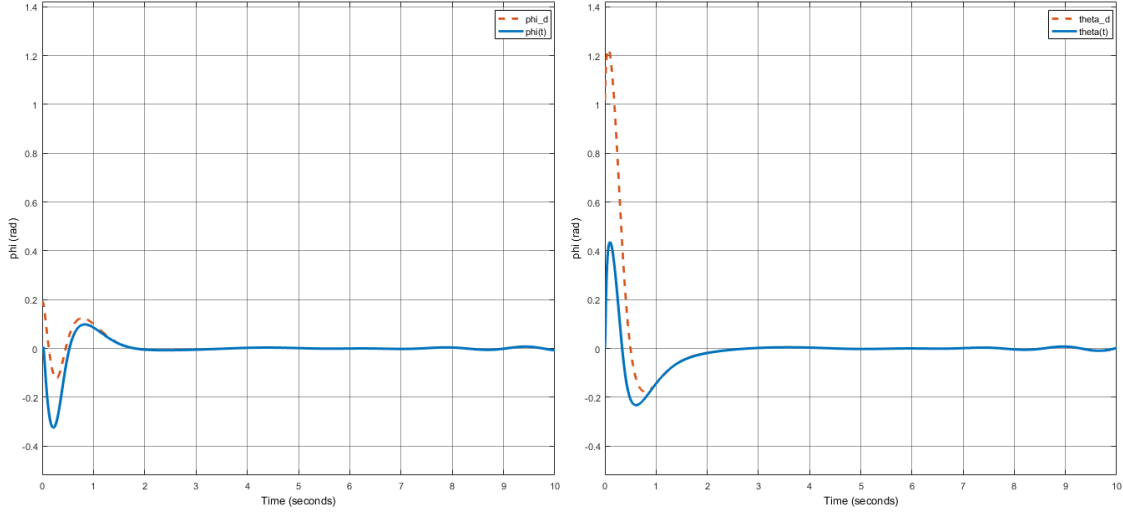


FIGURE 5.19 – ϕ, θ de quadrirotor par ASMC

5.4.3 Conclusion

Nous avons observé qu’après un certain temps, les deux systèmes évoluent ensemble de manière stable, avec une erreur presque nulle. Cependant, des oscillations sont apparues, ce qui nous a poussés à ajuster les paramètres du contrôleur PID. Cela nous a permis d’obtenir un meilleur résultat, bien que le dépassement reste important au sommet du pic initial du graphique, et qu’il y ait un manque de stabilité au début. Concernant le manipulateur automatique, ces ajustements ont permis une certaine amélioration. Quant au drone, nous avons remarqué des perturbations au début des courbes d’angle ϕ et θ , mais ces dernières se stabilisent par la suite. Les autres courbes sont stables et satisfaisantes, bien que leur réponse reste quelque peu lente. Et donc, nous avons utilisé l’ASMC car il existe des interférences externes entre les deux systèmes. L’ASMC donne de meilleurs résultats, même pour des systèmes caractérisés par des incertitudes, des erreurs et des perturbations extérieures. Après avoir appliqué l’ASMC, nous avons constaté que les deux systèmes sont devenus plus rapides et plus stables, atteignant leur performance optimale, avec la disparition de toutes les distorsions dans les deux systèmes ainsi que tous les dépassements qui étaient présents dans la courbe du manipulateur automatique.

Conclusion générale

Dans ce projet, nous avons développé un modèle dynamique détaillé d'un manipulateur aérien composé d'un quadricoptère et d'un bras robotique à deux liaisons. L'approche utilisée pour modéliser la dynamique du drone repose sur la méthode de Newton-Euler, tandis que la dynamique du manipulateur a été modélisée à l'aide d'une approche récursive de Newton-Euler. Cette modélisation nous a permis de comprendre en profondeur les interactions complexes entre les deux systèmes.

Nous avons ensuite implémenté deux stratégies de contrôle différentes : le régulateur PID et le contrôle par modes glissants adaptatifs (ASMC). Le PID, bien que simple à mettre en œuvre et efficace dans des conditions linéaires, a montré ses limites lorsqu'il a été soumis à des perturbations externes et à des incertitudes dynamiques. En revanche, l'ASMC s'est révélé être plus robuste, s'adaptant efficacement aux variations du système et offrant une meilleure stabilité et précision, en particulier dans des environnements non linéaires.

Les simulations que nous avons menées ont démontré l'importance de prendre en compte les interactions dynamiques entre le drone et le manipulateur. Nous avons d'abord isolé les dynamiques de chaque sous-système avant d'intégrer leurs interactions. Cette démarche a permis de mieux comprendre les effets croisés entre les deux systèmes. Les ajustements apportés aux paramètres des contrôleurs, notamment dans l'ASMC, ont permis d'améliorer la réponse du système global, réduisant les oscillations et augmentant la stabilité et la rapidité du système.

En conclusion, ce travail a mis en lumière l'efficacité de l'ASMC dans des applications aériennes manipulatoires, où les incertitudes et les perturbations externes sont inévitables. Les résultats obtenus montrent que cette méthode de contrôle est particulièrement adaptée aux systèmes complexes et incertains, offrant une réponse rapide et stable, là où les contrôles traditionnels, comme le PID, peuvent montrer des limites.

Perspectives

À l'avenir, cette recherche peut être améliorée par plusieurs ajouts. Parmi ces améliorations, il est possible d'augmenter les degrés de liberté du manipulateur, ce qui permettrait une plus grande flexibilité dans les mouvements et la réalisation de tâches plus complexes. De plus, il serait pertinent de prendre en compte les facteurs externes qui ont été négligés dans l'étude actuelle, comme les perturbations atmosphériques ou les interactions environnementales, afin de rendre le système plus réactif et réaliste dans des environnements dynamiques. En outre, l'ajout d'une étude de la cinématique inverse serait essentiel pour mieux contrôler les mouvements du manipulateur, en permettant de calculer les positions des articulations à partir de la position souhaitée de l'effecteur final. Une analyse détaillée de l'effecteur final est également nécessaire pour optimiser ses capacités et son interaction avec l'environnement.

Bibliographie

- [1] H. Alli and O. Yakut. Fuzzy sliding-mode control of structures. *Engineering Structures*, 27(2) :277–284, January 2005.
- [2] Kamel Bouzgou. *Contribution à l'architecture, la modélisation et la commande d'un bras manipulateur aérien*. Theses, Université Paris-Saclay, March 2021.
- [3] W. D. Chang, R. C. Hwang, and J. G. Hsieh. Application of an auto-tuning neuron to sliding mode control. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics - Part C : Applications and Reviews*, 32(4) :517–519, November 2002.
- [4] C. H. Chou and C. C. Cheng. A decentralized model reference adaptive variable structure controller for large-scale time-varying delay systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 48(7) :1213–1217, July 2003.
- [5] F. P. Da and W. Z. Song. Fuzzy neural networks for direct adaptive control. *IEEE Trans. Ind. Electron.*, 50(3) :507–513, Jun. 2003.
- [6] Xilun Ding, Peng Guo, Kai Xu, and Yongchun Yu. A review of aerial manipulation of small-scale rotorcraft unmanned robotic systems. *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(1) :200–214, 2019.
- [7] Vineet Ghadiok, Jeffrey Goldin, and Wei Ren. Autonomous indoor aerial gripping using a quadrotor. In *2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pages 4645–4651. IEEE, 2011.
- [8] K. Hangos, J. Bokor, and G. Szederkényi. *Analysis and Control of Nonlinear Process Systems*. Springer, January 2004.
- [9] G. Heredia, A. E. Jimenez-Cano, I. Sanchez, D. Llorente, V. Vega, J. Braga, J. A. Acosta, and A. Ollero. Control of a multicopter outdoor aerial manipulator. In *2014 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pages 3417–3422. IEEE, 2014.

- [10] H. Hu and P. Y. Woo. Fuzzy supervisory sliding-mode and neural network control for robotic manipulators. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 53(3) :929–940, June 2006.
- [11] Y. J. Huang and T. C. Kuo. Robust control for nonlinear time-varying systems with application to a robotic manipulator. *International Journal of Systems Science*, 33(10) :831–837, August 2002.
- [12] Y. J. Huang, T. C. Kuo, and H. K. Way. Robust vertical takeoff and landing aircraft control via integral sliding mode. *Proc. Inst. Electr. Eng.—Control Theory Appl.*, 150(4) :383–388, Jul. 2003.
- [13] Ying-Jeh Huang, Tzu-Chun Kuo, and Shin-Hung Chang. Adaptive sliding-mode control for nonlinear systems with uncertain parameters. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B (Cybernetics)*, 38(2) :534–539, April 2008.
- [14] J. Y. Hung, W. Gao, and J. C. Hung. Variable structure control : A survey. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 40(1) :2–22, February 1993.
- [15] A. Khalifa, M. Fanni, A. Ramadan, and A. Abo-Ismaïl. Modeling and control of a new quadrotor manipulation system. In *Proceedings of the IEEE/RAS International Conference on Innovative Engineering Systems*, pages 109–114. IEEE, 2012.
- [16] Ahmed Khalifa and Mohamed Fanni. A new quadrotor manipulation system : Modeling and point-to-point task space control. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 15, 06 2016.
- [17] H.K. Khalil. *Nonlinear Systems*. Pearson Education. Prentice Hall, 2002.
- [18] Chioniso Kuchwa-Dube and Jimoh Olarewaju Pedro. Altitude and attitude tracking of a quadrotor-based aerial manipulator using super twisting sliding mode control. In *International Conference on Control, Mechatronics and Automation*, 2018.
- [19] K. Lynch and F. Park. *Modern Robotics : Mechanics, Planning, and Control*. Cambridge University Press, 2017.
- [20] Paul Oh Stjepan Bogdan Matko Orsag, Christopher Korpela. *Aerial Manipulation*. Springer, United Kingdom, 2018.
- [21] Sarah Mechichi. Commande d’un manipulateur aérien avec l’approche de décomposition virtuelle. Mémoire présenté comme exigence partielle à l’obtention de la maîtrise avec mémoire en génie électrique (m.sc.a.), École de technologie supérieure, 2022.

- [22] Daniel Mellinger, Quentin Lindsey, Michael Shomin, and Vijay Kumar. Design, modeling, estimation and control for aerial grasping and manipulation. In *Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pages 2668–2673. IEEE, 2011.
- [23] D. Muñoz and D. Sbarbaro. An adaptive sliding-mode controller for discrete nonlinear systems. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 47(3) :574–581, June 2000.
- [24] Ivana Palunko, Aleksandra Faust, Patricio Cruz, Lydia Tapia, and Rafael Fierro. A reinforcement learning approach towards autonomous suspended load manipulation using aerial robots. In *2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages 4896–4901, 2013.
- [25] Y. F. Peng and C. M. Lin. Rcmac-based adaptive control for uncertain nonlinear systems. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics - Part B : Cybernetics*, 37(3) :651–666, June 2007.
- [26] Carlos Arturo Rivera Quezada. Teleoperation and control of an aerial manipulator using a virtual reality system. Master en optomécatrique, Centro de Investigaciones en Óptica, 2024. Available as a PDF.
- [27] J. J. Slotine and S. S. Sastry. Tracking control of non-linear systems using sliding surfaces, with application to robot manipulators. *Int. J. Control*, 38(2) :465–492, 1983.
- [28] M. Spong, S. Hutchinson, and M. Vidyasagar. *Robot Modeling and Control*. Wiley, 2nd edition, 2020.
- [29] M. W. Spong, S. Hutchinson, and M. Vidyasagar. *Robot Modeling and Control*. John Wiley & Sons, 1st edition, 2005.
- [30] C. W. Tao, M. L. Chan, and T. T. Lee. Adaptive fuzzy sliding mode controller for linear systems with mismatched time-varying uncertainties. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics - Part B : Cybernetics*, 33(2) :283–294, April 2003.
- [31] A. Tayebi and S. McGilvray. Attitude stabilisation of a four rotor aerial robot. In *Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control*, December 2004.
- [32] A. Tayebi and S. McGilvray. Attitude stabilisation of a vtol quadrotor aircraft. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 14(3) :562–571, May 2006.
- [33] L.-W. Tsai. *Robot Analysis : The Mechanics of Serial and Parallel Manipulators*. John Wiley & Sons, 1999.
- [34] V. I. Utkin. *Sliding Modes in Control and Optimization*. Springer-Verlag, New York, 1992.
- [35] V. I. Utkin. *Sliding Modes in Control and Optimization*. Springer Science & Business Media, 2013.

- [36] C. R. Rodolfo Verdín, Germán Ramírez, and G. Flores. Teleoperated aerial manipulator and its avatar : Communication, system's interconnection, and virtual world. In *International Conference on Unmanned Aircraft Systems*, 2019.
- [37] M. Vidyasagar. *Nonlinear Systems Analysis*. Society for Industrial and Applied Mathematics, 2nd edition, 2002. [Online]. Available : <https://epubs.siam.org/doi/abs/10.1137/1.9780898719185>.
- [38] R. J. Wai. Fuzzy sliding-mode control using adaptive tuning technique. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 54(1) :586–594, February 2007.
- [39] K. D. Young, V. I. Utkin, and Ü. Özgüner. A control engineer's guide to sliding mode control. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 7(3) :328–342, May 1999.

Abstract

As part of our final year project, the main objective is to model an aerial manipulator and develop a robust control law to ensure precise control of the position and orientation of an autonomous aerial vehicle. We began by defining the concept of an aerial manipulator, providing a clear classification. Then, we modeled the system using kinematic and dynamic equations based on the Newton-Euler and recursive Newton-Euler methods. Two control strategies, PID and ASMC, were implemented for comparison. Finally, simulations were carried out using MATLAB and SIMULINK to assess the performance of these approaches.

Keywords : drone, manipulator, quadrotor, euler-Newton, Euler-Newton recursive algorithm robust control, PID, adaptive sliding mode control.

Résumé

Dans l'étude de notre projet de fin d'études, l'objectif principal est de modéliser un manipulateur aérien et de développer une loi de commande robuste pour assurer un contrôle précis de la position et de l'orientation d'un véhicule aérien autonome. Nous avons commencé par définir le concept de manipulateur aérien, en fournissant une classification claire. Ensuite, nous avons modélisé le système en utilisant les équations cinématiques et dynamiques basées sur les méthodes de Newton-Euler et de Newton-Euler récursive. Deux stratégies de contrôle, PID et ASMC, ont été mises en œuvre afin de les comparer. Enfin, les simulations ont été réalisées à l'aide de MATLAB et SIMULINK, permettant d'évaluer les performances de ces approches.

Les mots clés : drone, manipulateur, quadri-rotor, Euler-Newton, algorithme récursif de Newton-Euler, contrôle robuste, PID, Mode glissant adaptatif.

ملخص

في إطار مشروعنا لنيل شهادة التخرج، كان الهدف الرئيسي هو نمذجة مناوول جوي وتطوير قانون تحكم قوي لضمان التحكم الدقيق في موضع وتوجه مركبة جوية ذاتية التحكم. بدأنا بتحديد مفهوم المناوول الجوي، من خلال تقديم تصنيف واضح له. بعد ذلك، قمنا بنمذجة النظام باستخدام المعادلات الحركية والديناميكية المعتمدة على طرق نيوتن-أويلر وخوارزمية نيوتن-أويلر التكرارية. تم تنفيذ استراتيجيتين للتحكم، التحكم التناسبي التكاملي التفاضلي والتحكم بالانزلاق التكيفي، من أجل مقارنتهما. أخيراً، تم إجراء المحاكاة باستخدام برنامج أماتلاب وسيمولينك لتقييم أداء هذه الاستراتيجيات.

الكلمات المفتاحية : طائرة بدون طيار، مناوول جوي، رباعي المراوح، نيوتن-أويلر، خوارزمية نيوتن-أويلر التكرارية، تحكم قوي، التحكم التناسبي التكاملي التفاضلي، التحكم بالانزلاق التكيفي.