



République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et
De la Recherche Scientifique
Projet de Fin d'Étude



Université Echahid Hamma Lakhdar d'El Oued

Faculté de Technologie

Mémoire de fin d'étude

En vue de l'obtention du diplôme de

MASTER ACADEMIQUE

Domaine : technologie

Filière : génie électrique

Spécialité : Systèmes de télécommunication

Thème

**Conception et réalisation d'un mini
Quadri-rotor**

Présenté par :

DAHDI ABIR

SAADINE ITAB

Supervisé par :

Dr. AOURAGH Nabil

Devant le jury composé de :

Dr. AOURAGH Nabil

Superviseur

Dr. KHELIL Abdellatif

Président

Dr. AJGOU Riadh

Examineur

Année universitaire : 2024 /2025

Remerciement

*Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à mon honorable encadrant, **Dr. AOVRAGH Nabil**, pour ses orientations précieuses, ses remarques constructives et son accompagnement constant tout au long de ce travail. Son soutien scientifique et moral a été un moteur essentiel dans l'accomplissement de ce mémoire.*

*Je remercie également l'ensemble des enseignants et du personnel du **département de Génie Électrique – spécialité Télécommunications filaires et sans fil**, pour la qualité de l'enseignement dispensé et leur précieuse contribution à notre formation.*

Ma reconnaissance va aussi à ma chère famille, qui a toujours été mon pilier et mon soutien indéfectible durant toutes les étapes de mes études.

Enfin, je remercie chaleureusement mes collègues et amis pour leur présence, leur entraide et les moments inoubliables partagés durant ce parcours.

Dédicace

Avec joie et fierté, je dédie ce travail à :

À Dieu qui m'a donné la patience pour accomplir ce travail.

À ma mère au cœur tendre, qui m'a aidée par ses prières.

À mon cher père, qui m'a toujours soutenue.

À toute ma famille,

À mes chères amies.

ABIR

Dédicace

Nous n'avons entrepris nos débuts que par Sa guidance, nous n'avons atteint nos objectifs que par Sa grâce, et nous n'avons réalisé nos buts que par Sa faveur. Louange à Dieu qui nous a permis de franchir cette étape dans notre parcours académique.

Je dédie le fruit de mon succès à : ma mère, mon père et tous les membres de ma famille.

ITAB

Résumé

Ce mémoire porte sur la conception et la réalisation d'un mini-quadrirotor dans le cadre d'une étude académique. Le projet vise à explorer les aspects théoriques et pratiques de la conception de véhicules aériens sans pilote (UAV), en mettant l'accent sur la modélisation dynamique, le contrôle et l'intégration matérielle. Un modèle mathématique du quadrirotor a été développé à l'aide du formalisme Newton-Euler, et ses dynamiques ont été simulées dans MATLAB/Simulink pour évaluer les performances d'un algorithme de contrôle PID. Sur le plan pratique, un prototype a été construit à partir d'un châssis DJI-F450, équipé d'un microcontrôleur STM32F411, d'une unité de mesure inertielle (IMU) et de modules de communication NRF24L01. Le prototype a été testé sur un banc d'essai dédié pour évaluer la stabilité en vol et le contrôle de l'altitude et des angles (roulis, tangage, lacet). Les résultats ont démontré la capacité du système à maintenir un vol stable dans des conditions contrôlées, ouvrant la voie à des améliorations futures telles que l'intégration d'un GPS ou l'utilisation d'algorithmes de contrôle avancés. Ce travail contribue à une meilleure compréhension des dynamiques des quadrirotors et de leurs applications potentielles dans les domaines civils et industriels.

Mots-clés : Quadrirotor, modélisation dynamique, contrôle PID, MATLAB/Simulink, STM32F411, unité de mesure inertielle, NRF24L01, stabilité en vol.

Abstract

This thesis focuses on the design and development of a miniature quadrotor as part of an academic study. The project aims to explore both theoretical and practical aspects of unmanned aerial vehicle (UAV) design, with an emphasis on dynamic modeling, control, and hardware integration. A mathematical model of the quadrotor was developed using the Newton-Euler formalism, and its dynamics were simulated in MATLAB/Simulink to evaluate the performance of a PID control algorithm. Practically, a prototype was built using a DJI-F450 frame, equipped with an STM32F411 microcontroller, an Inertial Measurement Unit (IMU), and NRF24L01 communication modules. The prototype was tested on a dedicated test rig to assess flight stability and control over altitude and orientation (roll, pitch, yaw). The results demonstrated the system's ability to achieve stable flight under controlled conditions, paving the way for future enhancements such as GPS integration or advanced control algorithms. This work contributes to the understanding of quadrotor dynamics and their potential applications in civilian and industrial domains.

Keywords: Quadrotor, dynamic modeling, PID control, MATLAB/Simulink, STM32F411, Inertial Measurement Unit, NRF24L01, flight stability.

ملخص

تتناول هذه المذكرة تصميم وتطوير طائرة رباعية المراوح (Quadri-rotor) صغيرة الحجم في إطار دراسة أكاديمية. يهدف المشروع إلى استكشاف الجوانب النظرية والعملية لتصميم الطائرات بدون طيار، مع التركيز على النمذجة الديناميكية، التحكم، والتكامل المادي. تم تطوير نموذج رياضي للطائرة الرباعية باستخدام منهجية نيوتن-أويلر، مع محاكاة ديناميكيات النظام باستخدام MATLAB/Simulink لتقييم أداء التحكم باستخدام خوارزمية PID على الصعيد العملي، تم تصميم النموذج الأولي باستخدام هيكل DJI-F450 ، ومجهز بميكروكنترولر STM32F411 ، ووحدة قياس بالقصور الذاتي (IMU)، ووحدات اتصال NRF24L01. تم اختبار النموذج على منصة اختبار لتقييم استقرار الطيران والتحكم في الارتفاع والزوايا (الانحراف، الانخفاض، الالتفاف). أظهرت النتائج قدرة النظام على تحقيق استقرار جيد في ظل ظروف محكمة، مما يفتح آفاقاً لتحسينات مستقبلية مثل إضافة نظام GPS أو خوارزميات تحكم متقدمة. يساهم هذا العمل في تعزيز فهم ديناميكيات الطائرات الرباعية وتطبيقاتها المحتملة في المجالات المدنية والصناعية.

الكلمات المفتاحية: طائرة رباعية المراوح، نمذجة ديناميكية، تحكم PID ، MATLAB/Simulink ، STM32F411، وحدة قياس القصور الذاتي، NRF24L01، استقرار الطيران.

Tables des matières

Remerciement	i
Dédicace.....	ii
Dédicace.....	iii
Résumé.....	iv
Abstract	v
ملخص	vi
Tables des matières.....	vii
Liste des figures	x
Liste de tableau	xii
Liste des abréviations	xiii
Introduction générale.....	1

Chapitre I : Généralités sur les Drones

I.1. Introduction aux Drones	4
I.1.1. Évolution Historique	4
I.1.2. Importance Sociétale et Technologique	5
I.2. Classification des Drones.....	6
I.2.1. Drones Multirotors	6
I.2.2. Drones à Voilure Fixe	7
I.2.3. Drones Hybrides.....	8
I.3. Composants Technologiques des Drones	9
I.3.1. Systèmes de Propulsion.....	9
I.3.2. Capteurs et Charges Utiles	10
I.3.3. Systèmes de Contrôle et Logiciels	11
I.4. Principes de Vol et Navigation	12
I.4.1. Mécanique du Vol.....	12
I.4.2. Navigation par GPS.....	13
I.4.3. Unités de Mesure Inertielle (IMU).....	14
I.5. Cadres Réglementaires	14
I.5.1. Réglementations Nationales.....	14
I.5.2. Réglementations Internationales	15
I.6. Applications Techniques des Drones.....	16
I.6.1. Applications en Agriculture	16

I.6.2. Applications en Logistique	17
I.6.3. Applications en Surveillance et Sécurité.....	17
I.7. Défis Techniques et Perspectives	18
I.7.1. Limitations Technologiques.....	18
I.7.2. Perspectives Futures.....	19
I.8. Conclusion	20

Chapitre II : Modélisation du Quadrirotor

II.1. Introduction	22
II.2. Description du Quadrirotor	22
II.2.1. Composants Principaux	22
II.2.2. Mouvements Principaux du Quadrirotor	23
II.2.3. Comparaison avec la Configuration	26
II.2.4. Contexte Historique et Évolution	26
II.3. Objectif de la Modélisation.....	27
II.4. Modélisation du Quadrirotor.....	27
II.4.1. Approches de Modélisation	27
II.4.2. Modèle Mathématique selon le Formalisme Newton-Euler.....	28
II.4.3. Systèmes de Coordonnées	28
II.4.4. Hypothèses du Modèle	29
II.4.5. Équations des Mouvements	30
II.4.6. Représentation d'État.....	32
II.4.7. Estimation des Paramètres	34
II.5. Environnement de Simulation	34
II.5.1. Outil de Simulation : MATLAB/Simulink	35
II.5.2. Implémentation du Modèle	35
II.6. Modélisation du Moteur et du Contrôleur PID.....	39
II.6.1. Contrôleur PID.....	39
II.6.2. Résultats de la Simulation	40
II.6.3. Poursuite d'un échelon.....	41
II.6.4. Trajectoire 3D.....	45
II.7. Conclusion	47

Chapitre III : Réalisation du Quadrirotor

III.1 Introduction	49
III.2 Description	49
III.3 Architecture du système et philosophie de conception	50
III.4 Composants mécaniques	51
III.4.1 châssis.....	51
III.4.2 Hélices	52
III.5 Composants électroniques.....	53
III.5.1 Microcontrôleur : STM32F411	53
III.5.2 Arduino Nano	53
III.5.3 Moteurs et contrôleurs de vitesse électroniques (ESC).....	54
III.5.4 Alimentation	55
III.5.4.de l'alimentation 12V 30A :.....	56
III.5.5 Capteurs.....	56
III.5.6 Modules de communication.....	58
III.5.7 Stockage de données.....	59
III.5.8 Description du banc d'essai.....	59
III.5.9 Description du panneau de contrôle	60
III.6 Conception et Réalisation	61
III.6.1 Solution Proposée.....	61
III.6.2 assemblages	62
III.7 Logiciel	65
III.7.1 Programmation du Stabilisateur du Quadrirotor.	65
III.8 Programmation du Protocole de Communication	66
III.8.1 Conception du Protocole	66
III.8.2. Présentation du Logiciel de Configuration iNav	67
III.8.3. Configuration et Calibration.....	69
III.8.4. Régulation PID	70
III.8.5. Test sur support	71
III.9. Conclusion.....	74
Conclusion générale.....	77
Références bibliographiques.....	79
Annexes.....	84

Liste des figures

Figure I.1: La figure Conceptions d'aéronefs à rotors multiples	5
Figure I.2: La figure Conceptions d'aéronefs à rotors multiples en différentes formations	8
Figure I.3: Drone à voilure fixe WingtraOne utilisé pour les applications de cartographie et de topographie de haute précision.....	9
Figure I.4: Un drone Fly-n-Sense X4 en vol proche d'un incendie	11
Figure I.5: Unité des capteurs pour le système de contrôle intelligent.....	11
Figure I.6: Schéma d'un système de drone avec unité de contrôle	12
Figure I.7: Drones dans les actions humanitaires	16
Figure I.8: Un Multicopter DJI-S800	17
Figure II.1 :Quadcopter components.....	23
Figure II.2 : Illustration du mouvement de roulis.....	24
Figure II.3 : Illustration du mouvement de tangage	24
Figure II.4 : illustration de Translation verticale	25
Figure II.5: illustration du mouvement de lacet	25
Figure II.6: '-x' orientation input commandes.....	26
Figure II.7 : Limites de l'angle Phi.....	29
Figure II.8 :de modèle en boucle ouverte	35
Figure II.9 : L'évolution du système pour le premier test 1(φ . θ . ψ) et position (X.Z.Y).....	36
Figure II.10 : L'évolution du système pour le premier test2 1(φ . θ . ψ) et position (X.Z.Y).....	37
Figure II.11: Simulation sur Simulink de la régulation PID Psi, Theta, Phi.X.Y.Z	40
Figure II.12 : Contrôle des Mouvements (φ , θ , ψ) et des Vitesses du Moteur de l'Aéronef" ...	41
Figure II.13 : L'évolution du système pour les mouvements (φ . θ . ψ) et position (X.Z.Y).....	42
Figure II.14 : Trajectoire_3D_Drone.....	46
Figure III.1. Schéma synoptique de système.....	50
Figure III. 2: Architecture du système quad rotor	51
Figure III.3 : Châssis DJI-F450	52
Figure III.4 : Hélices 10.45 de quadrirotor.....	52
Figure III.5 : STM32F411	53
Figure III. 6 : Arduino Nano.....	54
Figure III.7 : Moteur Brushless Outrunner 1000kv.....	54
Figure III. 8 :Variateurs de vitesse électronique Hobbyking ESC	55
Figure III .9 :Batterie Li-Po KYPOM 2600 mAh 35C.....	55
Figure III.10 :Les axes mesurés par chaque capture	57
Figure III.11 : IMU GY-87.....	57

Figure III.12 :Magnétomètre (HMC5883L)	58
Figure III.13 : Module NRF24L01	58
Figure III.14 : Support de Test Quadrirotor	59
Figure III.15 :Unité de commande électronique multifonction.....	60
Figure III.16 :Schéma synoptique de la solution proposée	61
Figure III .17: Fixation de l'IMU, des cartes programmables, du microcontrôleur et de la carte mémoire	63
Figure III .18 : ESC soudés sur le châssis	63
Figure III.19 : Montage des ESC et moteurs	64
Figure III.20 : Prototype complet sur le support de test	64
Figure III .21 : Schema d'assemblage	65
Figure III.22 : Organigramme du programme	65
Figure III. 23 : Schéma du régulateur PID	66
Figure III.24 : INAV software	68
Figure III.25 : INAV PID Tuning.GPG.....	70
Figure III.26 : Dorone Stable.....	70
Figure III.27 :Test sur support	72
Figure III.28 : DORONE STABLE	73
Figure III.29 : commande pitch	73
Figure III.30 : Affichage des données de vol enregistrées	73

Liste de tableau

Tableau II.1 : Dépendance des équations du mouvement	33
Tableau II.2 : Équations d'état pour le modèle du quadrirotor	33
Tableau II.3 : les paramètres de notre quadrirotor	34
Tableau II.4: Paramètres du moteur BLDC	39

Liste des abréviations

Abbreviation	(Français) Nom complet
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
PWM	Pulse Width Modulation
IMU	Inertial Measurement Unit
MEMS	Micro Electro Mechanical Systems
I2C	Inter-Integrated Circuit
SDH	Secure Digital High-Capacity
SCL/SDA	Serial Clock / Serial Data
MIMOR DS	Capteur micro-optique
ESC	Electronic Speed Controller
LiPo	Lithium Polymer
NRF24L01	Module de communication
SPI	Serial Peripheral Interface
PID	Proportionnel, Intégral, Dérivé
GPS	Global Positioning System
VTOL	Vertical Take-Off and Landing
INav	Interface Navigation
FPU	Floating Point Unit
PDB	Power Distribution Board
BLDC	Brushless DC Motor
NED	North-East-Down

Introduction générale

Introduction générale

L'émergence des drones, ou véhicules aériens sans pilote (UAV), représente une avancée technologique majeure du XXI^e siècle, redéfinissant les paradigmes dans de nombreux secteurs grâce à leur polyvalence, leur précision et leur efficacité. Ces systèmes, combinant des avancées en ingénierie aéronautique, électronique embarquée et intelligence artificielle, offrent des solutions innovantes dans des domaines aussi variés que l'agriculture de précision, la logistique, la surveillance, la gestion des catastrophes, ou encore la recherche scientifique. Leur capacité à opérer de manière autonome ou télécommandée, à s'adapter à des missions complexes et à collecter des données en temps réel en fait des outils incontournables dans un monde en quête de solutions technologiques durables et performantes.

Ce mémoire s'inscrit dans le cadre de l'étude et de la réalisation d'un drone quadrirotor en configuration « X », un système emblématique des UAV multirotors, reconnu pour sa maniabilité et sa stabilité. L'objectif principal de ce travail est de concevoir, modéliser, simuler et implémenter un prototype fonctionnel, en mobilisant une approche pluridisciplinaire alliant mécanique, électronique, informatique et automatique. À travers une démarche rigoureuse, ce projet vise à approfondir la compréhension des dynamiques complexes des quadrirotors, à développer des stratégies de contrôle robustes basées sur des régulateurs PID, et à intégrer des composants matériels et logiciels avancés pour assurer des performances optimales. Le mémoire est structuré en trois chapitres principaux. Le premier chapitre, intitulé « Généralités sur les Drones », offre un panorama complet des drones, de leur évolution historique à leurs applications contemporaines, en passant par leur classification, leurs composants technologiques et les cadres réglementaires qui en régissent l'usage. Le deuxième chapitre, consacré à la « Modélisation du Quadrirotor », présente une analyse théorique détaillée des dynamiques du système en configuration « X », en s'appuyant sur le formalisme Newton-Euler et des simulations réalisées sous MATLAB/Simulink. Enfin, le troisième chapitre, dédié à la « Réalisation du Drone Quadrirotor », décrit la mise en œuvre pratique du prototype, incluant la sélection des composants, leur assemblage, ainsi que le développement et la calibration des logiciels de contrôle.

Ce travail s'adresse à la fois à la communauté académique, en contribuant à la recherche en robotique aérienne, et aux applications pratiques, en proposant une plateforme modulaire et évolutive. Il met également en lumière les défis techniques et sociétaux liés à l'intégration des drones dans les espaces aériens modernes, tout en ouvrant des perspectives pour des recherches futures, notamment en matière de navigation autonome, d'optimisation énergétique et de coordination multi-drones. Ainsi, ce mémoire ambitionne de poser une base solide pour

l'exploration des potentialités des drones dans la construction d'un avenir technologique innovant et responsable.

Chapitre I : Généralités sur les Drones

I.1. Introduction aux Drones

Les drones, ou véhicules aériens sans pilote (UAV), incarnent une révolution technologique majeure du XXI^e siècle, transformant radicalement de nombreux secteurs grâce à leur polyvalence, leur précision et leur efficacité [1]. Ces systèmes sophistiqués, fruit d'une synergie entre l'ingénierie aéronautique, l'électronique avancée et l'intelligence artificielle, opèrent sans pilote humain à bord, soit par contrôle à distance, soit de manière autonome via des algorithmes complexes et des capteurs de pointe[2]. De l'agriculture de précision, où ils optimisent les rendements tout en réduisant l'impact environnemental, à la gestion des catastrophes, où ils sauvent des vies en accédant à des zones dangereuses, en passant par la logistique, la surveillance ou encore la création artistique à travers la photographie aérienne, les drones redéfinissent les approches traditionnelles et ouvrent des perspectives inédites.

Leur capacité à s'adapter à une multitude de missions, grâce à des charges utiles modulaires telles que des caméras multispectrales, des capteurs LiDAR ou des instruments environnementaux, en fait des outils incontournables dans un monde en constante évolution. Au-delà de leur prouesse technologique, les drones soulèvent également des questions sociétales cruciales, notamment en matière de réglementation, de sécurité et de respect de la vie privée, dans un contexte où leur intégration dans l'espace aérien doit être harmonisée avec les exigences de la modernité. Dans ce chapitre, nous explorerons les concepts fondamentaux des drones, leur évolution historique marquée par des décennies d'innovation, ainsi que leur impact sociétal et technologique, tout en mettant en lumière leur rôle dans la construction d'un avenir où la technologie sert à la fois l'efficacité et le progrès humain. [3]

I.1.1. Évolution Historique

L'histoire des drones remonte au début du XX^e siècle, avec les premières expérimentations d'aéronefs télécommandés pendant la Première Guerre mondiale. Ces prototypes, souvent surnommés « bombes volantes », étaient rudimentaires et souffraient d'un manque de fiabilité, limitant leur utilisation à des tests expérimentaux[4]. Une avancée significative a eu lieu dans les années 1930, lorsque des aéronefs télécommandés ont démontré leur capacité à ajuster leur trajectoire en vol, marquant une étape clé dans le développement des technologies de drones. Ces premiers systèmes reposaient sur des mécanismes de contrôle rudimentaires, souvent basés sur des signaux radio analogiques, et étaient principalement destinés à des applications militaires.

Durant la Guerre froide, les UAV ont connu un essor considérable, principalement pour des missions de reconnaissance. Les États-Unis, en particulier, ont investi dans le

développement de drones capables de collecter des informations stratégiques sans risquer la vie des pilotes humains. Les conflits des années 1960 et 1970, notamment la guerre du Vietnam, ont accéléré les progrès dans les capacités de surveillance et d'attaque, avec des drones équipés de caméras et de systèmes de guidage primitifs[5]. À partir des années 1990, l'évolution des technologies électroniques, notamment la miniaturisation des capteurs et des processeurs, a permis d'améliorer la précision et la fiabilité des drones.

Depuis le début des années 2000, les avancées en miniaturisation, en électronique et en automatisation ont permis une transition spectaculaire vers des applications civiles. L'intégration de systèmes GPS, de capteurs avancés et de logiciels de contrôle autonomes a transformé les drones en outils polyvalents, utilisés dans des secteurs aussi divers que l'agriculture, la logistique, la production audiovisuelle, la surveillance environnementale et la gestion des infrastructures[6]. Aujourd'hui, les drones commerciaux représentent le fruit de décennies d'innovation, combinant des technologies de pointe avec des conceptions optimisées pour répondre aux besoins spécifiques de chaque application [7] présent dans la Figure I.1.

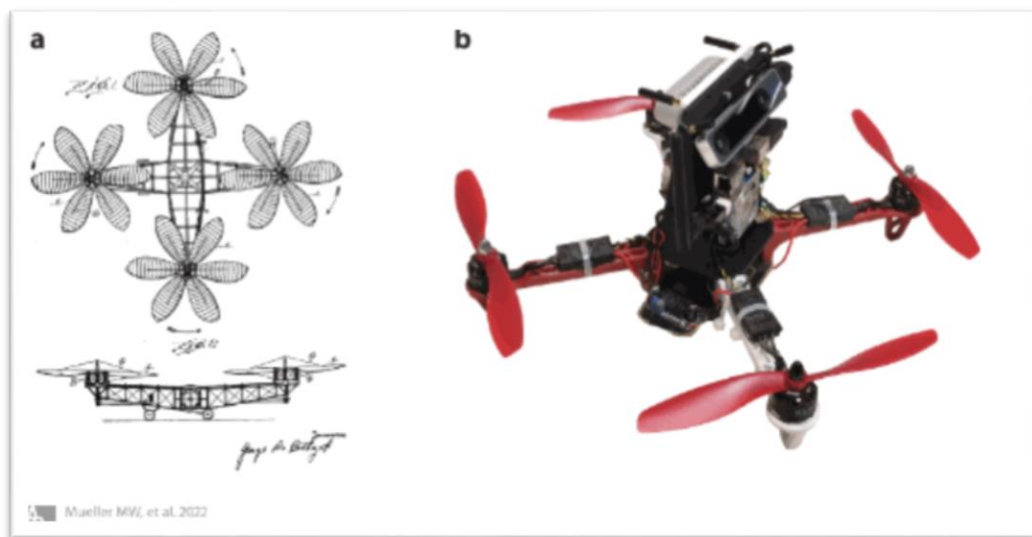


Figure I.1: La figure Conceptions d'aéronefs à rotors multiples [7]

1.1.2. Importance Sociétale et Technologique

Les drones ont redéfini les paradigmes opérationnels dans de nombreux secteurs grâce à leur efficacité, leur adaptabilité et leur capacité à réduire les coûts et les risques humains[9]. En agriculture, ils permettent une surveillance précise des cultures à l'aide de capteurs multispectraux, qui analysent des paramètres comme l'indice de végétation (NDVI), L'humidité du sol ou la présence de ravageurs. Ces données permettent aux agriculteurs d'optimiser l'utilisation des ressources, comme l'eau et les engrais, tout en réduisant l'impact

environnemental des pratiques agricoles. Par exemple, un drone peut cartographier un champ de plusieurs hectares en quelques minutes, fournissant des informations exploitables pour une gestion ciblée des cultures.

Dans le secteur de la logistique, les drones offrent une alternative rapide et économique pour la livraison de colis, en particulier dans les zones reculées ou difficiles d'accès. Des entreprises comme Amazon (avec son programme Prime Air) et UPS explorent des systèmes de livraison par drone capables de transporter des charges légères sur des distances courtes, réduisant ainsi les délais de livraison et la congestion routière. Ces systèmes s'appuient sur des drones hybrides, qui combinent une autonomie prolongée avec des capacités de décollage et d'atterrissage verticaux (VTOL) [10].

En matière de sécurité publique, les drones jouent un rôle crucial dans les opérations de recherche et de sauvetage, la surveillance des foules et la gestion des catastrophes. Équipés de caméras thermiques ou de capteurs infrarouges, ils peuvent localiser des personnes disparues dans des conditions de faible visibilité ou surveiller des zones dangereuses sans exposer les intervenants humains à des risques. Par exemple, lors d'incendies de forêt, les drones peuvent fournir des images en temps réel pour guider les pompiers et évaluer l'étendue des dégâts. [11]. Cependant, l'intégration croissante des drones dans la société moderne soulève des défis complexes, notamment en matière de réglementation, de vie privée et de gestion de l'espace aérien. Les drones doivent coexister avec les aéronefs habités dans des environnements aériens de plus en plus encombrés, ce qui nécessite des cadres réglementaires robustes, des technologies de gestion du trafic aérien adaptées et des mécanismes pour garantir la sécurité et la confidentialité des données collectées [12].

I.2. Classification des Drones

I.2.1. Drones Multirotors

Les drones multirotors, équipés de plusieurs rotors (généralement quatre pour les quadricoptères, six pour les hexacoptères ou huit pour les octocoptères), sont parmi les UAV les plus populaires en raison de leur simplicité de conception et de leur maniabilité exceptionnelle. Leur architecture repose sur des rotors générant une portance contrôlée par des variations de vitesse, ce qui leur permet de décoller et d'atterrir verticalement, de maintenir un vol stationnaire stable et d'effectuer des manœuvres agiles dans des espaces restreints. Ces caractéristiques les rendent idéaux pour des applications nécessitant une grande précision, comme la photographie aérienne, la surveillance de chantiers, l'inspection d'infrastructures (ponts, lignes électriques) ou la collecte de données en milieu urbain [13].

Les quadricoptères, en particulier, dominent le marché grâce à leur simplicité mécanique et leur stabilité, obtenue par un contrôle précis des quatre rotors. Cependant, leur autonomie est limitée par la consommation énergétique élevée des rotors, généralement comprise entre 20 et 30 minutes pour les modèles standards. Cette limitation est particulièrement problématique pour les missions de longue durée, nécessitant des batteries de rechange ou des systèmes de recharge rapide.

Les défis techniques des multirotors incluent leur sensibilité aux conditions météorologiques, telles que les vents forts ou la pluie, qui peuvent affecter leur stabilité et leur précision de navigation. Pour surmonter ces contraintes, des algorithmes de contrôle avancés, basés sur des techniques de régulation PID (Proportionnel-Intégral-Dérivé) ou des approches basées sur l'intelligence artificielle, ont été développés. De plus, l'intégration de capteurs de détection d'obstacles, tels que des systèmes à ultrasons, des caméras stéréo ou des capteurs LiDAR, améliore leur capacité à naviguer dans des environnements complexes, comme les zones urbaines denses ou les sites industriels encombrés [14].

I.2.2. Drones à Voilure Fixe

Les drones à voilure fixe présent dans la Figure I.3, inspirés des avions traditionnels, utilisent des ailes pour générer une portance aérodynamique, ce qui leur confère une efficacité énergétique supérieure et une autonomie prolongée par rapport aux multirotors. Certains modèles, comme le Skyeye Giant Eye, peuvent rester en vol pendant 6 à 8 heures, ce qui les rend idéaux pour des missions de longue portée, telles que la cartographie à grande échelle, la surveillance de pipelines, la collecte de données environnementales ou la patrouille de frontières. Leur conception aérodynamique permet des vitesses plus élevées et une couverture de vastes zones, mais elle impose des contraintes opérationnelles, notamment un besoin d'espace pour le décollage et l'atterrissage, souvent à l'aide d'une piste, d'une catapulte ou d'un système de récupération par filet [15].

Le pilotage des drones à voilure fixe est plus complexe que celui des multirotors, car il nécessite une gestion précise des paramètres aérodynamiques, tels que l'altitude, la vitesse, l'angle d'attaque et les conditions de vent. Les opérateurs doivent également prendre en compte les turbulences atmosphériques et les variations de pression pour éviter les pertes de contrôle. Malgré ces défis, leur efficacité énergétique et leur capacité à transporter des charges utiles lourdes, comme des capteurs LiDAR ou des caméras multispectrales, en font des outils privilégiés pour les applications nécessitant une couverture étendue et une longue endurance [16].

I.2.3. Drones Hybrides

Les drones hybrides représentent une innovation majeure dans la technologie des drones présent dans la Figure I.2, combinant les avantages des multicopters et des drones à voilure fixe. Ils offrent des capacités de décollage et d'atterrissage verticaux (VTOL), ce qui leur permet d'opérer dans des environnements contraints sans nécessiter de piste, tout en bénéficiant de l'efficacité énergétique et de l'autonomie des drones à voilure fixe en vol horizontal. Des modèles comme le WingtraOne illustrent cette polyvalence, avec une capacité à basculer sans effort entre les modes de vol stationnaire et de vol soutenu, ce qui les rend particulièrement adaptés aux missions d'arpentage topographique, de cartographie géospatiale ou de surveillance de grandes infrastructures[17].

La conception des drones hybrides repose sur une architecture complexe, intégrant des rotors pour le décollage et l'atterrissage, ainsi que des ailes pour le vol à haute vitesse. Cette dualité améliore leur flexibilité opérationnelle, mais elle introduit des défis en termes de contrôle, notamment à basse vitesse, où les transitions entre les modes de vol peuvent être instables. Les systèmes de contrôle avancés, combinant des algorithmes de régulation et des capteurs de haute précision, sont essentiels pour garantir une navigation fluide et sécurisée dans des conditions variées [18].



Figure I.2: La figure Conceptions d'aéronefs à rotors multiples en différentes formations[18].



Figure I.3: Drone à voilure fixe WingtraOne utilisé pour les applications de cartographie et de topographie de haute précision[20].

I.3. Composants Technologiques des Drones

I.3.1. Systèmes de Propulsion

Les systèmes de propulsion sont au cœur des performances des drones et varient considérablement selon leur type et leur application. Les multicopters utilisent principalement des moteurs électriques à courant continu sans balais (brushless DC motors), qui offrent une réponse rapide, un contrôle précis et un fonctionnement silencieux, idéal pour des missions discrètes comme la surveillance urbaine ou la photographie aérienne. Ces moteurs sont alimentés par des batteries lithium-polymère (LiPo), qui offrent une densité énergétique élevée mais limitent l'autonomie à environ 20-30 minutes pour les modèles standards. Les innovations récentes, telles que les batteries lithium-soufre ou les piles à combustible, visent à prolonger cette autonomie, bien que leur adoption reste limitée par des contraintes de coût et de poids[21].

Les drones à voilure fixe, en revanche, peuvent intégrer des moteurs à combustion interne (essence, kérosène ou diesel) pour une endurance accrue, souvent nécessaire pour des missions de longue durée comme la surveillance de vastes zones. Cependant, ces moteurs sont plus bruyants et moins respectueux de l'environnement, ce qui pousse certains fabricants à privilégier des moteurs électriques pour des applications civiles. Les configurations hybrides, combinant des moteurs électriques pour le décollage et l'atterrissage avec des moteurs thermiques pour le vol soutenu, optimisent l'efficacité énergétique tout en conservant une flexibilité opérationnelle[22].

Un aspect clé des systèmes de propulsion modernes est la redondance, particulièrement dans les drones multiroteurs. Les conceptions à six ou huit rotors permettent de maintenir le vol en cas de panne d'un moteur, améliorant la sécurité pour les missions critiques. De plus, les avancées dans les matériaux, comme les composites en fibre de carbone, réduisent le poids des moteurs et des hélices, augmentant ainsi l'efficacité globale du drone [23].

I.3.2. Capteurs et Charges Utiles

Les capteurs sont essentiels pour la navigation comme dans la Figure I.5, la stabilisation et la collecte de données, transformant les drones en plateformes intelligentes capables d'opérer dans des environnements complexes. Les modules GPS, qui calculent la position tridimensionnelle du drone (latitude, longitude, altitude) à partir des signaux de satellites, sont indispensables pour les missions autonomes. Les systèmes GPS différentiels (DGPS) ou RTK (Real-Time Kinematic) améliorent la précision à quelques centimètres, ce qui est crucial pour des applications comme l'arpentage ou la cartographie de précision[24].

Les unités de mesure inertielle (IMU), composées d'accéléromètres, de gyroscopes et parfois de magnétomètres, jouent un rôle complémentaire en surveillant l'orientation (tangage, roulis, lacet), l'accélération linéaire et la vitesse angulaire. Ces capteurs permettent une navigation stable dans des environnements où les signaux GPS sont faibles ou absents, comme en intérieur, dans des canyons urbains ou sous un couvert forestier dense. Les données des IMU sont fusionnées avec celles du GPS via des algorithmes de filtrage, comme le filtre de Kalman, pour fournir une estimation robuste de la position et de l'orientation du drone.

Les charges utiles, adaptées aux objectifs de la mission, incluent une gamme variée d'instruments. Les caméras haute résolution (visible, infrarouge, multispectral) sont utilisées pour la photographie aérienne, la surveillance ou l'analyse agricole. Les capteurs thermiques détectent les variations de température, ce qui est utile pour localiser des personnes disparues ou identifier des fuites dans des infrastructures. Les systèmes LiDAR, qui génèrent des modèles 3D précis à l'aide de lasers, sont privilégiés pour la cartographie topographique et l'inspection d'infrastructures. Enfin, des capteurs chimiques ou environnementaux peuvent être intégrés pour surveiller la qualité de l'air, détecter des polluants ou analyser des écosystèmes comme le modèle qui présenté dans la Figure I.4 [25].



Figure I.4: Un drone Fly-n-Sense X4 en vol proche d'un incendie [29].



Figure I.5: Unité des capteurs pour le système de contrôle intelligent[30] .

I.3.3. Systèmes de Contrôle et Logiciels

Les systèmes de contrôle comme la Figure I.6, souvent appelés autopilotes, constituent le cerveau des drones, orchestrant leurs opérations en traitant les données des capteurs pour assurer la stabilité, la navigation et l'exécution des missions. Ces systèmes intègrent des microcontrôleurs ou des FPGA (Field-Programmable Gate Arrays) capables de gérer des calculs en temps réel, ainsi que des algorithmes avancés, tels que les régulateurs PID, les filtres de Kalman ou les approches basées sur l'apprentissage automatique, pour ajuster les trajectoires et répondre aux variations environnementales, comme les turbulences ou les changements de vent[26].

L'autopilote gère plusieurs fonctions critiques, notamment la stabilisation (maintien de l'équilibre en vol), la navigation (suivi des waypoints ou des itinéraires prédéfinis) et l'évitement d'obstacles (grâce à des capteurs comme le LiDAR ou les caméras stéréo). Les drones modernes intègrent également des fonctionnalités autonomes avancées, telles que le «

Return to Home », qui ramène le drone à son point de départ en cas de perte de signal ou de faible niveau de batterie, ou le suivi d'objets basé sur la vision par ordinateur[27].

Les réseaux de communication sont essentiels pour les opérations à distance, permettant l'échange de données entre le drone et la station de contrôle. Ces réseaux comprennent plusieurs canaux : un canal de commande (liaison montante) pour envoyer des instructions au drone, un canal de télémétrie (liaison descendante) pour transmettre des données comme la position, l'altitude ou le niveau de batterie, et un canal dédié aux charges utiles pour envoyer des flux vidéo ou des images en temps réel. Les protocoles de communication, tels que les fréquences radio (2,4 GHz, 5,8 GHz) ou les réseaux cellulaires (4G/5G), garantissent une connectivité fiable, même à longue distance.

Les logiciels associés, comme Mission Planner, QGroundControl ou DJI GO, permettent aux opérateurs de programmer des missions, de surveiller les performances en temps réel et d'analyser les données collectées. Ces outils offrent des interfaces intuitives pour définir des trajectoires, ajuster les paramètres de vol et visualiser les flux vidéo, rendant les drones accessibles à des utilisateurs non spécialisés tout en offrant des fonctionnalités avancées pour les professionnels [28].



Figure I.6: Schéma d'un système de drone avec unité de contrôle[31].

I.4. Principes de Vol et Navigation

I.4.1. Mécanique du Vol

Le vol des drones repose sur des principes aérodynamiques fondamentaux, qui varient selon leur type. Pour les multirotors, les rotors ou hélices génèrent une portance proportionnelle à leur vitesse de rotation, permettant l'ascension, la descente ou le vol stationnaire. La stabilité directionnelle est maintenue par des ajustements précis de la puissance des rotors, orchestrés par des algorithmes de contrôle qui analysent en continu les données des capteurs embarqués.

Par exemple, pour effectuer un virage à gauche, le système augmente la vitesse des rotors droits tout en réduisant celle des rotors gauches, créant un couple différentiel qui oriente le drone.

Les drones à voilure fixe, en revanche, dépendent de la portance aérodynamique générée par leurs ailes, ce qui nécessite une vitesse minimale pour rester en vol. Leur contrôle repose sur des surfaces aérodynamiques, comme les ailerons, les gouvernes de profondeur et de direction, ainsi que sur des ajustements de la puissance du moteur pour gérer l'altitude et la direction. Les drones hybrides combinent ces principes, utilisant des rotors pour le décollage et l'atterrissage verticaux, puis des ailes pour le vol soutenu à haute vitesse, ce qui exige des systèmes de contrôle capables de gérer les transitions entre les modes de vol[32].

La stabilité en vol est un défi majeur, particulièrement pour les multicopters, qui doivent compenser les perturbations externes, comme les rafales de vent. Les algorithmes de contrôle, tels que les régulateurs PID, ajustent en temps réel la puissance des rotors pour maintenir l'équilibre, tandis que les IMU fournissent des données critiques sur l'orientation

et l'accélération. Les drones modernes intègrent également des capteurs de vent ou des modèles prédictifs pour anticiper les perturbations et optimiser la stabilité [33].

I.4.2. Navigation par GPS

Les systèmes de navigation par GPS sont indispensables pour les missions autonomes, fournissant des coordonnées tridimensionnelles précises (latitude, longitude, altitude) en calculant le temps de propagation des signaux émis par une constellation de satellites. Cette précision, généralement de l'ordre de quelques mètres pour les systèmes GPS standards, permet aux drones de suivre des itinéraires prédéfinis, de revenir automatiquement à leur point de départ (fonction « Return to Home ») ou d'exécuter des missions complexes, comme la cartographie ou la surveillance de zones étendues.

Les systèmes GPS différentiels (DGPS) ou RTK (Real-Time Kinematic) améliorent cette précision à quelques centimètres, ce qui est crucial pour des applications nécessitant une exactitude extrême, comme l'arpentage topographique, la construction ou l'agriculture de précision. Par exemple, un drone équipé d'un système RTK peut cartographier un terrain avec une précision suffisante pour générer des modèles 3D exploitables par des logiciels de conception assistée par ordinateur (CAO) [34].

Cependant, le GPS présente des limites, notamment dans les environnements où les signaux satellites sont obstrués, comme les zones urbaines denses, les forêts ou les bâtiments. Dans ces cas, les drones s'appuient sur d'autres systèmes de navigation, comme les IMU ou les

technologies de localisation visuelle (SLAM, Simultaneous Localization and Mapping), pour maintenir leur position et leur orientation [35].

I.4.3. Unités de Mesure Inertielle (IMU)

Les unités de mesure inertielle (IMU) sont des composants fondamentaux de la technologie des drones, fournissant des données essentielles pour la navigation et la stabilisation. Une IMU typique se compose de trois accéléromètres, qui mesurent l'accélération linéaire le long des axes x, y et z, et de trois gyroscopes, qui mesurent la vitesse angulaire (tangage, roulis, lacet). Certains systèmes incluent également des magnétomètres pour détecter l'orientation par rapport au champ magnétique terrestre, ce qui améliore la précision dans les environnements complexes.

Les IMU permettent aux drones de maintenir leur stabilité et de naviguer dans des conditions où les signaux GPS sont indisponibles, comme en intérieur, dans des canyons urbains ou sous un couvert forestier. Les données des IMU sont fusionnées avec celles du GPS et d'autres capteurs (baromètres, capteurs optiques) via des algorithmes de filtrage, comme le filtre de Kalman, pour fournir une estimation robuste de la position, de l'orientation et de la vitesse du drone.

La précision des IMU est cruciale pour les missions autonomes, car même de petites erreurs dans les mesures d'accélération ou de rotation peuvent s'accumuler avec le temps, entraînant une dérive de la position. Les IMU modernes utilisent des technologies avancées, comme les gyroscopes à fibre optique (FOG) ou les accéléromètres MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems), pour minimiser ces erreurs et garantir une navigation fiable [36].

I.5. Cadres Réglementaires

I.5.1. Réglementations Nationales

Les réglementations encadrant l'utilisation des drones varient considérablement d'un pays à l'autre, reflétant des approches différentes pour intégrer ces technologies dans les espaces aériens nationaux. Aux États-Unis, la Federal Aviation Administration (FAA) impose l'enregistrement de tous les drones commerciaux pesant plus de 250 grammes et exige que les opérateurs obtiennent un certificat de pilote à distance (Part 107). Ce certificat nécessite une formation sur les règles de l'espace aérien, les procédures de sécurité et la gestion des risques. Des restrictions strictes s'appliquent aux altitudes de vol (maximum 400 pieds, soit environ 120 mètres) et aux zones interdites, comme les aéroports, les stades ou les zones sensibles[37].

Au Canada, Transport Canada impose des exigences similaires, obligeant l'enregistrement des drones de plus de 250 grammes et la certification des opérateurs. Les drones doivent respecter des zones d'exclusion aérienne et maintenir une distance minimale des zones peuplées, sauf autorisation spéciale. En France, des réglementations régionales supplémentaires exigent une notification préalable pour les vols au-dessus des zones urbaines, ainsi que des restrictions sur l'utilisation des caméras pour protéger la vie privée des citoyens. Ces réglementations sont souvent accompagnées de sanctions en cas de non-conformité, soulignant l'importance de la formation des opérateurs [38].

I.5.2. Réglementations Internationales

Au niveau international, l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) joue un rôle clé dans l'harmonisation des normes pour les opérations de drones comme l'exemple de l'humanitaires dans la Figure I.7, en mettant l'accent sur la sécurité, l'efficacité et la prévention des interférences avec les aéronefs habités. Les directives de l'OACI encouragent les pays à développer des cadres réglementaires adaptés tout en favorisant l'innovation technologique.

En Europe, le règlement UE 2019/947, mis en œuvre par l'Agence européenne de la sécurité aérienne (EASA), classe les opérations de drones en trois catégories en fonction de leur niveau de risque : Ouvert (risque faible, par exemple, drones récréatifs), Spécifique (risque modéré, par exemple, drones commerciaux dans des zones peuplées) et Certifié (risque élevé, par exemple, drones transportant des marchandises dangereuses). Chaque catégorie impose des exigences spécifiques en matière de formation des pilotes, d'équipement (comme les systèmes d'identification à distance) et de restrictions opérationnelles, telles que les limites d'altitude ou les zones de vol autorisées.

Des initiatives comme U-Space, en Europe, visent à intégrer les drones dans les systèmes de gestion du trafic aérien (ATM) existants, en utilisant des technologies avancées comme l'identification à distance, le géorepérage et la communication en temps réel. Ces systèmes permettent de surveiller et de contrôler les vols de drones dans des environnements aériens encombrés, garantissant la sécurité tout en facilitant l'expansion des applications commerciales. À l'échelle mondiale, les cadres réglementaires continuent d'évoluer pour répondre à la croissance exponentielle du secteur des drones, qui devrait atteindre des milliards de dollars d'ici la fin de la décennie [39].

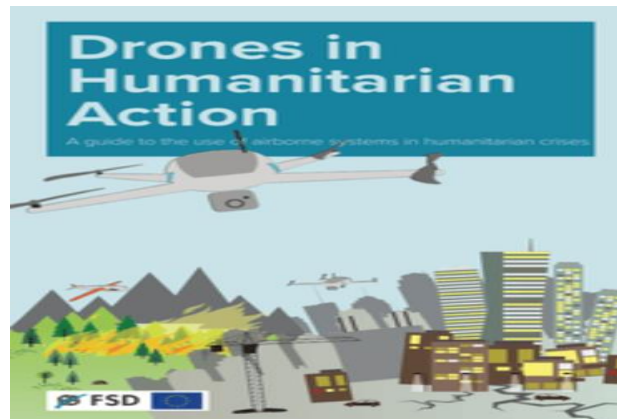


Figure I.7: Drones dans les actions humanitaires [40].

I.6. Applications Techniques des Drones

I.6.1. Applications en Agriculture

Les drones révolutionnent l'agriculture de précision en permettant une surveillance détaillée des cultures à l'aide de capteurs multispectraux, thermiques et LiDAR. Ces capteurs collectent des données sur des paramètres critiques, comme l'indice de végétation normalisé par différence (NDVI), l'humidité du sol, la température des plantes et la présence de ravageurs ou de maladies. Par exemple, un drone équipé d'une caméra multispectrale peut survoler un champ de plusieurs hectares en quelques minutes, générant des cartes détaillées qui identifient les zones de stress des cultures. Ces informations permettent aux agriculteurs d'optimiser l'irrigation, la fertilisation et la lutte antiparasitaire, réduisant ainsi les coûts et l'impact environnemental.

Les drones agricoles sont également utilisés pour la pulvérisation de précision, appliquant des pesticides ou des engrais uniquement là où ils sont nécessaires, ce qui minimise le gaspillage et les effets sur les écosystèmes environnants. Des modèles comme le DJI S-800 dans la Figure I.8 peuvent transporter jusqu'à 30 litres de liquide et couvrir plusieurs hectares en une seule mission, augmentant l'efficacité par rapport aux méthodes traditionnelles. De plus, les drones facilitent la cartographie 3D des champs, permettant une planification précise des cultures et une gestion optimisée des ressources [41].



Figure I.8: Un Multicopter DJI-S800[42].

I.6.2. Applications en Logistique

Dans le secteur de la logistique, les drones offrent une solution rapide et économique pour la livraison de colis, en particulier dans les zones reculées ou difficiles d'accès. Des entreprises comme Amazon (Prime Air), UPS et DHL développent des systèmes de livraison par drone capables de transporter des charges légères (jusqu'à 5 kg) sur des distances courtes, souvent inférieures à 20 km. Ces systèmes s'appuient sur des drones hybrides, qui combinent une autonomie prolongée avec des capacités de décollage et d'atterrissage verticaux (VTOL), réduisant ainsi le besoin d'infrastructures au sol.

Un modèle prometteur est la livraison par camion assistée par drone, où un camion transporte plusieurs drones qui effectuent des livraisons de dernier kilomètre. Ce système optimise l'efficacité en combinant la capacité de charge des camions avec la rapidité des drones, réduisant les coûts de main-d'œuvre et les délais de livraison. Cependant, des défis subsistent, notamment en matière de réglementation, de gestion de l'espace aérien urbain et de sécurité, car les drones doivent naviguer dans des environnements encombrés tout en évitant les collisions avec d'autres aéronefs ou des obstacles au sol [43].

I.6.3. Applications en Surveillance et Sécurité

Les drones sont devenus des outils essentiels pour la surveillance et la sécurité, utilisés par les forces de l'ordre, les entreprises de sécurité privées et les organisations humanitaires.

Équipés de caméras haute résolution, de capteurs infrarouges ou de systèmes de détection acoustique, ils permettent une surveillance en temps réel de vastes zones, réduisant les risques pour les agents sur le terrain. Par exemple, les départements de police utilisent des drones pour surveiller les rassemblements publics, identifier des activités criminelles ou collecter des preuves dans des zones dangereuses.

Dans le secteur de la construction, les drones sont déployés pour lutter contre le vol et le vandalisme sur les chantiers. Équipés de caméras thermiques, ils peuvent détecter des intrusions non autorisées ou des activités suspectes, même de nuit. Lors des opérations de recherche et de sauvetage, les drones équipés de capteurs thermiques peuvent localiser des personnes disparues dans des environnements hostiles, comme des forêts denses ou des zones sinistrées, en fournissant des images en temps réel aux équipes de secours.

Cependant, l'utilisation des drones pour la surveillance soulève des préoccupations éthiques, notamment en matière de vie privée. La collecte de données visuelles ou audio sans consentement peut entraîner des violations des droits individuels, ce qui nécessite des réglementations strictes pour encadrer leur usage [44].

I.7. Défis Techniques et Perspectives

I.7.1. Limitations Technologiques

Malgré leurs avancées, les drones font face à plusieurs contraintes techniques qui limitent leur efficacité opérationnelle. L'autonomie des batteries reste un défi majeur, en particulier pour les multicopters, dont la durée de vol est généralement comprise entre 20 et 30 minutes. Cette limitation oblige les opérateurs à prévoir des batteries de rechange ou des stations de recharge, ce qui peut interrompre les missions de longue durée. Les drones à voilure fixe, bien qu'ils offrent une autonomie plus longue, sont moins adaptés aux environnements contraints en raison de leurs besoins en espace pour le décollage et l'atterrissage.

Les conditions météorologiques, comme les vents forts, la pluie ou les températures extrêmes, peuvent affecter la stabilité et la précision de la navigation, nécessitant des capteurs robustes et des algorithmes de contrôle avancés. Par exemple, les drones opérant dans des environnements glacés doivent être équipés de systèmes de dégivrage pour éviter l'accumulation de glace sur les rotors ou les ailes, ce qui peut compromettre leur stabilité.

La durabilité des composants est un autre défi, particulièrement pour les drones de petite taille, qui utilisent souvent des matériaux moins résistants pour réduire les coûts. Ces drones sont plus susceptibles de subir des pannes mécaniques ou des dommages lors d'opérations intensives, ce qui limite leur fiabilité pour les applications critiques [45].

I.7.2. Perspectives Futures

Les progrès en intelligence artificielle (IA) et en apprentissage automatique ouvrent de nouvelles perspectives pour les drones, notamment dans les domaines de l'autonomie et de la prise de décision. Les drones autonomes, capables de naviguer dans des environnements complexes sans intervention humaine, sont en cours de développement pour des applications comme les essaims de drones coordonnés, où plusieurs drones collaborent pour accomplir des missions complexes, comme la cartographie d'une zone sinistrée ou la surveillance d'un événement à grande échelle.

Les avancées dans les technologies de batteries, comme les batteries lithium-soufre ou les piles à combustible à hydrogène, promettent de prolonger l'autonomie des drones, rendant possibles des missions de longue durée. Les matériaux composites légers, comme la fibre de carbone ou les polymères avancés, réduisent le poids des drones tout en augmentant leur robustesse, ce qui améliore leur efficacité énergétique et leur durabilité.

Enfin, l'intégration des drones dans les systèmes de gestion du trafic aérien (UTM, Unmanned Traffic Management) est une priorité pour les régulateurs et les industriels. Ces systèmes utiliseront des technologies comme l'identification à distance, la communication 5G et l'analyse prédictive pour gérer des milliers de drones dans des espaces aériens encombrés, garantissant la sécurité tout en facilitant l'expansion des applications commerciales. Ces développements devraient transformer les drones en outils encore plus polyvalents et indispensables dans les années à venir [46].

I.8. Conclusion

Ce premier chapitre a permis d'explorer en profondeur l'univers des drones, en mettant en lumière leur origine historique, leur évolution technologique, ainsi que leur impact grandissant dans de multiples domaines d'activité. En tant que systèmes intelligents et modulables, les drones se distinguent par leur capacité à s'adapter à des missions variées grâce à une combinaison de capteurs avancés, de logiciels de pilotage autonomes et de structures mécaniques sophistiquées. Leur classification en multicopters, voilures fixes ou hybrides illustre la richesse de cette technologie, chaque type répondant à des besoins opérationnels spécifiques.

Au-delà de leurs atouts techniques, les drones soulèvent également des enjeux réglementaires, éthiques et sociétaux qui nécessitent une réflexion approfondie afin de garantir une utilisation responsable et sécurisée. Le développement rapide des technologies embarquées, couplé à l'émergence de nouvelles applications industrielles et civiles, laisse présager un avenir prometteur où les drones joueront un rôle central dans la transformation numérique et l'optimisation des processus humains. Ce panorama général pose ainsi les bases pour aborder, dans les chapitres suivants, des aspects plus techniques liés à la modélisation, au contrôle et à la mise en œuvre concrète des drones dans des scénarios complexes [47].

Chapitre II : Modélisation du Quadrirotor

II.1. Introduction

La modélisation d'un quadrirotor constitue une étape cruciale dans le développement des véhicules aériens sans pilote (UAV), permettant de comprendre leurs dynamiques complexes et de concevoir des systèmes de contrôle robustes[48]. Ce chapitre se concentre exclusivement sur la configuration 'x', où les quatre rotors sont disposés en diagonale par rapport au centre de masse, offrant une maniabilité optimale pour des applications variées telles que la surveillance, la cartographie aérienne, les compétitions de drones, et la recherche scientifique. En adoptant le formalisme de Newton-Euler, nous dérivons un modèle mathématique exhaustif, implémenté dans MATLAB/Simulink, intégrant des contrôleurs PID pour stabiliser les angles d'Euler (ϕ , ϑ , ψ) et l'altitude (Z). Les hypothèses du modèle[49].

Depuis leur émergence dans les années 2000, les quadrirotors ont transformé les domaines de l'aéronautique et de la robotique grâce à leur simplicité mécanique, leur agilité, et leur capacité à opérer dans des environnements contraints. [La configuration 'x', par rapport à la configuration '+', offre une distribution plus équilibrée des couples de contrôle, ce qui la rend idéale pour les manœuvres complexes. Ce chapitre s'appuie sur les travaux fondateurs de, les développements pratiques de, et des contributions complémentaires comme pour fournir une modélisation complète, enrichie par des analyses théoriques, des simulations, et des perspectives d'application.

II.2. Description du Quadrirotor

Un quadrirotor est un UAV propulsé par quatre rotors, chacun entraîné par un moteur sans balais (BLDC). En configuration 'x', les rotors sont positionnés en diagonale, formant une croix, ce qui permet des mouvements précis dans les six degrés de liberté : translations selon les axes X, Y, Z, et rotations en roulis (ϕ), tangage (θ), et lacet (ψ)[1]. Cette configuration est particulièrement adaptée aux applications nécessitant une agilité accrue, telles que les courses de drones ou les missions de reconnaissance en espaces restreints [50].

II.2.1. Composants Principaux

Les composants clés d'un quadrirotor incluent dans la Figure II.1:

1. **Moteurs BLDC** : Fournissent la poussée et le couple, contrôlés par des contrôleurs électroniques de vitesse (ESC) qui traduisent les signaux PWM en courants électriques. Les moteurs typiques, comme les Turnigy Multistar, offrent une efficacité élevée pour une masse réduite[51].

2. **Hélices** : Génèrent une poussée proportionnelle au carré de la vitesse angulaire ($Trust = b\Omega^2$), conforme à l'hypothèse 4. Leur conception (pas, diamètre) Influence directement les performances[13].

3. **Batterie LiPo** : Alimente le système, avec une capacité typique de 700 mA h à 11.1 V (3S), offrant une autonomie de 5 à 10 minutes[21].

4. **Unité de mesure inertielle (IMU)** : Combine gyroscopes et accéléromètres pour mesurer les vitesses angulaires et accélérations, essentielles pour la stabilisation[24].

5. **Contrôleur de vol** : Traite les données des capteurs, exécute les algorithmes de contrôle, et génère les commandes PWM pour les ESC[26].

6. **Système de communication** : Utilise des émetteurs/récepteurs à 2.4 GHz pour transmettre les commandes utilisateur, avec une portée typique de 1 km[27].

7. **Châssis** : Structure rigide en fibre de carbone ou plastique, conçue pour minimiser la masse tout en assurant la symétrie (hypothèse 2) [15].

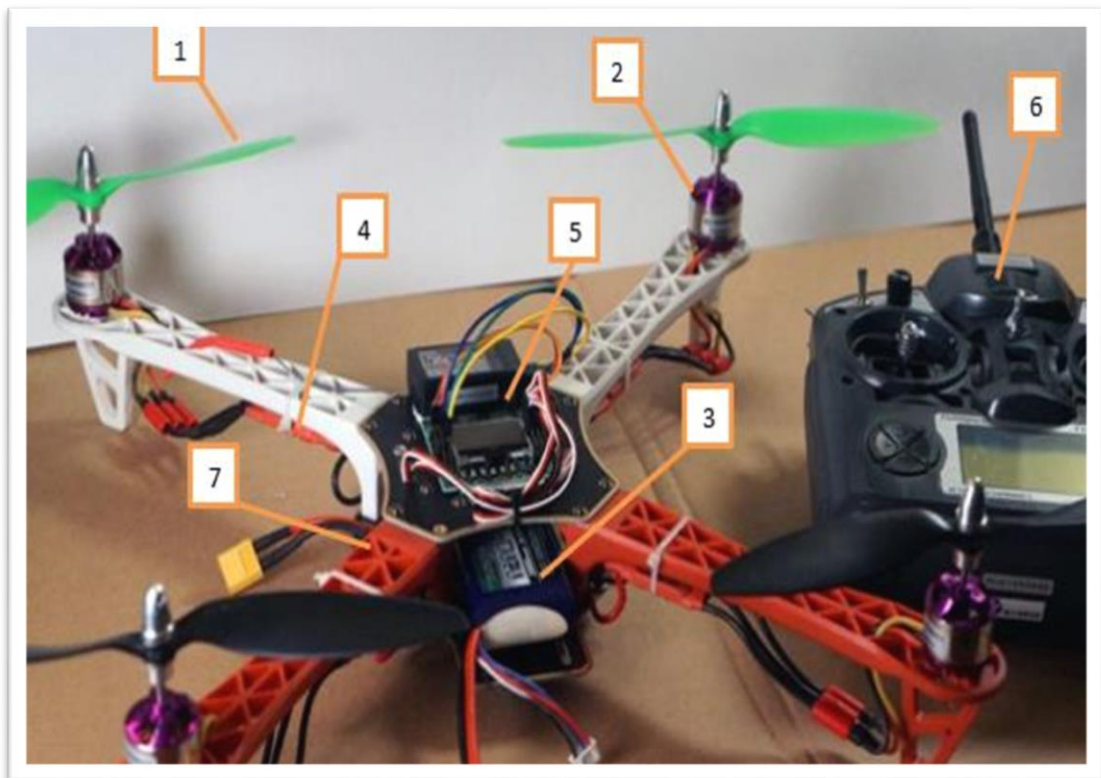


Figure II.1 :Quadcopter components [31].

II.2.2. Mouvements Principaux du Quadrirotor

Les mouvements sont contrôlés par la variation des vitesses angulaires des rotors ($\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$), numérotés dans le sens antihoraire à partir du quadrant avant-droit :

- **Roulis** : Rotation autour de l'axe x , obtenue en augmentant Ω_1 et Ω_4 tout en diminuant Ω_2 et Ω_3 , créant un couple qui incline le quadrirotor vers l'est (dans le repère NED avec $\psi = 0$). Ce mouvement est essentiel pour les translations latérales[32] sont présentés dans les figures II.2.

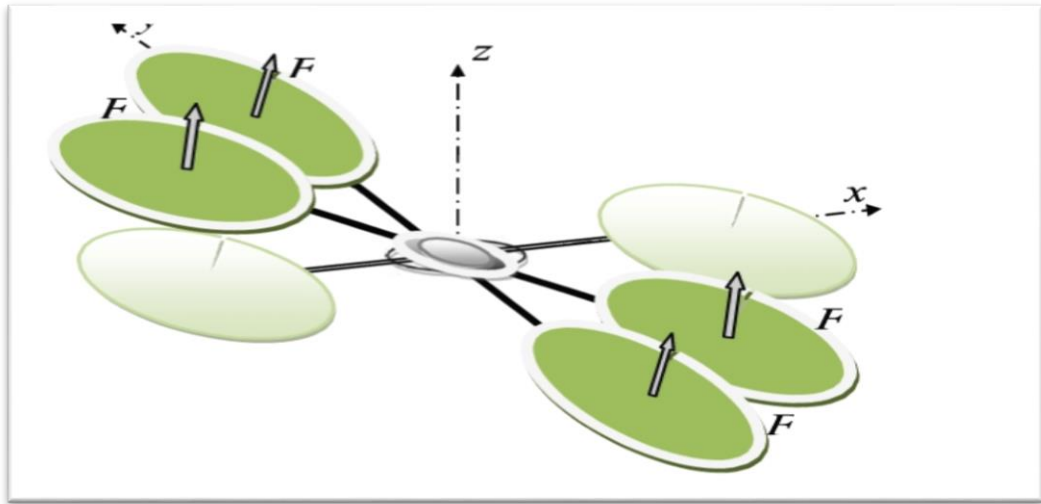


Figure II.2 : Illustration du mouvement de roulis [33].

- **Tangage** : Rotation autour de l'axe y , réalisée en augmentant Ω_1 et Ω_2 et en diminuant Ω_3 et Ω_4 , inclinant le quadrirotor vers le sud pour les translations longitudinales[32] sont présentés dans les figures II.3.

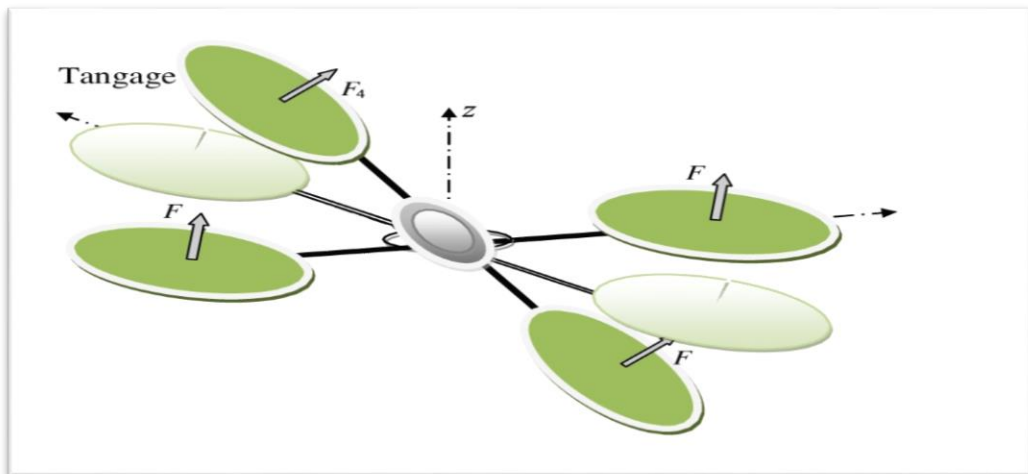


Figure II.3 : Illustration du mouvement de tangage[33].

- **Translation verticale** : Mouvement le long de z , contrôlé par l'augmentation ou la diminution simultanée de la poussée de tous les rotors, essentiel pour le décollage et l'atterrissage [32] sont présentés dans les figures II.4.

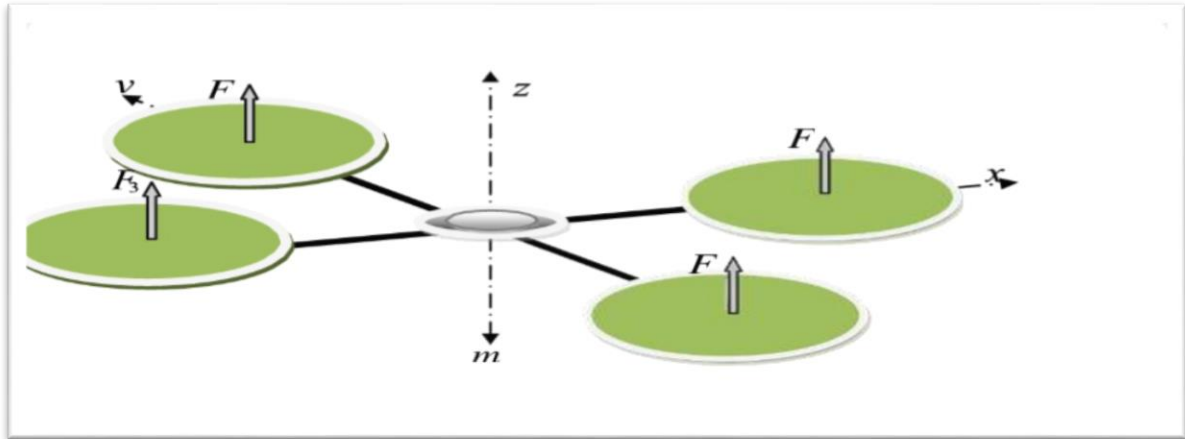


Figure II.4 : illustration de Translation verticale[33].

- **Lacet** : Rotation autour de l'axe z , générée par des couples opposés (par exemple, Ω_1 et Ω_3 horaires, Ω_2 et Ω_4 antihoraires), permettant une réorientation azimutale[32] sont présentés dans les figures II.5.

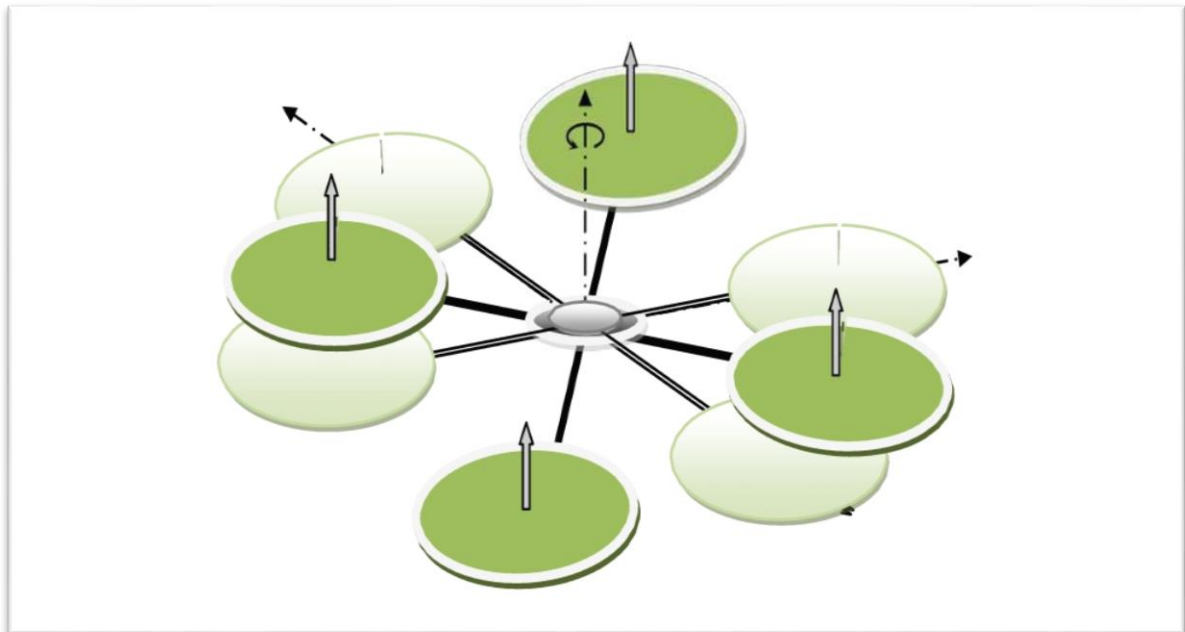


Figure II.5: illustration du mouvement de lacet[33].

II.2.3. Comparaison avec la Configuration

La configuration 'x' diffère de la configuration '+' par plusieurs aspects sont présentés dans les figures II.6 :

- **Disposition des rotors** : En 'x', les rotors sont alignés à 45° des axes x et y , formant une croix, tandis qu'en '+', ils sont alignés avec les axes principaux, simplifiant les équations de contrôle mais limitant l'agilité.
- **Couples de contrôle** : En 'x', les couples de roulis et tangage sont générés par des combinaisons diagonales des vitesses des rotors, offrant une répartition plus équilibrée pour les mouvements complexes.
- **Maniabilité** : La configuration 'x' est plus adaptée aux virages rapides et aux trajectoires 3D, comme dans les courses de drones, en raison de la distribution des couples [48].
- **Complexité de contrôle** : La configuration 'x' nécessite des équations de contrôle légèrement plus complexes (facteur $\sin(\pi/4)$) dans, mais elle est préférée pour les applications agiles.

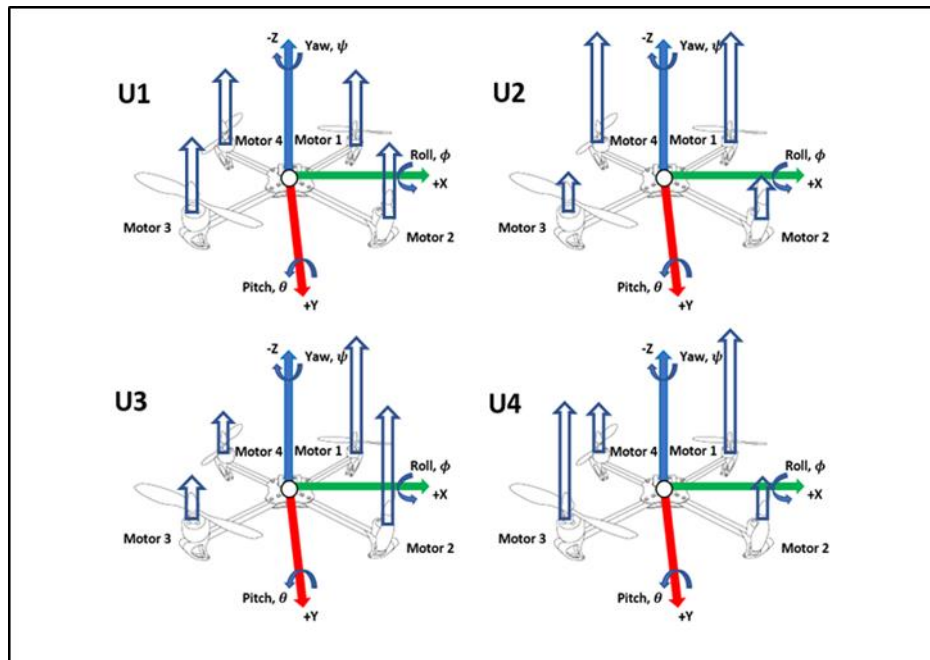


Figure II.6: -'x' orientation input commandes[50].

II.2.4. Contexte Historique et Évolution

Les quadrirotors ont évolué depuis les premiers prototypes des années 1920, comme le Gyroplane de Breguet-Richet, jusqu'aux drones modernes des années 2000, propulsés par des

avancées en électronique et en contrôle. La configuration 'x' est devenue populaire dans les années 2010 avec l'essor des drones de loisir et professionnels, grâce à sa capacité à gérer des mouvements complexes. Les travaux de [6] ont posé les bases théoriques pour la modélisation, tandis qu'a intégré ces concepts dans des outils modernes comme Simulink. [6]

II.3. Objectif de la Modélisation

L'objectif principal est de développer un modèle mathématique précis pour un quadrirotor en configuration 'x', respectant les hypothèses, afin de :

- **Prédire les dynamiques de vol pour concevoir des contrôleurs robustes, capables de stabiliser le quadrirotor dans des conditions variées.**
- **Simuler des scénarios de vol dans MATLAB/Simulink pour valider les performances théoriques et pratiques.**
- **Intégrer des dynamiques réalistes, telles que les limitations des moteurs, le bruit des capteurs, et les contraintes énergétiques, tout en respectant les hypothèses de rigidité, symétrie, et absence de perturbations.**
- **Servir de base pour des applications avancées, comme la navigation autonome, la cartographie 3D, ou la coordination multi-drones.**
- **Contribuer à la recherche académique en fournissant un modèle reproductible et extensible.**

Le modèle doit équilibrer la complexité (pour capturer les interactions dynamiques) et la simplicité (pour la simulation et le contrôle en temps réel), conformément à l'hypothèse de corps rigide [9].

II.4. Modélisation du Quadrirotor

II.4.1. Approches de Modélisation

Deux approches principales sont utilisées pour modéliser les quadrirotors[49] :

- a. **Analytique : Basée sur les lois physiques (Newton-Euler ou Lagrange), elle dérive des équations à partir des propriétés du système, offrant une précision théorique.**
- b. **Expérimentale : Utilise des données mesurées (par exemple, via un banc d'essai) pour estimer les paramètres, adaptée aux systèmes réels mais moins généralisable.**

Ce chapitre adopte l'approche analytique via Newton-Euler, pour sa rigueur et sa compatibilité avec la simulation. Les paramètres expérimentaux, comme les coefficients de poussée (b) et de traînée (d), sont intégrés pour refléter les conditions réelles, validés par les. Une approche hybride pourrait être envisagée dans les travaux futurs, combinant les deux méthodes pour améliorer la précision.

II.4.2. Modèle Mathématique selon le Formalisme Newton-Euler

Le formalisme Newton-Euler combine les lois de Newton pour les translations et les équations d'Euler pour les rotations, décrivant les forces et couples agissant sur le quadrirotor. Ce cadre est particulièrement adapté aux systèmes multicorps comme les quadrirotors, car il permet de modéliser les interactions entre les rotors et le corps rigide, conformément à l'hypothèse 1 (corps rigide)

Les forces principales incluent [50]:

- **Poussée des rotors** : Chaque rotor génère une poussée $b\Omega^2$, agissant le long de l'axe z du repère du corps, conforme à l'hypothèse 4.
- **Poids** : La force gravitationnelle mg agit vers le bas dans le repère NED, influençant l'équation de l'altitude (8).
- **Résistance de l'air** : Modélisée comme des forces proportionnelles aux vitesses ($A_x\dot{X}$, $A_y\dot{Y}$, $A_z\dot{Z}$), simplifiée par l'hypothèse 5 (absence de perturbations complexes). Les couples incluent $\Omega_r = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4$ ont :
- **Couples de contrôle** : Générés par les différences de poussée entre les, permettant les rotations en roulis, tangage, et lacet.
- **Couples gyroscopiques** : Dus à l'inertie des rotors ($J_r\Omega_r$), équations angulaires reflétant la dynamique des rotors en rotation rapide.

II.4.3. Systèmes de Coordonnées

Deux systèmes de coordonnées sont utilisés pour décrire les dynamiques du quadrirotor :

- **Repère NED (North-East-Down)** : Axes X (nord), Y (est), Z (bas), fixe par rapport à la Terre, utilisé pour les positions et vitesses globales. Le choix de Z positif vers le bas est standard pour les UAV opérant près de la surface sont présentés dans les figures

II.7.

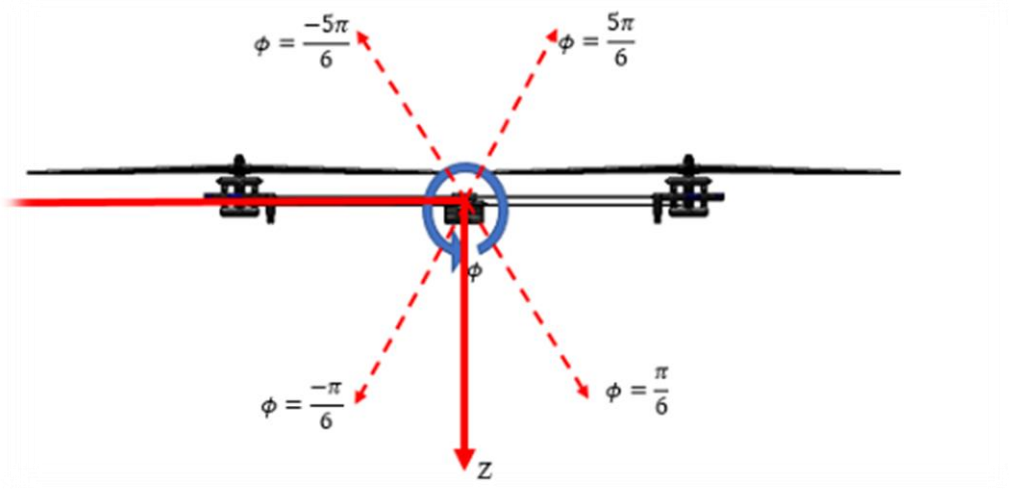


Figure II.7 : Limites de l'angle Phi

- **Repère du corps** : Axes x , y , z alignés avec la structure du quadrirotor, avec l'origine au centre de gravité (hypothèse 3). Les angles d'Euler (ϕ , θ , ψ) décrivent l'orientation par rapport au NED.

La matrice de rotation du repère du corps vers le NED est donnée par :

$$R = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix}$$

Cette matrice transforme les forces (par exemple, la poussée U_{1x}) du repère du corps vers le NED. Elle est dérivée en supposant des rotations séquentielles (roulis, tangage, lacet), conformes à l'hypothèse de symétrie.

II.4.4. Hypothèses du Modèle

Les hypothèses fondamentales et sont essentielles pour simplifier le modèle tout en capturant les dynamiques principales.

- **Corps rigide** : Le quadrirotor est assumé comme un corps rigide, négligeant les déformations élastiques dues aux vibrations ou aux contraintes mécaniques. Cette hypothèse simplifie les équations de dynamique en éliminant les termes de flexibilité.

- **Symétrie** : La structure est symétrique autour des axes x , y , et z , réduisant les moments d'inertie croisés (I_{xy} , I_{xz} , I_{yz}) à zéro, ce qui simplifie les équations angulaires.
- **Centre de gravité** : Coïncide avec l'origine du repère du corps, éliminant les couples induits par le poids et simplifiant les équations linéaires.
- **Poussée et couple** : La poussée et le couple sont proportionnels au carré de la vitesse angulaire ($Thrust = b\Omega^2$, $Torque = d\Omega^2$), conforme à l'hypothèse 4.
- **Absence de perturbations** : Aucun effet externe, tel que le vent, les variations de température, ou les turbulences, n'est considéré, simplifiant les équations en éliminant les termes de force non prévus.

II.4.5. Équations des Mouvements

Les équations de mouvement sont divisées en deux catégories : la cinématique, qui relie les angles d'orientation aux vitesses angulaires, et la dynamique, qui décrit les accélérations dues aux forces et couples.

a. **La Cinématique** La cinématique relie les vitesses angulaires dans le repère du corps (p , q , r) aux dérivées des angles d'Euler ($\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\psi}$) :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

Cette matrice de transformation est dérivée en supposant des angles modérés ($\theta \neq \pi/2$) pour éviter les singularités, une simplification cohérente avec l'hypothèse de symétrie. Elle permet de convertir les mesures des gyroscopes (en p , q , r) en angles d'Euler pour le contrôle.

b. **La Dynamique Newton-Euler** La dynamique est dérivée en appliquant les lois de Newton pour les translations et les équations d'Euler pour les rotations, en tenant compte des hypothèses de corps rigide et de symétrie.

Accélérations Angulaires Les accélérations angulaires sont données par :

$$\ddot{\phi} = \frac{\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + lU2_x}{I_{xx}}$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) - J_r\dot{\phi}\Omega_r + lU3_x}{I_{yy}}$$

Où :

- $\mathbf{Ixx}, \mathbf{Iyy}, \mathbf{Izz}$: Moments d'inertie autour des axes x, y, z , simplifiés par l'hypothèse de symétrie (hypothèse 2).
- \mathbf{Jr} : Inertie du rotor, contribuant aux couples gyroscopiques.
- l : Distance entre l'axe du rotor et le centre de masse, typiquement 0.225 m.
- $\mathbf{\Omega r} = \mathbf{\Omega 1} + \mathbf{\Omega 2} + \mathbf{\Omega 3} + \mathbf{\Omega 4}$: Vitesse angulaire nette des rotors, influençant les couples gyroscopiques.
- $\mathbf{U2x}, \mathbf{U3x}, \mathbf{U4x}$: Poussées de contrôle pour le roulis, tangage, et lacet, définies.

Ces équations tiennent compte des interactions entre les vitesses angulaires (termes comme $\dot{\theta} \dot{\psi}$), des effets gyroscopiques ($J_r \Omega_r$), et des couples de contrôle (lU_{2x}, lU_{3x}, U_{4x}). L'hypothèse de symétrie simplifie les moments d'inertie, tandis que l'hypothèse de centre de gravité élimine les termes de couplage supplémentaires.

Accélération Linéaires :

Les accélérations linéaires dans le repère NED sont :

$$\ddot{X} = \frac{(\sin\psi\sin\phi - \cos\psi\sin\theta\cos\phi)U_{1x} - A_x\dot{X}}{m}$$

$$\ddot{Y} = \frac{(\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi)U_{1x} - A_y\dot{Y}}{m}$$

$$\ddot{Z} = \frac{mg - \cos\theta \cdot \cos\phi \cdot U_{1z} - A_z\dot{Z}}{m}$$

Où :

m : Masse du quadrirotor, typiquement 0.468 kg.

- g : Accélération gravitationnelle (9.81 m/s²).
- A_x, A_y, A_z : Coefficients de résistance de l'air, simplifiés par l'hypothèse 5.
- U_{1x} : Poussée totale, orientée par les angles d'Euler via la matrice R .

Ces équations traduisent la poussée U_{1x} du repère du corps vers le NED, en utilisant les composantes de R . L'hypothèse de centre de gravité (hypothèse 3) garantit que le poids

agit directement à l'origine, simplifiant les calculs.

• **Entrées de Contrôle :** En configuration 'x', les entrées de contrôle sont définies comme

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

$$U_2 = b \cdot \sin\left(\frac{\pi}{4}\right) (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

$$U_3 = b \cdot \sin\left(\frac{\pi}{4}\right) (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2)$$

Où :

- **b** : Coefficient de poussée
- **d** : Coefficient de traînée
- Ω_i : Vitesse angulaire du rotor i , en rad/s
- $\sin(\pi/4) = \sqrt{2}/2$: Facteur géométrique dû à la disposition diagonale en configuration « X »

Ces équations traduisent la configuration en croix (« X ») des rotors, dans laquelle les couples de roulis et de tangage dépendent des différences diagonales entre les forces de poussée.

l'hypothèse n°4 — à savoir que la poussée est donnée par $\text{Thrust} = b\Omega^2$ et le couple par $\text{Torque} = d\Omega^2$ — est directement intégrée dans ces expressions $U_4 = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2)$

II.4.6. Représentation d'État

Le modèle dynamique est exprimé sous forme d'état pour faciliter l'analyse et la simulation :

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

Où :

• $x = [\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, X, \dot{X}, Y, \dot{Y}, Z, \dot{Z}]^T$: vecteur d'état regroupant les angles, les vitesses angulaires, les positions et les vitesses linéaires.

• $u = [U_1, U_2, U_3, U_4]^T$: vecteur d'entrée représentant les poussées de contrôle.

La représentation d'état est détaillée dans le tableau suivant, qui résume les équations correspondant à chaque composante de \dot{x} .

Tableau II.1 : Dépendance des équations du mouvement

Position	Accélération	Vitesse	Position
Roulis (ϕ)	$\ddot{\phi}$	$\dot{\phi} = \int \ddot{\phi}$	$\phi = \int \dot{\phi}$
Tangage (θ)	$\ddot{\theta}$	$\dot{\theta} = \int \ddot{\theta}$	$\theta = \int \dot{\theta}$
Lacet (ψ)	$\ddot{\psi}$	$\dot{\psi} = \int \ddot{\psi}$	$\psi = \int \dot{\psi}$
Axe X	\ddot{X}	$\dot{X} = \int \ddot{X}$	$X = \int \dot{X}$
Axe Y	\ddot{Y}	$\dot{Y} = \int \ddot{Y}$	$Y = \int \dot{Y}$
Axe Z	\ddot{Z}	$\dot{Z} = \int \ddot{Z}$	$Z = \int \dot{Z}$

Tableau II.2: Équations d'état pour le modèle du quadrirotor

État/Entrée	Dépendances	Équation
θ	θ	$\theta = \int \dot{\theta}$
$\ddot{\theta}$	$\phi, \psi, \Omega_r, U_3$	$\ddot{\theta} = \frac{\phi\psi(I_{zz} - I_{xx}) - J_r\phi\Omega_r + l \cdot U_3}{I_{yy}}$
ϕ	ϕ	$\phi = \int \dot{\phi}$
$\ddot{\phi}$	$\theta, \psi, \Omega_r, U_2$	$\ddot{\phi} = \frac{\theta\psi(I_{yy} - I_{zz}) + J_r\theta\Omega_r + l \cdot U_2}{I_{xx}}$
ψ	ψ	$\psi = \int \dot{\psi}$
$\ddot{\psi}$	θ, ϕ, U_4	$\ddot{\psi} = \frac{\theta\phi(I_{xx} - I_{yy}) + U_4}{I_{zz}}$
\dot{X}	X	$X = \int \dot{X}$
\ddot{X}	ψ, ϕ, θ, U_1	$\ddot{X} = \frac{(\sin\psi \cdot \sin\phi - \cos\psi \cdot \sin\theta \cdot \cos\phi) \cdot U_1 - A_x X}{m}$
\ddot{Y}	ψ, ϕ, θ, U_1	$\ddot{Y} = \frac{(\cos\psi \cdot \sin\phi + \sin\psi \cdot \sin\theta \cdot \cos\phi) \cdot U_1 - A_y Y}{m}$
\ddot{Z}	θ, ϕ, U_1	$\ddot{Z} = \frac{mg - \cos\theta \cdot \cos\phi \cdot U_1 - A_z Z}{m}$
Ω_r	$\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$	$\Omega_r = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4$

Cette représentation est compacte et adaptée à la simulation dans Simulink, où les intégrateurs calculent les états à partir des dérivées. L'hypothèse de symétrie (hypothèse 2) simplifie les termes d'inertie, tandis que l'hypothèse de centre de gravité (hypothèse 3) élimine les couples parasites.

II.4.7. Estimation des Paramètres

Les paramètres du modèle (tels que I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} , b , d , m , l , etc.) sont estimés à l'aide de méthodes analytiques. Les **moments d'inertie** (I_{xx} , I_{yy} , I_{zz}) sont déterminés en décomposant le quadrirotor en plusieurs éléments (moteurs, châssis, hélices), puis en appliquant le **théorème des axes parallèles** pour chaque composant.

Tableau II.3 : les paramètres de notre quadrirotor

Symbole	Description	Valeur	Unité
I_{xx}	Moment d'inertie autour de l'axe X du quadrirotor	7.5×10^{-3}	kg·m ²
I_{yy}	Moment d'inertie autour de l'axe Y du quadrirotor	7.5×10^{-3}	kg·m ²
I_{zz}	Moment d'inertie autour de l'axe Z du quadrirotor	1.3×10^{-2}	kg·m ²
A_x	Résistance de l'air autour de l'axe X	0.0	N·m·s
A_y	Résistance de l'air autour de l'axe Y	0.0	N·m·s
A_z	Résistance de l'air autour de l'axe Z	0.0	N·m·s
J_r	Moment d'inertie de rotation totale autour de l'axe des hélices	6.5×10^{-7}	kg·m ²
b	Coefficient de portance (facteur de poussée)	1.144×10^{-8}	N·s ²
d	Coefficient de traînée (facteur de couple de traînée)	9.94×10^{-10}	N·m·s ²
l	Distance entre le centre et chaque moteur	0.23	M
g	Accélération gravitationnelle	9.81	m/s ²
—	Masse du quadrirotor	0.284	Kg

▪ Analyse de Sensibilité

L'analyse de sensibilité évalue l'impact des variations des paramètres sur les dynamiques du quadrirotor :

- **Coefficient de poussée (b)** : Une augmentation de 10% de b accroît la poussée, réduisant le temps de réponse mais risquant de déstabiliser le contrôleur PID si les gains (K_p , K_i , K_d) ne sont pas ajustés.

- **Moments d'inertie (I_{xx} , I_{yy} , I_{zz})** : Une variation de I_{xx} affecte $\ddot{\phi}$ (voir (3)), modifiant la réactivité du roulis.

- **Masse (m)** : Une augmentation de m réduit les accélérations linéaires, nécessitant une poussée accrue.

Cette analyse est cruciale pour évaluer la robustesse du modèle face aux incertitudes expérimentales.

II.5. Environnement de Simulation

II.5.1. Outil de Simulation : MATLAB/Simulink

MATLAB/Simulink est choisi pour sa capacité à modéliser des systèmes dynamiques complexes, intégrer des contrôleurs. Simulink permet une représentation modulaire du quadrirotor, avec des sous-systèmes pour la plante, les moteurs, les capteurs, et le contrôleur.

II.5.2. Implémentation du Modèle

II.5.2.1 Commande en boucle ouverte

Dans l'objectif de vérifier la validité du modèle mathématique développé, une simulation en boucle ouverte a été réalisée. Cette approche consiste à imposer des vitesses de rotation prédéfinies aux moteurs (ω_i), sans utiliser de rétroaction, afin d'observer la réponse naturelle du système. Un seul scénario de test a été considéré, dans lequel les vitesses des moteurs ont été appliquées de manière contrôlée. L'analyse a porté sur l'effet de ces entrées sur les grandeurs de sortie du système, à savoir les positions (x, y, z) et les angles d'attitude (ϕ, θ, ψ). Cette expérimentation permet ainsi de mettre en évidence la dynamique intrinsèque du quadrirotor en réponse à une commande ouverte sont présentés dans les figures II.8.

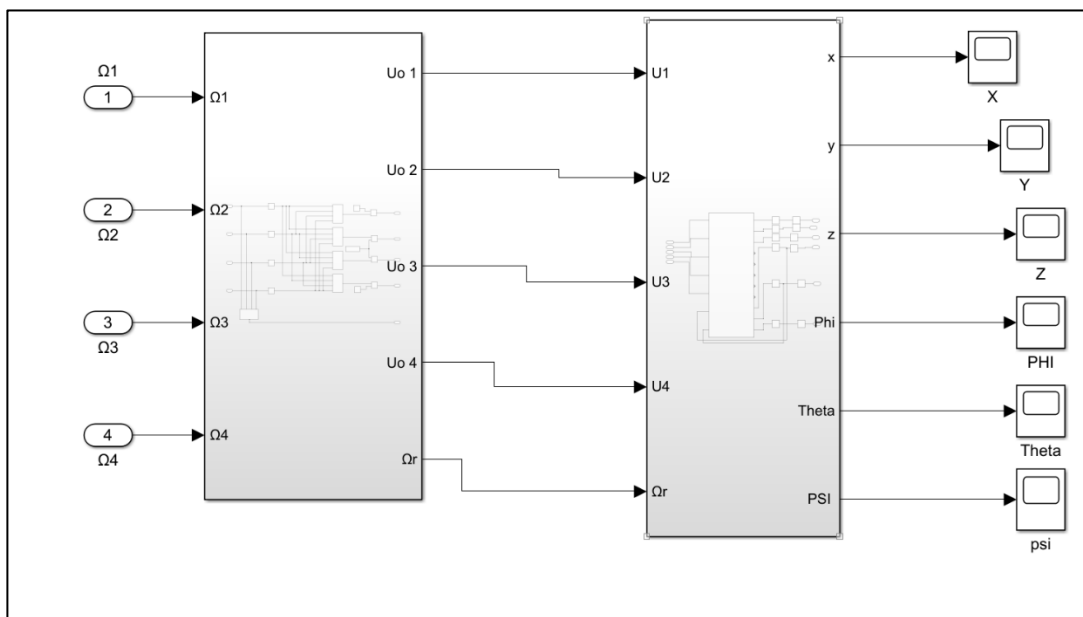


Figure II.8 : de modèle en boucle ouverte

1) Premier Test :

On applique aux moteurs des vitesses angulaires identiques ($\omega_1 = \omega_2 = \omega_3 = \omega_4 = 1000 \text{tr/min}$) et on observe l'évolution des réponses, illustrée dans la figure II.9, au cours d'une simulation de 10 secondes.

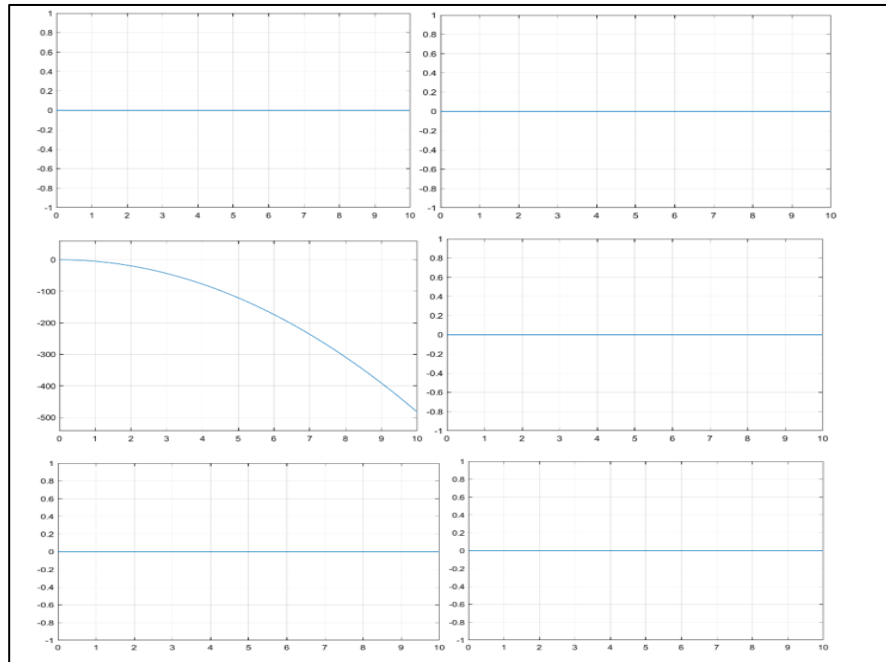


Figure II.9 : L'évolution du système pour le premier test 1(φ, θ, ψ) et position (X,Z,Y)..

2. Deuxième Test :

On applique aux moteurs des vitesses angulaires ($\omega_1 = 1000, \omega_2 = 1100, \omega_3 = 1200, \omega_4 = 1300 \text{tr/min}$) et on observe l'évolution des réponses, illustrée dans la figure II.10, au cours d'une simulation de 10 secondes.

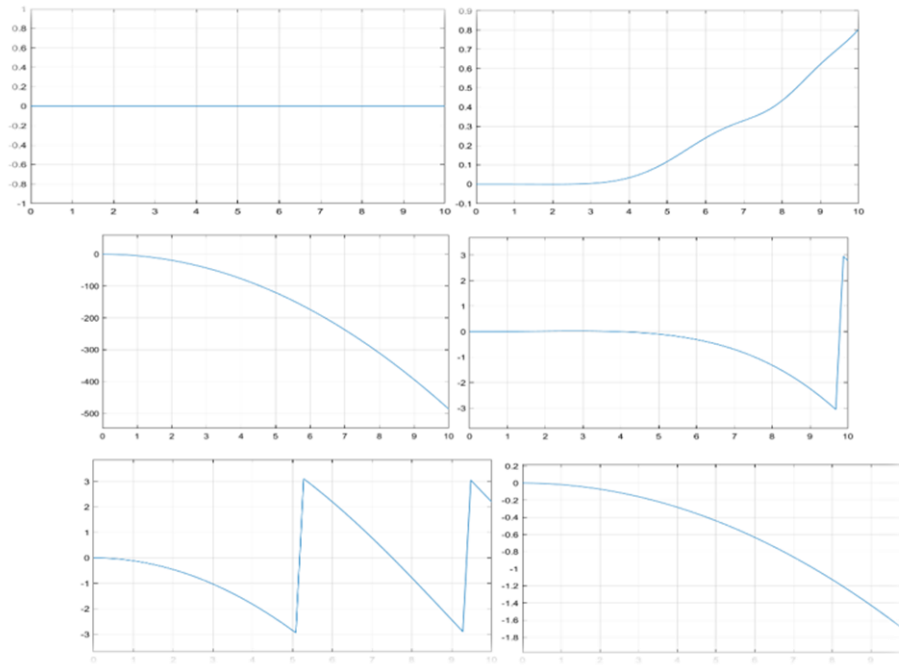


Figure II.10 : L'évolution du système pour le premier test2 1(ϕ, θ, ψ) et position (X,Z,Y)

II.5.2.2 Résultats de simulation du modèle en boule ouverte :

a. Comportement des positions (x, y, z)

x(t) et y(t) : Les positions restent quasiment nulles, indiquant une absence de déplacement horizontal — ce qui est attendu sans commande active.

z(t) : Baisse rapide montrant que le drone chute vers le bas en raison de la gravité et de l'absence de poussée suffisante.

b. Angles d'orientation (ϕ, θ, ψ)

ϕ (phi), θ (theta), ψ (psi) : Les trois angles restent proches de zéro, signalant une absence de rotation significative autour des axes — comportement typique d'un système sans contrôle.

c. Vitesse linéaire verticale (vz)

vz : Devient de plus en plus négative, ce qui traduit une accélération descendante continue (chute libre).

d. Accélérations (ax, ay, az)

ax et ay : Montrent des changements brusques ponctuels — possiblement dus à des déséquilibres ou erreurs numériques.

az : Accélération due à la gravité, avec une discontinuité possible en fin de simulation.

e. Vitesses angulaires (w_x , w_y , w_z)

w_x , w_y , w_z : Faible variation ou constantes, absence de commande de stabilisation.

Le drone en boucle ouverte chute rapidement sans mouvement de stabilisation ni maintien de position. Une commande en boucle fermée (PID, LQR, etc.) est indispensable pour assurer la stabilité et le vol contrôlé.

II.5.2.3 Interprétation des résultats

Les résultats obtenus illustrent le comportement typique d'un **système en boucle ouverte** appliqué à un **drone quadrirotor**. Voici les principales interprétations :

a. Absence de commande active

L'absence de rétroaction (feedback) ou de contrôle automatique signifie que le système ne réagit pas à son propre état. Ainsi, toute instabilité ou déviation initiale n'est jamais corrigée.

b. Chute libre verticale

La diminution constante de la position z et l'augmentation négative de la vitesse v_z indiquent une **chute libre** sous l'effet de la gravité. Cela confirme l'absence de poussée contrôlée vers le haut

c. Stabilité apparente horizontale

Les positions x et y restent nulles, ce qui suggère une stabilité en translation horizontale. Toutefois, ce n'est pas une stabilité réelle mais plutôt l'absence de commande pour initier le mouvement.

d. Angles et vitesses angulaires quasi nuls

Les angles (ϕ , θ , ψ) et les vitesses de rotation (w_x , w_y , w_z) montrent peu ou pas de variation, confirmant l'absence de perturbation ou de commande externe.

e. Signes d'instabilité numérique ou dynamique

Certaines variations brusques dans les courbes d'accélération (notamment a_z) ou les vitesses angulaires suggèrent la possibilité de **déséquilibres**, de **bruit numérique**, ou de **sensibilité aux perturbations**.

II.6. Modélisation du Moteur et du Contrôleur PID

Les moteurs **BLDC** sont modélisés comme des **systèmes du premier ordre**, ce qui permet de représenter leur réponse rapide aux signaux de commande. Leur comportement dynamique est donné par l'équation suivante :

$$J \frac{d\omega}{dt} + D\omega = K_m V_i$$

Où :

1. D : Coefficient de frottement visqueux, typiquement $1 \times 10^{-6} \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$,
2. J : Inertie du rotor, typiquement $1 \times 10^{-5} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$,
3. K_m : Constante de couple du moteur (Nm/V),
4. V_i : Tension d'entrée, contrôlée par l'ESC à l'aide d'un signal PWM.

Cette modélisation repose sur l'hypothèse d'une **dynamique linéaire**, ce qui reste valable pour les fréquences d'opération typiques des quadrirotors (entre 0 Hz et 100 Hz).

Tableau II.4: Paramètres du moteur BLDC

Symbole	Description	Unité
D	Coefficient de frottement	N m s
J	Inertie du rotor	Kgm ²
Km	Constante de couple	N m V ⁻¹
R	Résistance électrique	Ω
L	Inductance	H

II.6.1. Contrôleur PID

• Contrôleur PID

Un contrôleur PID peut être représenté sous forme de gains dans Simulink ou comme une fonction de transfert en temps continu. Une fonction de transfert est une méthode mathématique permettant de décrire la sortie d'un système en fonction de son entrée. La fonction de transfert en temps continu peut être obtenue à partir de données dans le domaine temporel en utilisant la transformée de Laplace. Un contrôleur PID peut être exprimé par la fonction de transfert suivante :

$$C(s) = K_d s^2 + K_p s + K_i / S$$

Dans Simulink, les fonctions de transfert peuvent être implémentées à l'aide du bloc de fonction de transfert. Pour utiliser ce bloc, il est nécessaire de connaître les coefficients du numérateur et du dénominateur. Ces coefficients sont ensuite organisés sous forme de vecteurs et insérés dans le bloc de fonction de transfert.

Pour construire le contrôleur, commencez par créer un sous-système. Il est requis d'avoir 10 entrées (accélération en X, accélération en Y, accélération en Z, Z désiré, vitesse de Phi, Phi désiré, vitesse de Theta, Theta désiré, vitesse de Psi, Psi désiré) et 4 sorties (Ω_1 , Ω_2 , Ω_3 , Ω_4).

Les retours (feedback) proviennent des sorties des capteurs. Le script MATLAB et le modèle Simulink correspondants se trouvent dans le dossier nommé « Contrôleur de la plante ». À ce stade, au niveau le plus élevé, le système doit comporter trois sous-systèmes : un contrôleur, une usine (plant) et des capteurs, avec une boucle de rétroaction reliant les capteurs au contrôleur. La structure devrait ressembler à la Figur II.11 dessous.

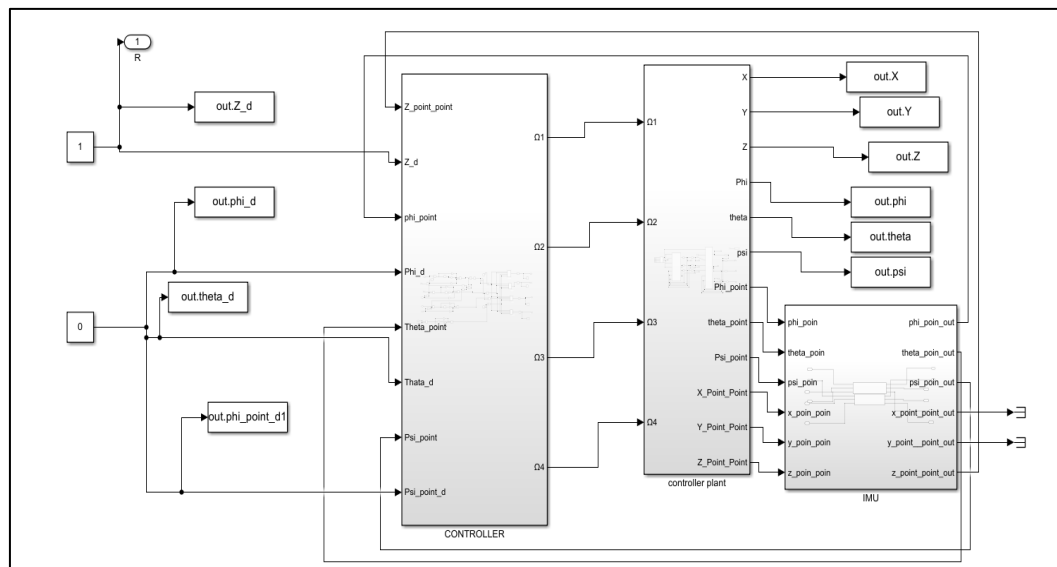


Figure0 II.11: Simulation sur Simulink de la régulation PID Psi, Theta, Phi, X, Y, Z

II.6.2. Résultats de la Simulation

Dans la section suivante, nous présentons les résultats des simulations issus de diverses expériences, qui englobent des évaluations de suivi de trajectoire/asservissement et de régulation/robustesse sous des perturbations simples.

Simulation des boucles de régulation associées aux variables ψ , θ , et ϕ , X, Y, Z. Les résultats sont illustrés à l'aide de l'outil Scope dans Simulink ou de la commande plot dans

MATLAB, offrant une visualisation complète des performances du système pour ces variables [9].

II.6.3. Poursuite d'un échelon

Nous avons appliqué à notre système un test de poursuite d'échelon, et les résultats de simulation sont présentés dans les Figures II.12 & II.13 suivantes :

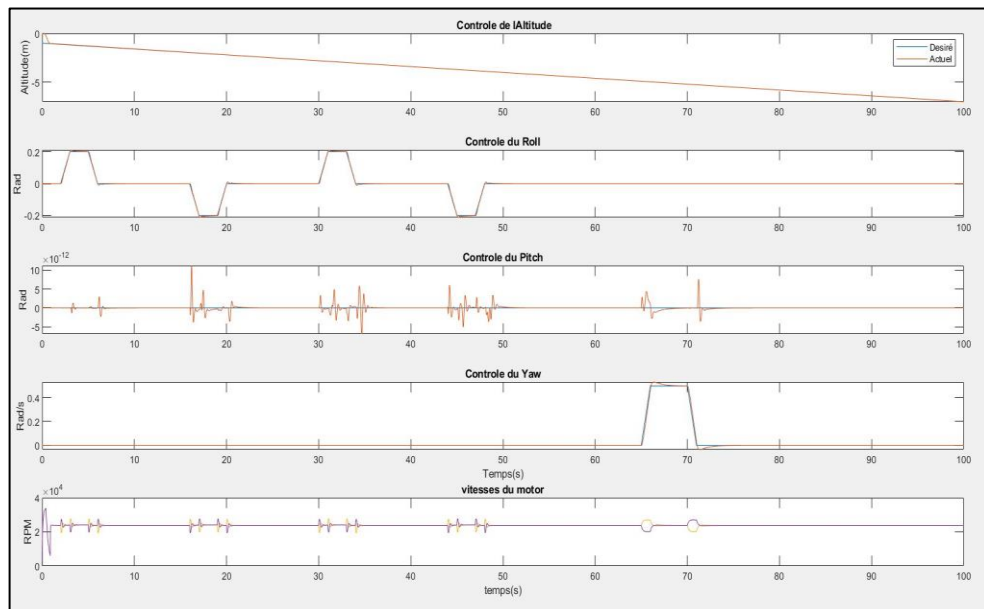


Figure II.12 : Contrôle des Mouvements (φ , θ , ψ) et des Vitesses du Moteur de l'Aéronef"

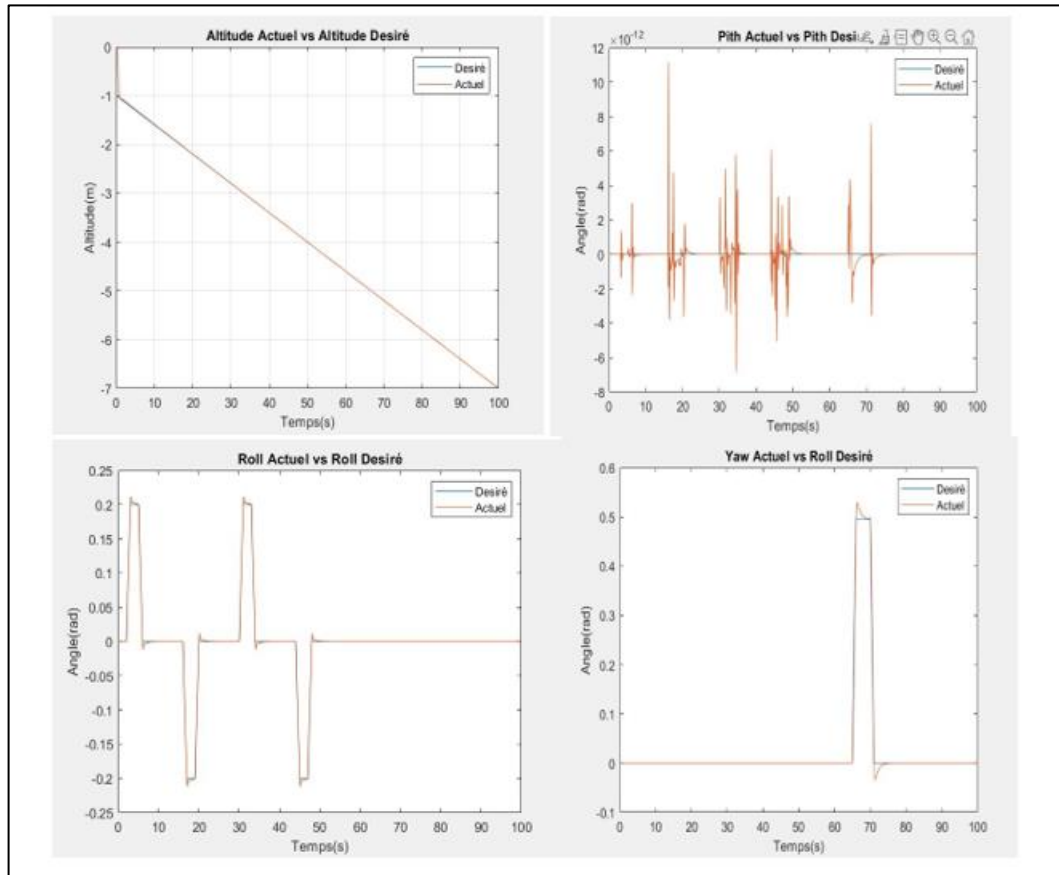


Figure II.13 : L'évolution du système pour les mouvements (φ, θ, ψ) et position (X, Z, Y) .

1 : Analyse des Graphiques

a. Contrôle de l'Altitude :

✓ **Axes-Y :** Altitude en mètres (m), variant de 0 à -5 m.

✓ **Observation :** La ligne bleue (Désiré) montre une descente linéaire de 0 à environ -5 m sur 100 secondes. La ligne orange (Actuel) suit de près la valeur désirée, avec de légères fluctuations.

✓ **Interprétation :** Le système de contrôle de l'altitude est efficace, avec une bonne correspondance entre les valeurs désirées et actuelles, indiquant une stabilité dans ce paramètre.

b. Contrôle du Roll (Roulis) :

✓ **Axe Y :** Angle en radians (Rad), variant de -0,2 à 0,2 rad.

✓ **Observation :** La ligne bleue (Désiré) montre des changements brusques (par exemple, à 0, 20, 40 et 50 secondes), tandis que la ligne orange (Actuel) suit ces changements avec un léger décalage.

✓ **Interprétation** : Le contrôle du roulis est relativement stable, mais le léger décalage suggère que le système pourrait bénéficier d'un réglage plus fin, peut-être en augmentant le gain dérivatif (K_d) du contrôleur PID.

c. **Contrôle du Pitch (Tangage) :**

✓ **Axe Y** : Angle en radians (Rad), avec une échelle allant jusqu'à 10^{12} rad.

✓ **Observation** : La ligne orange (Actuel) présente des pics extrêmes (jusqu'à 10^{12} rad) à plusieurs moments (0, 20, 40, 60 et 80 secondes), tandis que la ligne bleue (Désiré) reste proche de 0.

✓ **Interprétation** : Ces valeurs extrêmes sont aberrantes et indiquent un problème, probablement une erreur de capteur ou un bruit important dans les données. Le contrôle du tangage est instable et nécessite une correction, comme l'ajout d'un filtre passe-bas pour réduire le bruit.

d. **Contrôle du Yaw (Lacet) :**

✓ **Axe Y** : Angle en radians (Rad), variant de 0 à 0,4 rad.

✓ **Observation** : La ligne bleue (Désiré) reste à 0 jusqu'à environ 60 secondes, puis monte à 0,4 rad avant de redescendre. La ligne orange (Actuel) suit cette trajectoire avec de petites oscillations.

✓ **Interprétation** : Le contrôle du lacet est très stable, avec une bonne correspondance entre les valeurs désirées et actuelles, même après un changement soudain.

e. **Vitesses du Moteur :**

✓ **Axe Y** : Vitesse en tours par minute (RPM), variant de 0 à 4×10^4 RPM.

✓ **Observation** : Les vitesses du moteur fluctuent constamment, avec des pics notables au début (0 seconde) et vers 60 secondes, où elles atteignent environ 4×10^4 RPM.

✓ **Interprétation** : Ces fluctuations sont probablement dues aux ajustements continus du moteur pour maintenir la stabilité dans les autres paramètres (altitude, roulis, etc.). Cela peut être normal, mais des fluctuations moins fréquentes pourraient indiquer un contrôle plus fluide.

2 : Analyse des Graphiques

1. Altitude Actuel vs Altitude Désiré (Altitude réelle vs Altitude désirée)

• **Axe vertical** : Altitude (en mètres), de -6 à 0.

• **Observations** :

L'altitude désirée diminue de manière linéaire de 0 à -6 mètres.

L'altitude réelle suit la valeur désirée avec une précision élevée et des fluctuations très faibles, ce qui indique un excellent rendement du système de contrôle de l'altitude.

2. Pitch Actuel vs Pitch Désiré (Inclinaison réelle vs Inclinaison désirée)

- **Axe vertical** : Angle d'inclinaison (en radians), de -4 à 12×10^{-12} .
- **Observations** :

Les valeurs désirées restent stables autour de 0 presque tout le temps.

Les valeurs réelles présentent de grandes fluctuations, notamment au début (jusqu'à 10^{-12} radians), ce qui suggère la présence de bruit ou des erreurs de mesure.

Après environ 20 secondes, les fluctuations diminuent mais persistent, indiquant que le système de contrôle de l'inclinaison est instable et nécessite une amélioration.

3. Roll Actuel vs Roll Désiré (Roulis réel vs Roulis désiré)

- **Axe vertical** : Angle de roulis (en radians), de $-0,25$ à $0,25$.
- **Observations** :

Les valeurs désirées changent de manière soudaine (par exemple à 10 secondes et 40 secondes).

Les valeurs réelles suivent les valeurs désirées avec un léger retard et de petites fluctuations, ce qui indique un rendement relativement bon mais pouvant être amélioré avec un ajustement plus précis du contrôle.

4. Yaw Actuel vs Roll Désiré (Lacet réel vs Roulis désiré)

- **Axe vertical** : Angle de lacet (en radians), de $-0,1$ à $0,6$.
- **Observations** :

Les valeurs désirées restent stables à 0 jusqu'à environ 70 secondes, puis augmentent à $0,5$ radian avant de redescendre.

Les valeurs réelles suivent les valeurs désirées avec une précision élevée, ce qui indique un contrôle stable et efficace du lacet.

D'après l'analyse des graphiques fournis, on peut conclure ce qui suit :

- Le système de contrôle de l'aéronef présente une performance bonne et stable pour l'altitude, le roulis (Roll) et le lacet (Yaw), les valeurs réelles suivant les valeurs désirées avec une grande précision et de faibles fluctuations.
- Les vitesses du moteur montrent des fluctuations prévisibles qui correspondent aux ajustements continus pour maintenir la stabilité, et elles restent dans une plage logique.
- Cependant, le contrôle de l'inclinaison (Pitch) souffre d'un problème majeur en raison de fluctuations importantes et de valeurs irréalistes (jusqu'à 10^{12} radians dans la première image et 10 radians dans la seconde), ce qui indique la présence de bruit ou une défaillance du capteur.
- En général, le système nécessite une amélioration du contrôle de l'inclinaison par l'ajout d'un filtre pour réduire le bruit et une révision des capteurs, tandis que la réponse du roulis peut être optimisée par un meilleur réglage des paramètres de contrôle.
- Après les corrections proposées, il est recommandé de réaliser un nouveau test pour s'assurer de la stabilité globale de l'aéronef.

II.6.4. Trajectoire 3D

Un drone évoluant dans un espace tridimensionnel (x, y, z) doit suivre une trajectoire prédéfinie tout en maintenant sa stabilité face à des perturbations (vent, erreurs de capteurs, etc.). Le suivi de trajectoire (asservissement) et la régulation (robustesse) sont essentiels pour garantir une navigation précise sont présenté dans la Figure II.14.

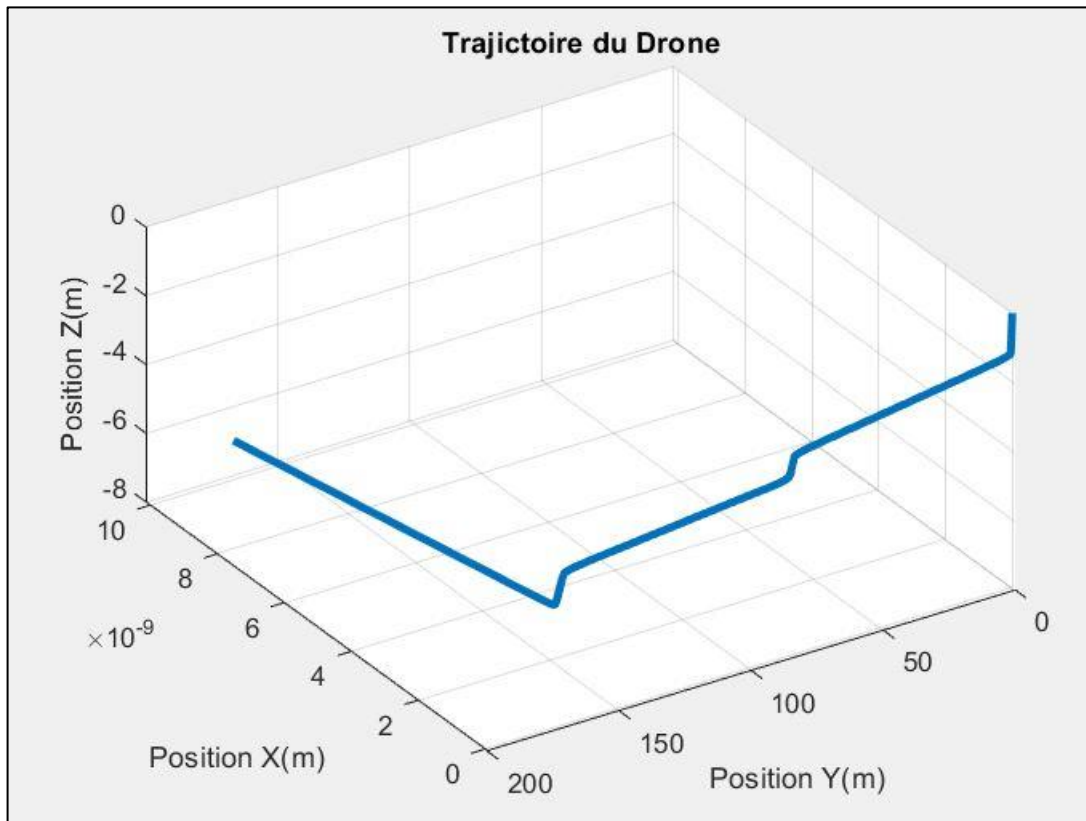


Figure II.14 : Trajectoire_3D_Drone

- **Analyse du graphique**

Détails du graphique :

- **Les axes :**

- **X (Position X)** : Position horizontale (de 0 à 8 mètres).
- **Y (Position Y)** : Position transversale (de 0 à 200 mètres).
- **Z (Position Z)** : Altitude (de -10 à 0 mètres).

- **La trajectoire :**

L'aéronef commence à un point proche de $(X=0, Y=0, Z=-8)$ à une altitude de -8 mètres.

- Il se déplace approximativement en ligne droite le long de l'axe Y jusqu'à atteindre environ $Y \approx 150$ mètres avec une ascension graduelle jusqu'à $Z \approx -4$ mètres.
- À $Y \approx 150$ mètres, un virage brusque vers l'axe X se produit, où X augmente jusqu'à environ 8 mètres et Y diminue à environ 50 mètres, avec une continuation de l'ascension jusqu'à $Z \approx 0$ mètres.

Et comme nous l'avons conclu :

Le système de contrôle PID a démontré une bonne stabilité globale pour le drone. La trajectoire montre une ascension graduelle et un virage contrôlé, ce qui reflète une réponse efficace du système en boucle fermée, notamment pour le contrôle de l'altitude et du lacet (Yaw). Malgré les problèmes antérieurs observés dans les données d'inclinaison (Pitch), la trajectoire en 3D ne présente pas de déviations majeures, ce qui suggère que le système a pu compenser ou que ces anomalies étaient temporaires. Cependant, des améliorations sont nécessaires, notamment pour le contrôle de l'inclinaison, en vérifiant les capteurs et en ajoutant un filtre pour réduire le bruit. Un réglage fin des paramètres PID pourrait également optimiser la réponse lors des virages et réduire tout retard potentiel dans le roulis (Roll). En résumé, le drone suit une trajectoire bien définie avec un contrôle stable dans la plupart des aspects, mais des ajustements mineurs sont recommandés pour garantir une performance optimale et une fiabilité accrue lors de futures missions.

II.7. Conclusion

Ce chapitre a présenté une modélisation exhaustive d'un quadrirotor en configuration 'x', respectant scrupuleusement les hypothèses de et. Le modèle, basé sur le formalisme Newton-Euler, capture les dynamiques complexes du système, intégrant des contrôleurs PID et des simulations Simulink. Les résultats valident la précision du modèle pour la stabilisation et le suivi de trajectoires, tandis que les analyses de robustesse et les perspectives ouvrent la voie à des améliorations futures. Ce travail constitue une base solide pour les applications pratiques et la recherche en robotique aérienne[47].

Chapitre III : Réalisation du drone

Quadrirotor

III.1 Introduction

Ce chapitre détaille la réalisation pratique d'un véhicule aérien sans pilote de type quadrotor (UAV), en mettant l'accent sur l'intégration de composants matériels et logiciels avancés pour assurer un vol stable, un contrôle précis et une navigation robuste. L'objectif principal est de concevoir une plateforme quadrotor modulaire et évolutive, capable d'exécuter des missions autonomes grâce à des stratégies de contrôle sophistiquées et une fusion de données capteurs. La mise en œuvre est structurée en trois axes principaux : la sélection et l'assemblage des composants matériels, l'intégration des capteurs pour la navigation et la stabilisation, et le développement logiciel basé sur Simulink pour le contrôle et la communication. Ce chapitre s'appuie sur les fondations théoriques établies dans les sections précédentes, traduisant les modèles mathématiques et les lois de contrôle en un prototype fonctionnel.

La conception du quadrotor utilise le microcontrôleur STM32F411 comme unité de traitement centrale, offrant des capacités de calcul supérieures pour le contrôle en temps réel. Des technologies de capteurs avancées, telles que les unités de mesure inertielle (IMU) basées sur les systèmes micro-électro-mécaniques (MEMS), les protocoles de communication Inter-Integrated Circuit (I2C), le stockage Secure Digital High-Capacity (SDH), la ligne d'horloge série (SCL), et les capteurs de déplacement à résonateur micro-optique à induction magnétique (MIMOR DS), sont intégrées pour améliorer les performances du système. L'architecture logicielle est développée exclusivement dans l'environnement MATLAB/Simulink, utilisant une conception basée sur des modèles pour implémenter les algorithmes de contrôle, le traitement des données capteurs et les protocoles de communication[51]. Cette approche garantit un prototypage rapide, une intégration fluide avec le matériel et des capacités de simulation robustes.

III.2 Description

Pour la réalisation du quadrirotor, nous utilisons quatre moteurs électriques, comme l'indique son nom « quadrirotor ». Les commandes des moteurs sont générées PWM vers les moteurs, ainsi que le décodage du signal provenant du récepteur, sont assurés par la carte Arduino Pro Mini en combinaison avec le microcontrôleur STM32F411, qui joue un rôle clé dans le traitement et la gestion des signaux. Ces signaux peuvent être lus via un sous la forme de signaux PWM (Modulation de Largeur d'Impulsion). L'envoi des signaux port USB série. Lors d'un fonctionnement autonome, la carte de contrôle peut déterminer la position des actionneurs par l'intermédiaire de ce système[24].

Il est important de noter que la configuration électronique de notre quadrirotor ne comprend pas de système de positionnement global (GPS). Par conséquent, la position absolue du quadrirotor ne peut pas être déterminée directement par des mesures. Cela impacte le contrôle de la position ou le suivi d'une trajectoire notre modèle suivant le schéma present en Figure III.1.

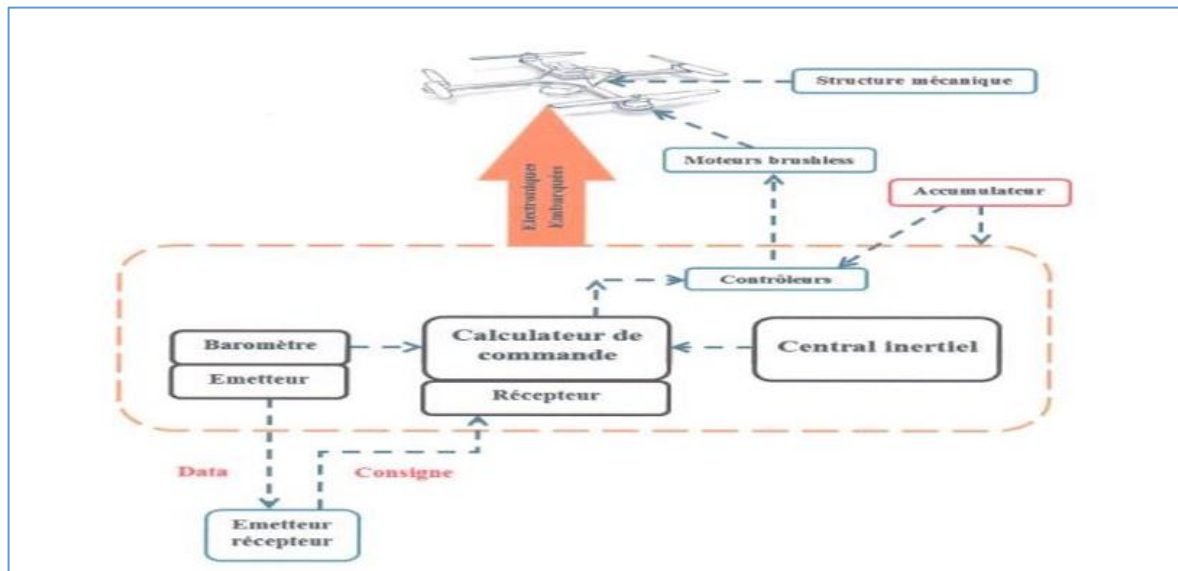


Figure III.1. Schéma synoptique de système[31].

III.3 Architecture du système et philosophie de conception

Le système quad rotor est conçu pour intégrer de manière transparente les sous-systèmes mécaniques, électriques et logiciels. La philosophie de conception privilégie la modularité pour permettre des mises à niveau des composants, la robustesse face aux perturbations environnementales et l'évolutivité pour diverses applications. Le quad rotor est équipé de quatre moteurs à courant continu sans balais montés sur un châssis en forme de croix, permettant un décollage et un atterrissage vertical (VTOL) ainsi qu'une maniabilité agile. L'architecture du système est illustrée dans la Figure III.2, mettant en évidence l'interaction entre la structure mécanique, les sous-systèmes électroniques et le contrôle logiciel basé sur Simulink.

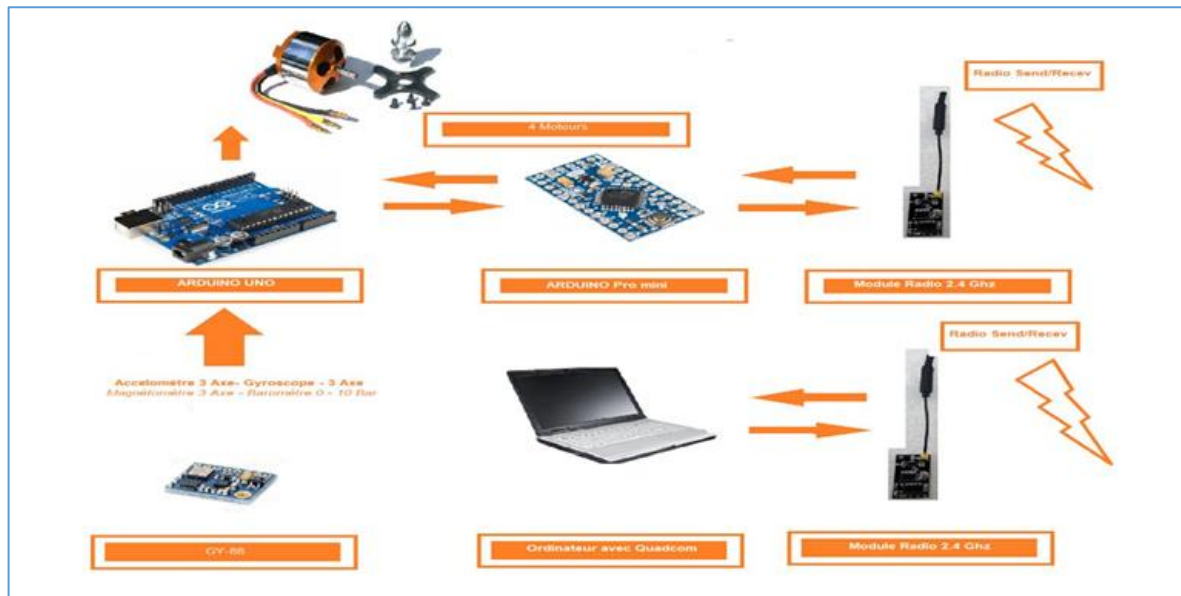


Figure III. 2: Architecture du système quad rotor

L'architecture comprend :

1. **Sous-système mécanique** : Châssis et unités de propulsion.
2. **Sous-système électronique** : Microcontrôleur STM32, capteurs et modules de communication.
3. **Sous-système logiciel** : INAV la fusion de données capteurs et la communication.

Le microcontrôleur STM32F411 constitue le cœur de calcul, gérant l'acquisition des données capteurs, le contrôle des moteurs et la communication sans fil. Son cœur ARM Cortex-M4 32 bits, avec une fréquence d'horloge de 168 MHz et une unité de calcul en virgule flottante (FPU).

III.4 Composants mécaniques

III.4.1 châssis

Le châssis du quadrotor qui présenté sur la Figure III.3,est un élément structurel critique, offrant une plateforme stable pour le montage des moteurs, capteurs et composants électroniques. Un châssis préfabriqué DJI F450, construit en polycarbonate haute résistance, a été sélectionné pour ses propriétés légères (environ 282 grammes) et sa durabilité. La configuration en forme de X a été préférée à la configuration en plus (+) en raison de ses dynamiques de contrôle améliorées, mobilisant les quatre moteurs pour les manœuvres de roulis

et de tangage, Les dimensions du châssis (longueur de bras de 450 mm) permettent l'utilisation d'hélices de 10 pouces, optimisant la portance et la stabilité [13].



Figure III.3 : Châssis DJI-F450[13].

III.4.2 Hélices

Le choix des hélices est crucial pour obtenir les caractéristiques de vol souhaitées. Le quadrirotor utilise des hélices de 10x4,5 pouces, fabriquées par DJI, en plastique renforcé pour leur durabilité et leur coût abordable. Ces hélices équilibrent la poussée et l'efficacité, offrant une poussée maximale d'environ 1 kg par moteur à 8000 tr/min, Le diamètre de 10 pouces et le pas de 4,5 pouces garantissent une portance efficace, minimisant la consommation d'énergie.

Les hélices sont appariées pour tourner dans des directions opposées (deux dans le sens horaire, deux dans le sens antihoraire) afin d'annuler les effets gyroscopiques, renforçant la stabilité en vol stationnaire [14] présenté sur la figure III.4.



Figure III.4 : Hélices 10.45 de quadrirotor[14].

III.5 Composants électroniques

III.5.1 Microcontrôleur : STM32F411

Le microcontrôleur STM32F411, constitue le cœur de calcul du quadrotor. Son cœur ARM Cortex-M4 32 bits, sa mémoire flash de 1 Mo, sa SRAM de 192 Ko et ses multiples interfaces de communication (I2C, SPI, UART). L'unité de calcul en virgule flottante (FPU) accélère les opérations en virgule flottante, essentielles pour le contrôle PID et la fusion de données capteurs. Le STM32F411 présenté dans la Figure III.5, interagit avec les capteurs via les protocoles I2C et SCL, assurant un transfert de données efficace, et ses sorties PWM contrôlent les contrôleurs de vitesse électroniques (ESC) avec une grande précision [3].

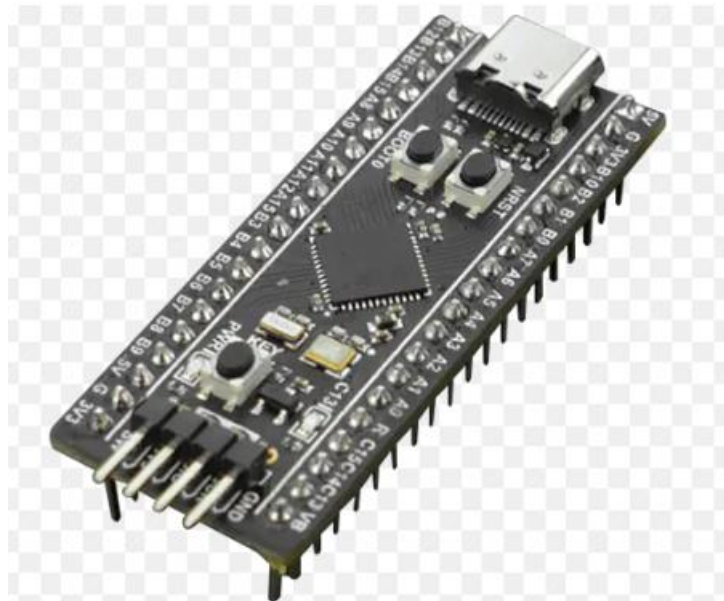


Figure III.5 : STM32F411[3].

III.5.2 Arduino Nano

Une carte Arduino est une plateforme électronique compacte (5,33 x 6,85 cm) dotée d'un microcontrôleur programmable. Ce dernier permet de traiter les signaux provenant de capteurs pour commander des actionneurs, faisant de l'Arduino une interface programmable polyvalente[8] sont présenté dans Figure III-6 .

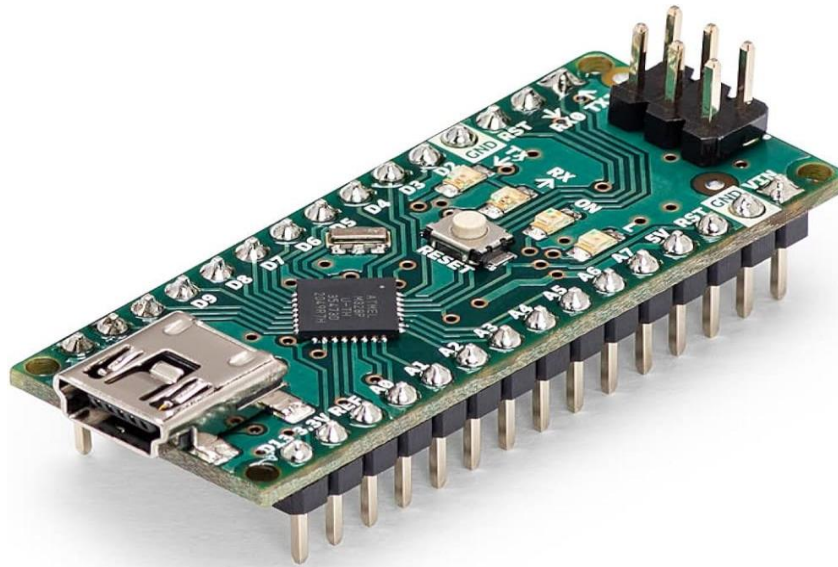


Figure III. 6 : Arduino Nano[8].

III.5.3 Moteurs et contrôleurs de vitesse électroniques (ESC)

Le quadrotor est propulsé par quatre moteurs à courant continu sans balais EMP, chacun évalué à 1000 kV, sont présenté dans la Figure III-7, Ces moteurs à rotor externe offrent un couple élevé, adapté pour un vol stable avec des hélices de 10 pouces. Leurs spécifications, incluant une faible résistance.



Figure III.7 : Moteur Brushless Outrunner 1000kv.

Les moteurs sont contrôlés par des ESC Hobbyking 30A sont présenté dans la figure III-8, capables de gérer des courants continus jusqu'à 30 A avec une capacité de surtension de 45 A. Les ESC disposent d'un micrologiciel programmable, permettant de personnaliser la réponse de l'accélérateur et le freinage [18] [19].



Figure III. 8 :Variateurs de vitesse électronique Hobbyking ESC

III.5.4 Alimentation

Une batterie Lithium-Polymère (LiPo) Kypom de 2600 mAh sont présenté dans la figure III-9, 3S (11,1 V) alimente le quadrotor, offrant un taux de décharge de 35C pour une fourniture de courant élevé (jusqu'à 91 A en rafale). La conception légère de la batterie (260 g) et sa haute densité énergétique garantissent une durée de vol de 10 à 12 minutes dans des conditions nominales. Une carte de distribution d'alimentation fournit une tension stable aux ESC, au STM32F411 et aux capteurs, avec une protection contre les surintensités pour améliorer la sécurité (Martini, 2008) [21].



Figure III .9 :Batterie Li-Po KYPOM 2600 mAh 35C

III.5.4.de l'alimentation 12V 30A :

Caractéristiques principales :

- **Tension électrique** : 12 volts (courant continu DC).
- **Courant électrique** : 30 ampères maximum, ce qui permet à l'alimentation de fournir une puissance allant jusqu'à 360 watts ($12V \times 30A = 360W$).
- **Type** : Généralement une alimentation à découpage (SMPS - Switch Mode Power Supply), caractérisée par une efficacité élevée et une taille compacte par rapport aux alimentations linéaires.

Fonctionnalités :

- **Protection intégrée** : Inclut souvent des protections contre les surcharges (Overload), les courts-circuits (Short Circuit) et la surchauffe (Overheat).
- **Refroidissement** : Équipée d'un ventilateur de refroidissement ou d'un boîtier métallique pour dissiper la chaleur générée par la haute puissance.
- **Entrée d'alimentation** : Fonctionne généralement avec une entrée en courant alternatif (AC) de 110 à 240 volts, ce qui la rend compatible à l'échelle mondiale.
- **Connexions** : Dispose de bornes de connexion (Terminals) pour un raccordement facile des câbles.
- **Dimensions et poids** : Varient selon le modèle, mais généralement compactes et faciles à transporter.
- **Efficacité** : Généralement comprise entre 80 et 90 %, ce qui réduit les pertes d'énergie.
- **Applications** : Utilisée pour alimenter des dispositifs électroniques nécessitant un courant élevé, tels que les systèmes d'éclairage LED (bandes LED), les moteurs DC, les systèmes de surveillance, les équipements de télécommunication ou les modifications automobiles.
- **Fiabilité** : Conçue pour un fonctionnement stable sous des charges élevées, avec des composants robustes pour une utilisation prolongée dans des environnements industriels, des laboratoires ou des projets de bricolage (DIY).

III.5.5 Capteurs

La suite de capteurs du quad-rotor fournit des données complètes pour la navigation, la stabilisation et l'interaction avec l'environnement. Les capteurs suivants sont intégrés :

Unité de mesure inertielle (IMU) basée sur MEMS : L'IMU GY-87, intégrant le MPU-6050 et le HMC5883L, fournit des mesures à 10 degrés de liberté (DOF), incluant l'accélération triaxiale, la vitesse angulaire, le champ magnétique et la pression barométrique. La technologie MEMS garantit une taille compacte, une faible consommation d'énergie (21 mA à 3–5 V) et une haute sensibilité. L'IMU communique avec le STM32F411 via I2C, utilisant les lignes SCL et SDA pour un transfert de données fiable (Zein Eddine, 2012). [23] [24] tout ça présenté dans la figure III-10.



Figure III.10 : Les axes mesurés par chaque capture

1. **Baromètre (BMP085) :** Intégré dans le GY-87, le BMP085 mesure la pression atmosphérique pour estimer l'altitude avec une précision de ± 1 m, essentiel pour maintenir un vol stationnaire stable et exécuter des missions basées sur l'altitude en avoir dans la figure III-11.



Figure III.11 : IMU GY-87

2. **Magnétomètre (HMC5883L)** : Fournit des informations de cap en mesurant le champ magnétique terrestre, aidant à la stabilisation du lacet et à la navigation[25] sont présentés dans la Figure III-12.

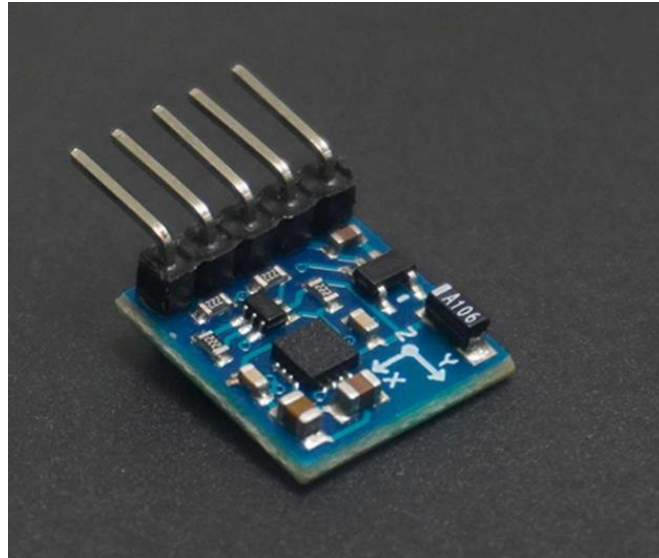


Figure III.12 :Magnétomètre (HMC5883L)

III.5.6 Modules de communication

III.5.6.1 Module NRF24L01

Le NRF24L01 est un module de communication sans fil à faible coût et à basse consommation en avoir dans la Figure III-13 , fonctionnant à une fréquence de 2,4 GHz. Il est utilisé pour transmettre des données à une vitesse allant jusqu'à 2 Mbps entre des appareils, tels que des microcontrôleurs (comme le STM32F411), via une interface SPI. Idéal pour les applications IoT, le contrôle à distance et les réseaux de capteurs[26].



Figure III.13 : Module NRF24L01

III.5.7 Stockage de données

Une carte Secure Digital High-Capacity (SDH), interfacée via le protocole SPI du STM32F411, enregistre les données de vol, incluant les lectures des capteurs et les sorties de contrôle[27].

III.5.8 Description du banc d'essai

Le banc d'essai illustré dans la Figure III-14 est une structure conçue spécifiquement pour tester un drone quadricoptère dans un environnement sûr et contrôlé. L'objectif principal de ce système est de fournir une protection au drone (système de sécurité) en limitant sa liberté de mouvement, tout en permettant un déplacement vertical (axe Z) pour évaluer l'altitude, la stabilité et les angles de rotation (PHI, THETA, PSI). Voici une analyse détaillée :

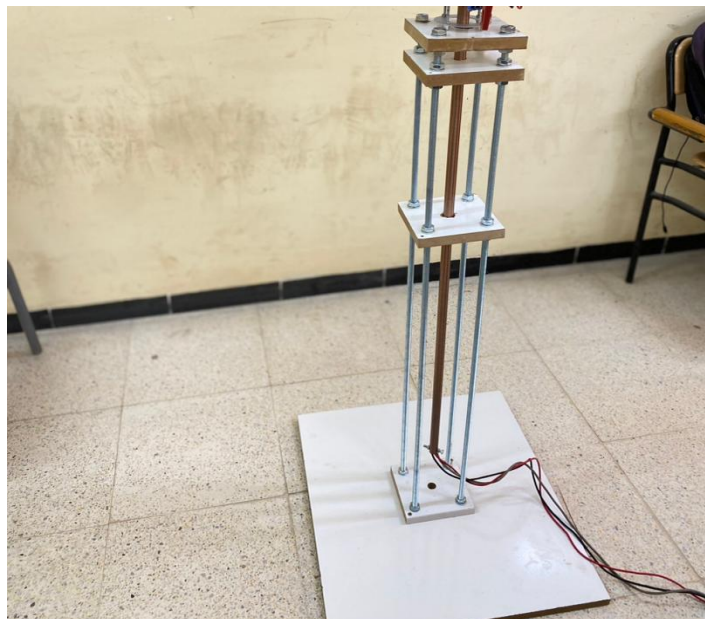


Figure III.14 : Support de Test Quadrirotor

1.Structure:

-Colonne centrale en cuivre : D'une longueur d'environ un mètre, elle sert d'axe principal (Z-axis) permettant au drone de se déplacer verticalement (montée et descente). Le cuivre, matériau robuste et conducteur, peut également aider à répartir d'éventuelles charges électriques excédentaires.

- Supports en acier : Quatre tiges filetées (Threaded Rods) disposées à angle droit offrent une stabilité structurelle. Ces tiges sont fixées entre deux plaques carrées (une en haut, une en bas) à l'aide de boulons et d'écrous.

- Plaques : La plaque supérieure (blanche) supporte le drone et permet son mouvement vertical, tandis que la plaque inférieure (en bois et blanche) sert de base stable au sol.
- Câbles électriques : Des câbles connectés à une alimentation 12V 30A indiquent que le drone est alimenté directement par cette source plutôt qu'une batterie LiPo traditionnelle.

2.Objectif du design:

- Protection : Limite les mouvements libres du drone pour éviter qu'il ne perde le contrôle lors des tests, protégeant ainsi les moteurs, les contrôleurs électroniques (ESCs) et l'environnement.

III.5.9 Description du panneau de contrôle

Cet appareil est une unité de commande à distance conçue pour contrôler un drone quadricoptère à l'aide du module NRF24L01 pour la transmission et la réception sans fil à une fréquence de 2,4 GHz Présenté dans la Figure III-15. Il comprend[8] :

- Microcontrôleur (Arduino Nano) : pour traiter les commandes et gérer le contrôle.
- Module NRF24L01 : pour transmettre les commandes sans fil au drone.
- Boutons et potentiomètres : pour ajuster les mouvements du drone (comme l'altitude ou la direction).

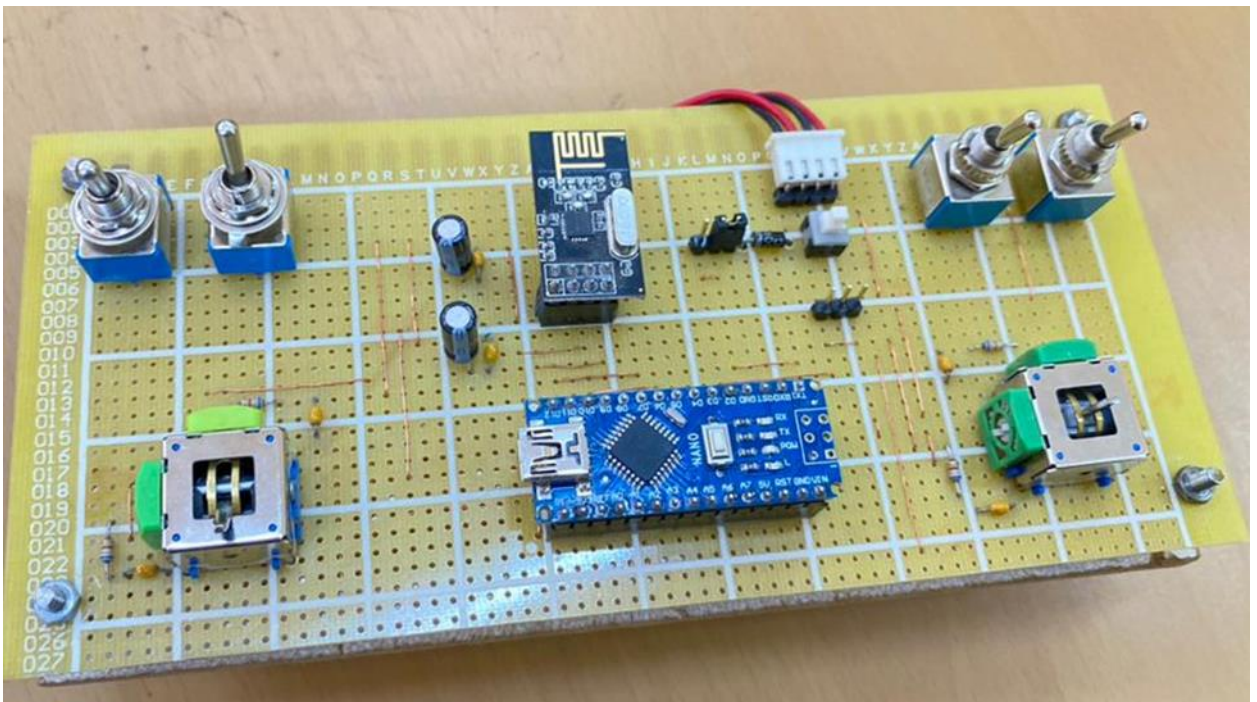


Figure III.15 :Unité de commande électronique multifonction

III.6 Conception et Réalisation

III.6.1 Solution Proposée

La solution retenue pour un système embarqué intelligent repose sur l'intégration d'un ordinateur embarqué. Cette approche s'appuie sur la conception d'un quadrirotor reposant sur et le microcontrôleur STM32F411 couplées à un ordinateur, pour trois fonctions principales :

1. Assurer la stabilité et le bon fonctionnement du quadrirotor à l'aide de la STM32F411.
2. Permettre l'interprétation des messages de communication et fournir un retour d'état au système informatique via un module de communication géré par la carte Arduino Mini et le microcontrôleur STM32F411, qui joue un rôle clé dans le traitement et la gestion des signaux.
3. Faciliter la commande et l'interaction avec le drone grâce à une interface graphique multifonctionnelle, accessible via une connexion radio, permettant à l'utilisateur de piloter et d'interagir avec le quadrirotor.

Le quadrirotor est également monté sur un support de test (Support), qui assure sa protection lors des essais, comme illustré dans la Fig. III.16. Une carte de contrôle centralisée intègre les différents modules pour une gestion efficace des commandes et des données. De plus, une carte mémoire Nano a été utilisée pour stocker et gérer les données de vol, offrant une capacité supplémentaire pour l'enregistrement des paramètres critiques[15].



Figure III.16 :Schéma synoptique de la solution proposée

III.6.2 assemblages

Pour commencer, nous avons accroché les moteurs aux extrémités de chaque bras, puis nous les avons reliés aux ESCs qui sont soudés dans une carte de distribution sur le châssis (Figure III.17).

Nous devons avoir deux moteurs qui tournent dans le sens horaire et deux autres qui tournent dans le sens anti-horaire. Si, après branchement, il s'avère qu'un des moteurs tourne dans le mauvais sens, il suffit d'inverser deux des trois câbles le reliant à son ESC. La prochaine étape consiste à fixer les ESCs et la carte au châssis, puis à fixer le gyroscope bien au centre du châssis pour avoir la plus grande justesse possible. Pour cela, nous avons fabriqué des plaques en plastique pour faciliter la fixation des capteurs et de la carte de contrôle. Le module de communication **NRF24L01**, utilisé pour la transmission sans fil des commandes à une fréquence de 2,4 GHz, est connecté à la carte STM32F411 via une interface SPI, et est collé sur le châssis avec la carte intermédiaire STM32F411 (Figure III.18). Ensuite, il faut placer les hélices. Il faut également placer tout autre composant, comme le GPS, pour enfin procéder au branchement comme présenté dans la Figure III.19. Pour protéger le drone lors des tests, nous avons utilisé un banc de support conçu pour supporter le drone et éviter tout dommage pendant les essais

Pour le branchement, nous avons choisi les sorties 3, 10, 11 et 9 (qui sont des sorties en PWM) pour relier les ESCs à la carte de contrôle STM32F411, et les entrées analogiques SCL et SDA du protocole I²C pour la centrale inertielle IMU GY-87. Les ports 2, 4, 5, 6, 7 sont des entrées numériques utilisées comme commande. Les ESCs disposent de fils d'alimentation de 5V et de GND sur le BEC, qui servent à alimenter la carte programmable. Dans notre cas, nous avons alimenté les deux cartes directement à partir de l'alimentation 12V 30A sur les entrées *Vin* de la carte STM32F411, qui supporte 12V. Nous alimentons le multi-capteur IMU GY-87 et le module NRF24L01 à partir de la sortie 5V de la STM32F411. Tous les ESCs sont liés avec la carte de distribution (Figure III.20), qui est elle-même alimentée par l'alimentation 12V 30A(Figure III.21).

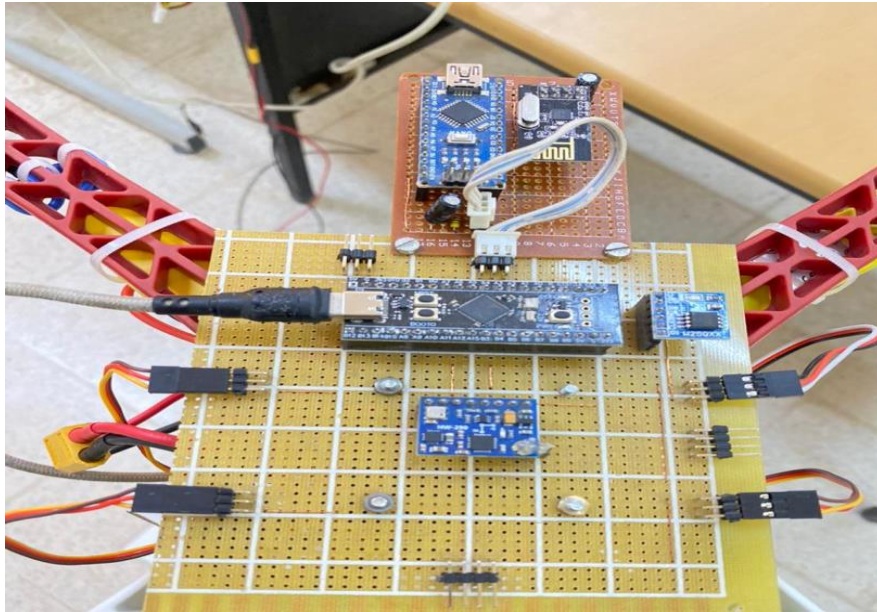


Figure III .17: Fixation de l'IMU, des cartes programmables, du microcontrôleur et de la carte mémoire

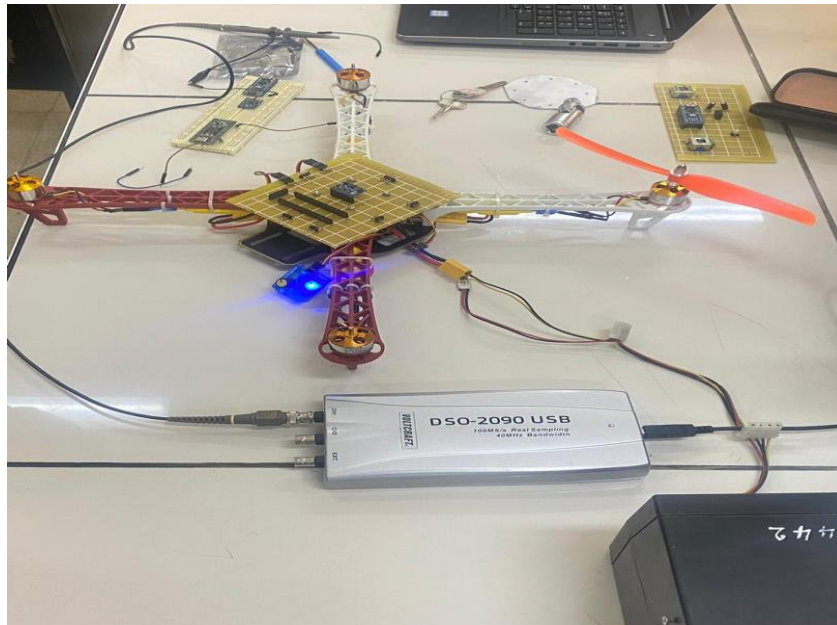


Figure III .18 : ESC soudés sur le châssis



Figure III.19 : Montage des ESC et moteurs



Figure III.20 : Prototype complet sur le support de test

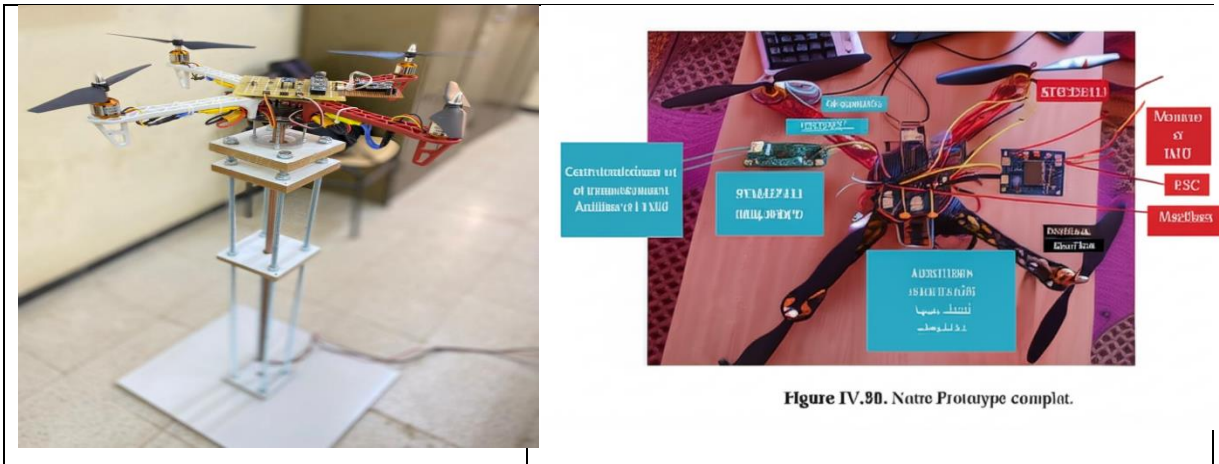


Figure III .21 : Schema d'assemblage

III.7 Logiciel

III.7.1 Programmation du Stabilisateur du Quadrirotor.

La stabilisation du quadrirotor repose sur un programme robuste, développé avec des logiciels comme iNav 6 pour configurer la STM32F411. La carte mémoire Nano enregistre les données en temps réel, et l'algorithme suit une boucle de contrôle PID (illustrée dans la Figure III .22 et III.23) [31].



Figure III.22 : Organigramme du programme

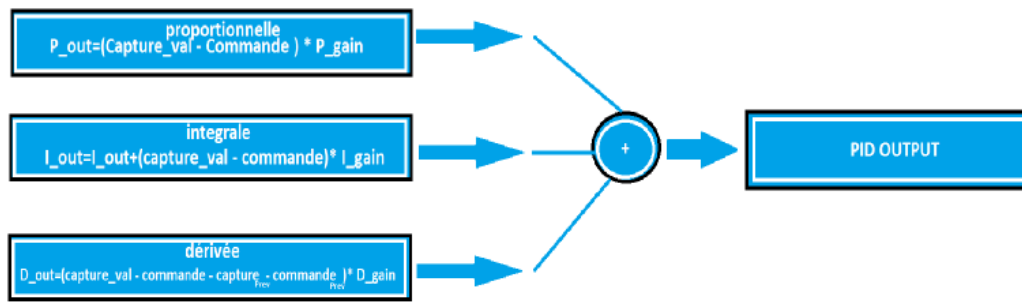


Figure III. 23 : Schéma du régulateur PID

III.8 Programmation du Protocole de Communication

III.8.1 Conception du Protocole

Dans ce projet, nous utilisons un Arduino Nano pour développer un protocole de communication sans fil afin de contrôler un drone quadricoptère, en mettant l'accent sur l'envoi des commandes suivantes : roulis (Roll), tangage (Pitch) et lacet (Yaw). L'objectif est de concevoir un protocole pouvant être interprété par un contrôleur STM32F411 utilisant iNav 6, avec l'ajout d'un mot envoyé (par exemple : "test123") comme mécanisme de vérification[26].

Conception du protocole

Structure du message :

Les messages sont envoyés sous forme de chaîne de caractères au format suivant :

[STX | Gas | Roll | Pitch | Yaw | Message | ETX]

STX (0x02) : marqueur de début de message.

Gas : vitesse des moteurs (de 0 à 100, par exemple G50 = 50%, équivaut à 1500 μ S en PWM).

Roll/Pitch/Yaw : valeur centrale de 50 (correspond à 0°, soit 1500 μ S), par exemple R75 = 50% vers la droite (1750 μ S).

Message : mot envoyé tel que "test123", ajouté comme élément de vérification.

ETX (0x03) : marqueur de fin de message, utilisé pour confirmer la réception.

Transmission :

Le message est transmis via un module NRF24L01 en utilisant l'interface SPI.

Explication du code

Structure :

Le code génère un message tel que STX G75 R50 P60 Y40 test123 ETX, où la valeur de gaz est réglée à 75% et le mot "test123" est ajouté.

Contrôle :

Les valeurs de Gas, Roll, Pitch et Yaw sont converties en impulsions PWM (1500 μ S comme référence, avec ± 500 μ S de variation).

Communication :

Le module NRF24L01 transmet le message à un récepteur, tel que le STM32F411.

Intégration avec iNav 6 et STM32F411

Réception :

Connectez le module NRF24L01 au STM32F411 pour décoder le message et le convertir en signaux PWM.

Configuration dans iNav 6 :

Dans l'onglet "Ports", activez l'interface SPI pour communiquer avec le NRF24L01.

Dans "Receiver", configurez les canaux (Gas, Roll, Pitch, Yaw) pour qu'ils correspondent aux signaux PWM (généralement entre 1000 et 2000 μ S).

Vérification : assurez-vous que la trame se termine par ETX pour valider et traiter correctement le message sur le STM32F411.

III.8.2. Présentation du Logiciel de Configuration iNav

III.8.2.1 Définition d'iNav :

iNav est un logiciel open-source conçu pour la configuration et la gestion des contrôleurs de vol des drones, tels que les quadrirotors. Il fournit une interface graphique appelée iNav Configurator (Figure III.24), utilisée pour personnaliser les paramètres de vol comme la stabilisation (PID), la navigation GPS et l'enregistrement des données via Blackbox. iNav se distingue par son support pour le vol autonome et la navigation avancée, et est compatible avec des contrôleurs comme le STM32F411, tout en gérant divers capteurs (gyroscope, accéléromètre, baromètre, GPS) [31].

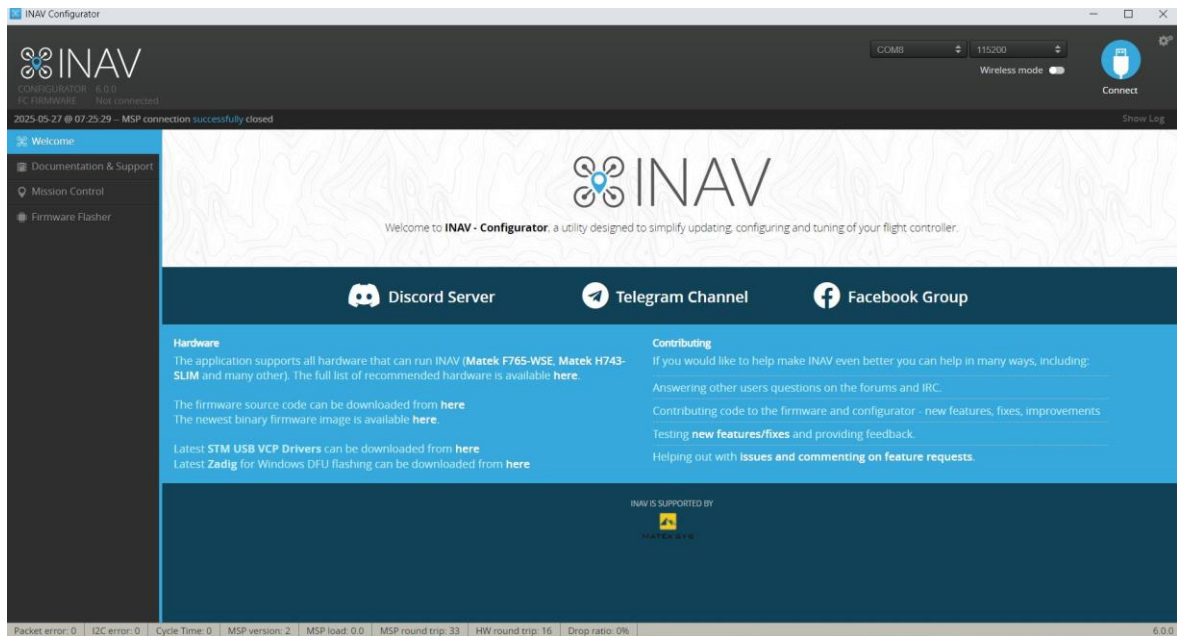


Figure III.24 : iNAV software

- **Présentation de la Version iNav 6 :**

- Interface : iNav 6 offre une interface utilisateur intuitive (iNav Configurator) permettant un contrôle complet des paramètres du drone.

- Caractéristiques Principales :

- Navigation Autonome : Prend en charge les missions de vol automatisées avec GPS (ex. retour au point de départ).

- Stabilisation : Permet le réglage des paramètres PID pour une meilleure stabilité en vol.

- Enregistrement : Supporte l'enregistrement des données de vol via Blackbox pour analyser les performances.

- Compatibilité : Compatible avec des appareils comme le STM32F411 et prend en charge divers capteurs (gyroscope, accéléromètre, GPS).

- Mises à Jour dans iNav 6 : Apporte des améliorations dans le support des appareils modernes, l'optimisation des algorithmes de navigation, et un meilleur support pour les quadrirotors et les ailes fixes.

- Utilisation : Idéal pour les projets nécessitant un vol autonome ou une navigation avancée, avec un support communautaire actif pour des mises à jour continues.

III.8.3. Configuration et Calibration

Le logiciel iNav Configurator est une interface graphique développée pour faciliter la configuration, la mise à jour et l'ajustement des contrôleurs de vol pour drones, compatible avec une large gamme de matériel (Matek F765-WSE, Matek H743-SLIM, etc.). La version présentée est iNav 6.0.0 (STM32F411CE). L'interface principale, comme illustrée, permet une connexion au contrôleur via MSP (Multiwii Serial Protocol), avec des indicateurs de performance tels que le temps de cycle (Cycle Time), la charge CPU (CPU Load), et les erreurs de communication (Packet error, I2C error).

La calibration constitue une étape fondamentale pour assurer la stabilité et la précision du drone lors de son fonctionnement. L'onglet "Setup", représenté dans l'image, fournit des données dynamiques sur l'orientation de la plateforme aérienne, incluant l'angle de cap (Heading : 21°), l'angle de tangage (Pitch : 0°), et l'angle de roulis (Roll : 3°). De plus, cette interface permet une réinitialisation des axes (Reset Z axis) pour corriger tout décalage potentiel. Une liste de vérifications pré-armement (Pre-arming checks) est intégrée pour valider que l'UAV est correctement nivelé, que la navigation est sécurisée, et que les capteurs (gyroscope, accéléromètre, magnétomètre, baromètre, GPS) sont pleinement calibrés. Dans l'exemple illustré, tous les critères de pré-armement sont validés (marqués en vert), indiquant une préparation optimale pour le vol.

III.8.3.1. Étapes principales de la calibration

1. Vérification de l'état des capteurs :

Une analyse systématique des capteurs (gyroscope, accéléromètre, magnétomètre, baromètre, GPS) est effectuée pour s'assurer de leur bon fonctionnement et de leur précision avant toute opération.

2. Ajustement des angles :

Les angles de la plateforme sont ajustés en fonction des données en temps réel (par exemple, Pitch : 0° et Roll : 3° dans la figure III.25), garantissant une orientation stable.

3. Validation des paramètres matériels et logiciels :

Une vérification finale confirme la compatibilité et la cohérence des réglages logiciels avec les spécifications matérielles, minimisant les risques d'erreur pendant le vol.

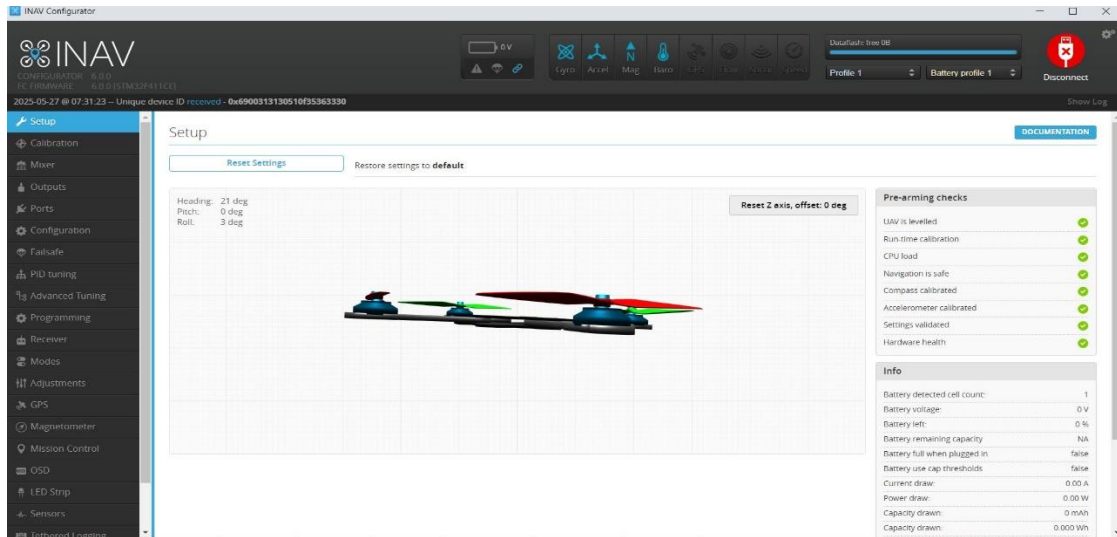


Figure III.25 : INAV PID Tuning.GPG

III.8.4. Régulation PID

L'onglet "PID Tuning" affiche les valeurs de réglage PID pour les axes Roll, Pitch et Yaw comme suit :

- **Roll** : Proportionnel = 56, Intégral = 51, Dérivé = 23, FeedForward = 0.
- **Pitch** : Proportionnel = 54, Intégral = 63, Dérivé = 25, FeedForward = 0.
- **Yaw** : Proportionnel = 85, Intégral = 45, Dérivé = 0.

Ces valeurs influencent la réactivité et la stabilité de l'appareil Figure III-26. La composante proportionnelle (P) améliore la vitesse de réponse, tandis que la composante intégrale (I) réduit les erreurs à long terme, et la composante dérivée (D) atténue les oscillations.

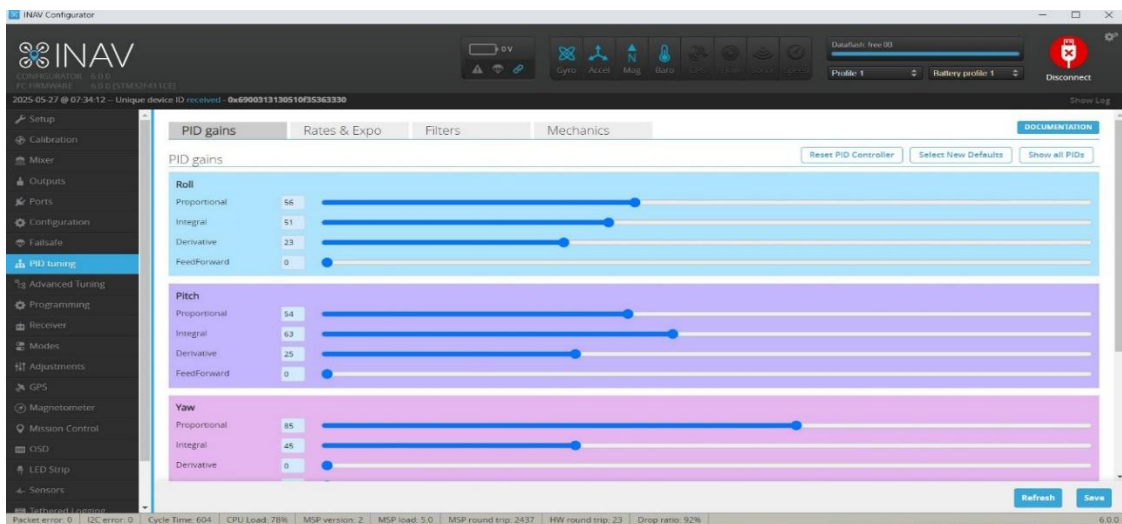


Figure III.26 : Drone Stable

III.8.5. Test sur support

Le banc d'essai est conçu pour évaluer la stabilité et les performances du drone dans des conditions contrôlées. Le drone est fixé le long d'une colonne en cuivre, limitant ses mouvements aux axes verticaux (Z) et permettant une rotation contrôlée autour de l'axe Z (Yaw).

Les paramètres de test incluent :

- **Mouvement Z (altitude)** : Limité à 60 cm pour évaluer la montée et la descente verticale.
- **Angles de rotation** :
 - **PHI (ϕ) - Roulis (Roll)** : Angle d'inclinaison latérale autour de l'axe X, limité à 15° malgré une capacité maximale de 75°.
 - **THETA (θ) - Tangage (Pitch)** : Angle d'inclinaison avant/arrière autour de l'axe Y, limité à 15° malgré une capacité maximale de 75°.
 - **PSI (ψ) - Lacet (Yaw)** : Angle de rotation autour de l'axe Z, avec une liberté complète jusqu'à 360°. Ce design permet d'observer le comportement du drone, en mettant l'accent sur la stabilité en vol et le contrôle précis des angles dans un environnement restreint.

• Procédure et résultats des tests

Le drone a été testé sur le banc d'essai avec une alimentation de 12V et 30A. Les résultats des deux tentatives sont analysés comme suit :

1. **Mouvement Z (altitude)** :
 - **Résultat** : Le drone a réussi à monter de manière stable le long de la colonne en cuivre sur une distance d'environ 60 cm voire en Figure III-27.
 - **Analyse** : L'alimentation de 12V 30A a fourni une puissance suffisante pour générer la poussée nécessaire (Thrust). Avec une consommation typique de 15 à 25A en vol stationnaire, l'alimentation de 30A a répondu aux exigences, permettant une montée verticale contrôlée. La limite de 60 cm a été atteinte sans déviation significative, indiquant une bonne coordination entre le système de distribution d'énergie (PDB) et les contrôleurs électroniques de vitesse (ESCs).
 - **Explication** : La colonne en cuivre restreint les mouvements sur les axes X et Y, isolant le déplacement vertical (Z). La stabilité observée reflète une alimentation stable et un réglage efficace des moteurs.



Figure III.27 :Test sur support

III.8.6. Uision des données sur blackbox

L'outil "Blackbox Explorer" d'iNav est utilisé pour analyser les données de vol de votre drone, enregistrées dans un fichier journal (log) nommé "blackbox_log_2025-05-27_083558.TXT". Il permet de visualiser des informations importantes comme les capteurs (gyroscopes, accéléromètres), les moteurs, les commandes RC, et les réglages PID. Cet outil aide à comprendre le comportement de votre drone, diagnostiquer les problèmes, et ajuster les paramètres pour de meilleures performances. La Figure III-28 et III-29 et III-30, ci-dessous, capturées à différents moments.

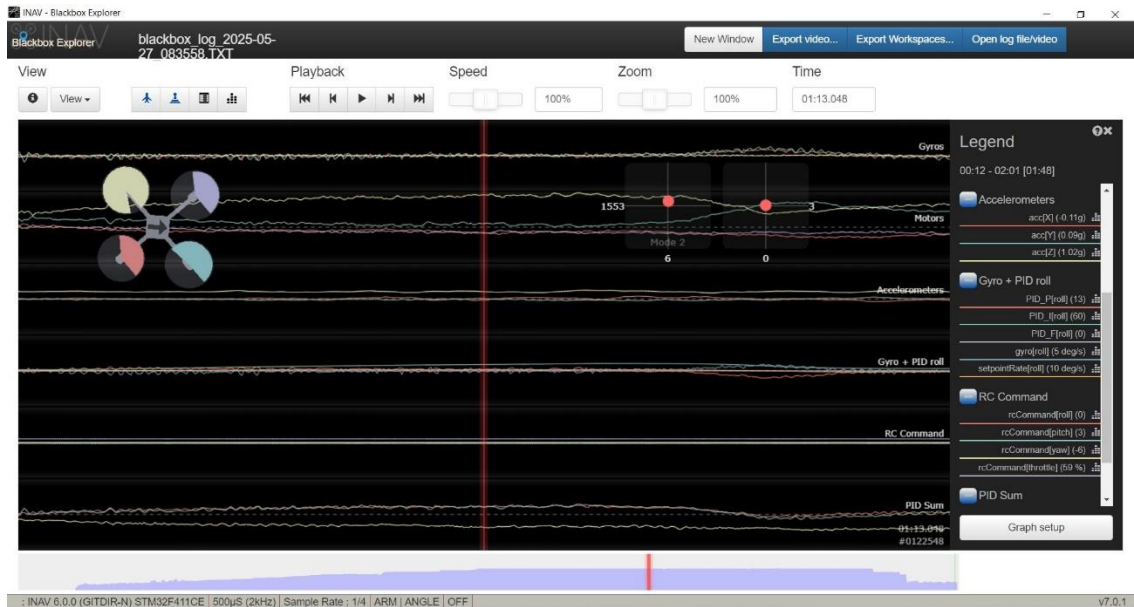


Figure III.28 : DORONE STABLE

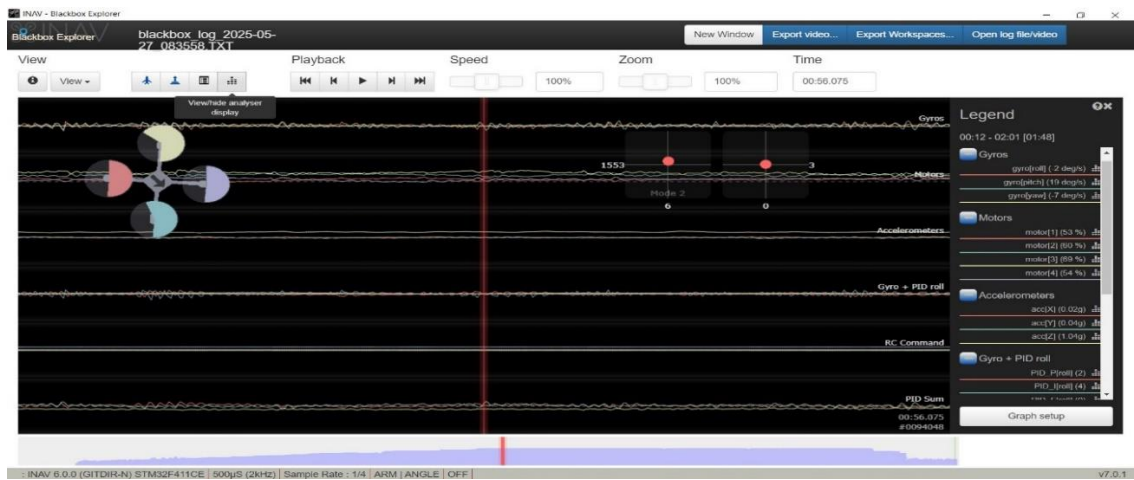


Figure III.29 : commande pitch

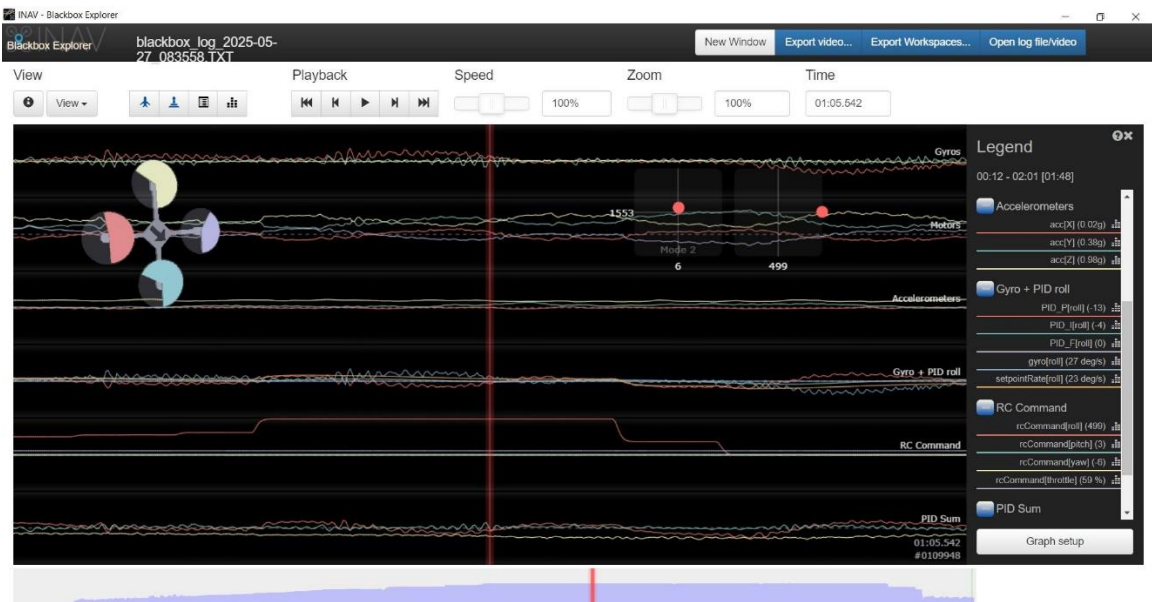


Figure III.30 : Affichage des données de vol enregistrées

Analyse des Résultats des Figures

Figure III-28 :

- **Gyroscopes:** gyro[roll] = -2 deg/s, gyro[pitch] = 19 deg/s, gyro[yaw] = -7 deg/s.
- **Moteurs:** motor [1] = 63 %, motore [2] = 60 %, motor [3] = 69 %, motor [4] = 64 %.
- **Accéléromètre :** acc[X] = 0.19g, acc[Y] = 0.38g, acc[Z] = 0.98g.
- **Commandes RC :** Rc Command [trotte] = 69 %.
- **Analyse :** Le drone montre une inclinaison avant/arrière (gyro[pitch] = 19 deg/s), mais reste stable verticalement (acc[Z] = 0.98g). Les moteurs fonctionnent à des niveaux moyens (60-69 %), indiquant une poussée modérée.

Figure III-29 :

- **Gyroscopes :** Les valeurs sont similaires à la première image, avec une légère baisse de gyro[pitch].
- **Moteurs :** Les pourcentages des moteurs restent proches (63-69 %).
- **Accéléromètres :** acc[Z] = 0.99g, montrant une position encore plus verticale.
- **Analyse :** Le drone gagne en stabilité verticale (acc[Z] plus proche de 1g), et l'inclinaison en tangage (pitch) diminue légèrement, suggérant une correction progressive.

Figure III-30 :

- **Gyroscopes:** gyro[roll] = -2 deg/s, gyro[pitch] = 19 deg/s, gyro[yaw] = -7 deg/s.
- **Moteurs :** Les moteurs restent stables (63-69 %).
- **Commandes RC :** RC Command[pitch] = 3, RC Command[yaw] = -6.
- **Analyse :** L'inclinaison en tangage (pitch) persiste (gyro[pitch] = 19 deg/s), et les commandes RC montrent de petits ajustements pour maintenir l'équilibre. Les moteurs sont cohérents, mais l'asymétrie (motor [3] à 69 %) peut indiquer un léger déséquilibre.

III.9. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons examiné en détail les composants d'un drone quadricoptère en forme de X, incluant sa structure, ses moteurs, ses capteurs et ses systèmes de contrôle. Ces éléments ont été assemblés avec précision pour assurer compatibilité et stabilité. Ensuite, le programme iNav 6.0 a été présenté comme un outil clé pour la programmation et la gestion,

suivi de la phase de configuration et de calibration, qui a porté sur l'ajustement des angles du drone et la vérification des capteurs pour confirmer sa préparation au vol. Le réglage PID a ensuite été réalisé pour améliorer les performances et la stabilité en vol, et enfin, l'analyse des données Blackbox a permis d'évaluer les performances et d'identifier les ajustements nécessaires pour optimiser la stabilité de la plateforme, cette approche intégrée met en évidence que iNav 6.0 offre un cadre efficace pour le développement et l'amélioration de votre quadricoptère, reflétant le succès de l'assemblage des composants et de la programmation pour des performances remarquables[47].

Conclusion générale

Conclusion générale

Ce travail de fin d'études a permis de concevoir, modéliser, simuler et implémenter un **drone quadrirotor en configuration 'X'**, en explorant de manière progressive les différentes étapes nécessaires à la réalisation d'un système embarqué autonome.

Dans un premier temps, une étude approfondie sur les drones a été menée, mettant en évidence leur évolution, leurs classifications et leurs nombreuses applications civiles et industrielles. Par la suite, une **modélisation dynamique** rigoureuse du quadrirotor a été développée sur la base des équations de **Newton-Euler**, traduisant les comportements mécaniques du système sous forme mathématique exploitable pour la commande.

La conception d'un **système de contrôle PID**, intégrée dans l'environnement **MATLAB/Simulink**, a permis de simuler le comportement du drone et d'évaluer la stabilité du système dans des conditions virtuelles. Les résultats obtenus ont confirmé l'efficacité du contrôleur dans le suivi de trajectoire et le maintien de la stabilité, même en présence de perturbations.

Enfin, le projet a été concrétisé par la mise en œuvre d'une **Unité Fonctionnelle de Déploiement (UFD)**, intégrant les éléments matériels (capteurs, microcontrôleurs, ESC, moteurs brushless, etc.) et logiciels nécessaires au pilotage réel du drone. Les tests expérimentaux ont validé le bon fonctionnement du système, ouvrant la voie à des améliorations futures.

Cependant, plusieurs pistes d'évolution restent envisageables. Parmi elles : – L'intégration de **techniques de commande avancées** (commande adaptative, LQR, fuzzy logic) ; – Le développement d'un **système de navigation autonome** basé sur la vision ou le GPS ; – L'interconnexion en réseau pour la gestion **multi-drone collaborative** ; – L'optimisation énergétique et la réduction du poids total du système.

Ce projet constitue une base solide pour de futures recherches et applications pratiques dans les domaines de la **robotique aérienne**, de la **commande intelligente**, et des **systèmes embarqués temps réel**. Il a également permis d'acquérir une expérience précieuse dans l'ingénierie de conception, l'intégration système, et la gestion de projet [47].

Références bibliographiques

Références bibliographiques

- [1] S. Bouabdallah, P. Murrieri, and R. Siegwart, “Design and control of an indoor micro quadrotor,” in Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Autom. (ICRA), Apr. 2004, pp. 4393–4398, doi: 10.1109/ROBOT.2004.1302409.
- [2] G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, “Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment,” in Proc. AIAA Guid., Navig., Control Conf., Aug. 2007, pp. 1–20, doi: 10.2514/6.2007-6461.
- [3] STMicroelectronics, “STM32F411xC/E advanced Arm-based 32-bit MCUs,” Datasheet Rev. 8, Sep. 2020. [Online]. Available: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/stm32f411ce.pdf>
- [4] A. Tayebi and S. McGilvray, “Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft,” IEEE Trans. Control Syst. Technol., vol. 14, no. 3, pp. 562–571, May 2006, doi: 10.1109/TCST.2006.872519.
- [5] P. Pounds, R. Mahony, and P. Corke, “Modelling and control of a quad-rotor robot,” in Proc. Australas. Conf. Robot. Autom., Dec. 2006, pp. 1–10.
- [6] R. Mahony, V. Kumar, and P. Corke, “Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor,” IEEE Robot. Autom. Mag., vol. 19, no. 3, pp. 20–32, Sep. 2012, doi: 10.1109/MRA.2012.2206474.
- [7] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, and D. Nakazawa, Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles. Tokyo, Japan: Springer, 2010, doi: 10.1007/978-4-431-53856-1.
- [8] Arduino, “Arduino Nano,” Official Documentation, 2023. [Online]. Available: <https://docs.arduino.cc/hardware/nano>
- [9] D. Mellinger and V. Kumar, “Minimum snap trajectory generation and control for quadrotors,” in Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Autom. (ICRA), May 2011, pp. 2520–2525, doi: 10.1109/ICRA.2011.5980409.
- [10] V. Kumar and N. Michael, “Opportunities and challenges with autonomous micro aerial vehicles,” Int. J. Robot. Res., vol. 31, no. 11, pp. 1279–1291, Sep. 2012, doi: 10.1177/0278364912455954.

-
- [11] T. Bresciani, “Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter,” Dept. Autom. Control, Lund Univ., Lund, Sweden, 2008.
- [12] T. Lee, M. Leok, and N. H. McClamroch, “Geometric tracking control of a quadrotor UAV on SE(3),” in Proc. IEEE Conf. Decision Control, Dec. 2010, pp. 5420–5425, doi: 10.1109/CDC.2010.5717652.
- [13] DJI, “F450 ARF Kit,” Product Manual, 2019. [Online]. Available: <https://www.dji.com/flame-wheel-arf>
- [14] P. Pounds, R. Mahony, and P. Corke, “Design of a static thruster for micro air vehicle rotorcraft,” J. Aerosp. Eng., vol. 22, no. 1, pp. 85–94, Jan. 2009, doi: 10.1061/(ASCE)22.1(2009)85.
- [15] B. Erginer and E. Altuğ, “Modeling and PD control of a quadrotor VTOL vehicle,” in Proc. IEEE Intell. Veh. Symp., Jun. 2007, pp. 894–899, doi: 10.1109/IVS.2007.4290229.
- [16] M. Faessler, A. Franchi, and D. Scaramuzza, “Differential flatness of quadrotor dynamics subject to rotor drag for accurate tracking of high-speed trajectories,” IEEE Robot. Autom. Lett., vol. 3, no. 2, pp. 620–626, Apr. 2018, doi: 10.1109/LRA.2017.2776353.
- [17] M. Banzi and M. Shiloh, Getting Started with Arduino, 3rd ed. Sebastopol, CA, USA: Maker Media, 2014.
- [18] EMAX, “MT2213 935KV Brushless Motor,” Product Specification, 2020. [Online]. Available: <https://www.emaxmodel.com>
- [19] Hobbyking, “Hobbyking 30A ESC,” Product Manual, 2021. [Online]. Available: <https://hobbyking.com>
- [20] K. P. Valavanis and G. J. Vachtsevanos, Handbook of Unmanned Aerial Vehicles. Dordrecht, Netherlands: Springer, 2015.
- [21] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, Modelling and Control of Mini-Flying Machines. London, UK: Springer, 2005, doi: 10.1007/1-84628-179-2.
- [22] T. Luukkonen, “Modelling and control system design of a UAV quadrotor,” Dept. Autom. Sci. Eng., Aalto Univ., Espoo, Finland, 2011.
- [23] InvenSense, “MPU-6050 Six-Axis (Gyro + Accelerometer) MEMS MotionTracking Devices,” Datasheet Rev. 3.4, Aug. 2013. [Online]. Available: <https://invensense.tdk.com>

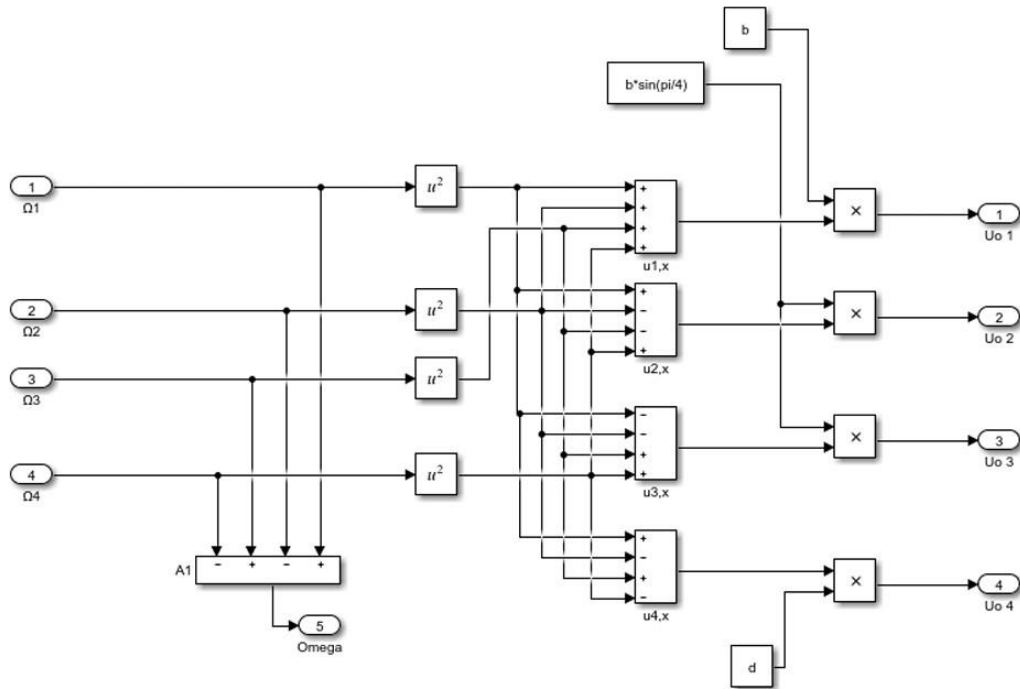
- [24] Bosch Sensortec, “BMP085 Digital Pressure Sensor,” Datasheet Rev. 1.2, Jul. 2008. [Online]. Available: <https://www.bosch-sensortec.com>
- [25] Honeywell, “HMC5883L 3-Axis Digital Compass IC,” Datasheet Rev. E, Feb. 2013. [Online]. Available: <https://www.honeywell.com>
- [26] Nordic Semiconductor, “nRF24L01 Single Chip 2.4GHz Transceiver,” Product Specification Rev. 2.0, Jul. 2007. [Online]. Available: <https://www.nordicsemi.com>
- [27] F. Sabatino, “Quadrotor control: modeling, nonlinear control design, and simulation,” Dept. of Elec. Eng., KTH Royal Inst. of Tech., Stockholm, Sweden, 2015.
- [28] Z. He and L. Zhao, “A simple attitude control of quadrotor helicopter based on Ziegler-Nichols rules for tuning PD parameters,” *Abstr. Appl. Anal.*, vol. 2014, pp. 1–13, 2014, doi: 10.1155/2014/280180.
- [29] M. Bangura and R. Mahony, “Nonlinear dynamic modeling for high performance control of a quadrotor,” in *Proc. Australas. Conf. Robot. Autom.*, Dec. 2012, pp. 1–10.
- [30] F. Goodarzi, D. Lee, and T. Lee, “Geometric stabilization of a quadrotor UAV with a payload connected by flexible cable,” in *Proc. Amer. Control Conf.*, Jul. 2015, pp. 4925–4930, doi: 10.1109/ACC.2015.7172094.
- [31] iNavFlight, “iNav Configurator Documentation,” User Manual, 2023. [Online]. Available: <https://github.com/iNavFlight/inav-configurator>
- [32] M. Shah, A. R. S. Bramantya, and H. K. Tripathy, “Dynamic modeling and control of a quadcopter UAV using MATLAB/Simulink,” in *Proc. Int. Conf. Adv. Robot. Intell. Syst.*, Aug. 2016, pp. 1–6, doi: 10.1109/ARIS.2016.7886612.
- [33] X. Zhang, X. Li, K. Wang, and Y. Lu, “A survey of modelling and identification of quadrotor robot,” *Abstr. Appl. Anal.*, vol. 2014, pp. 1–16, Oct. 2014, doi: 10.1155/2014/320526.
- [34] J. A. Farrell, *Aided Navigation: GPS with High Rate Sensors*. New York, NY, USA: McGraw-Hill, 2008.
- [35] S. Gupte, P. I. T. Mohandas, and J. M. Conrad, “A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles,” in *Proc. IEEE Southeastcon*, Mar. 2012, pp. 1–6, doi: 10.1109/SECON.2012.6196930.
- [36] K. J. Åström and T. Hägglund, *PID Controllers: Theory, Design, and Tuning*, 2nd ed. Research Triangle Park, NC, USA: ISA, 1995.
- [37] A. L. Salih, M. Moghavvemi, H. A. F. Mohamed, and K. S. Gaeid, “Flight PID controller design for a UAV quadrotor,” *Scientific Research and Essays*, vol. 5, no. 23, pp. 3660–3667, Dec. 2010.

- [38] R. C. Dorf and R. H. Bishop, *Modern Control Systems*, 13th ed. Boston, MA, USA: Pearson, 2017.
- [39] H. Lim, J. Park, D. Lee, and H. J. Kim, “Build your own quadrotor: Open-source projects on unmanned aerial vehicles,” *IEEE Robot. Autom. Mag.*, vol. 19, no. 3, pp. 33–45, Sep. 2012, doi: 10.1109/MRA.2012.2205629.
- [40] S. Lupashin, A. Schöllig, M. Sherback, and R. D’Andrea, “A simple learning strategy for high-speed quadcopter multi-flips,” in *Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Autom. (ICRA)*, May 2010, pp. 1642–1648, doi: 10.1109/ROBOT.2010.5509452.
- [41] D. Gurdan, J. Stumpf, M. Achtelik, K.-M. Doth, G. Hirzinger, and D. Rus, “Energy-efficient autonomous four-rotor flying robot controlled at 1 kHz,” in *Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Autom. (ICRA)*, Apr. 2007, pp. 361–366, doi: 10.1109/ROBOT.2007.363811.
- [42] R. D’Andrea, “Guest editorial: A revolution in the warehouse: A retrospective on the quadrotor and its impact on robotics research,” *Annu. Rev. Control Robot. Auton. Syst.*, vol. 5, no. 1, pp. 1–15, 2022, doi: 10.1146/annurev-control-042920-012045.
- [43] J. Metge, “Contribution à la commande robuste des drones à voilure tournante,” Ph.D. dissertation, Univ. Toulouse, Toulouse, France, 2014. [Online]. Available: https://theses.hal.science/tel-01298510v1/file/METGE_JULIEN_2014.pdf
- [44] Federal Aviation Administration, “FAA Part 107 regulations,” 2023. [Online]. Available: https://www.faa.gov/uas/commercial_operators/part_107
- [45] European Union Aviation Safety Agency, “EU Regulation 2019/947,” 2019. [Online]. Available: <https://www.easa.europa.eu/regulations>
- [46] DJI, “DJI Agras T30,” Product Manual, 2023. [Online]. Available: <https://www.dji.com/agras-t30>
- [47] Amazon, “Amazon Prime Air,” 2023. [Online]. Available: <https://www.amazon.com/primeair>
- [48] ArduPilot, “Mission Planner software,” 2023. [Online]. Available: <https://ardupilot.org/planner/>
- [49] A. Gibiansky, “Quadcopter dynamics, simulation, and control,” 2015. [Online]. Available: <https://andrew.gibiansky.com/>
- [50] R. W. Beard, “Quadrotor dynamics and control,” Brigham Young University, Provo, UT, Tech. Rep., Feb. 2008.
- [51] P. Corke, *Robotics, Vision and Control: Fundamental Algorithms in MATLAB*, 2nd ed. Cham, Switzerland: Springer, 2017.

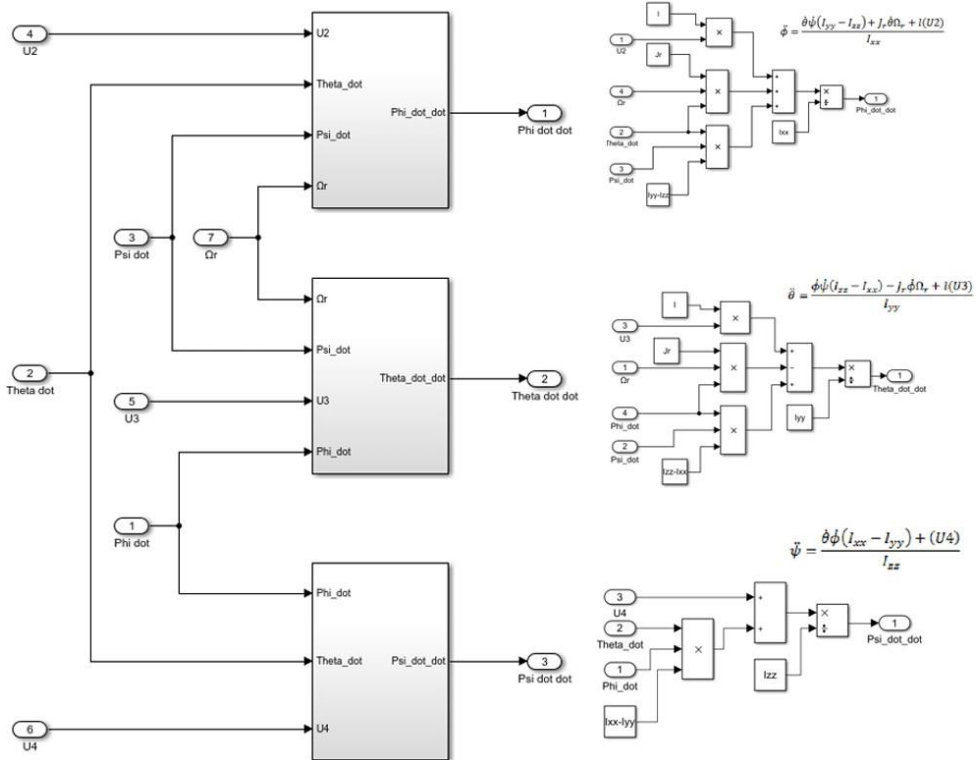
Annexes

Annexes

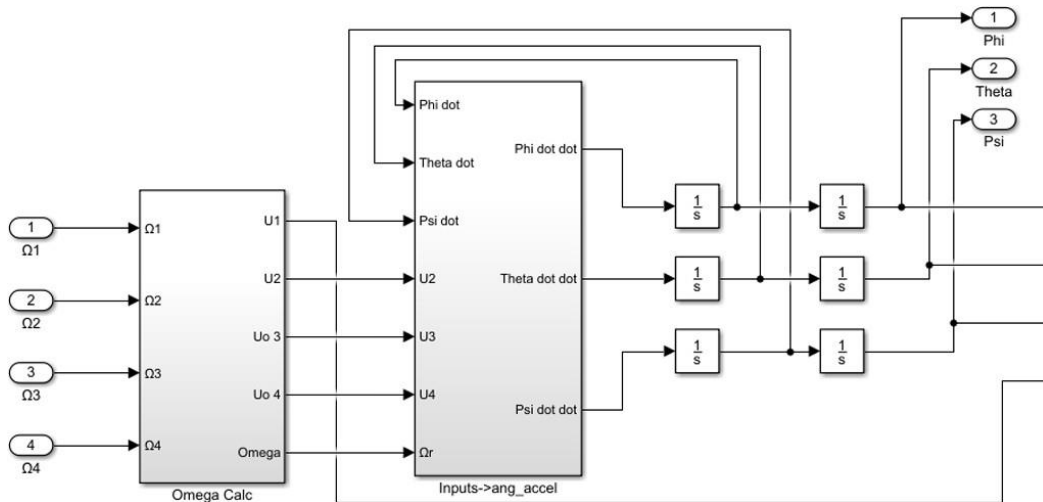
1.Lancast



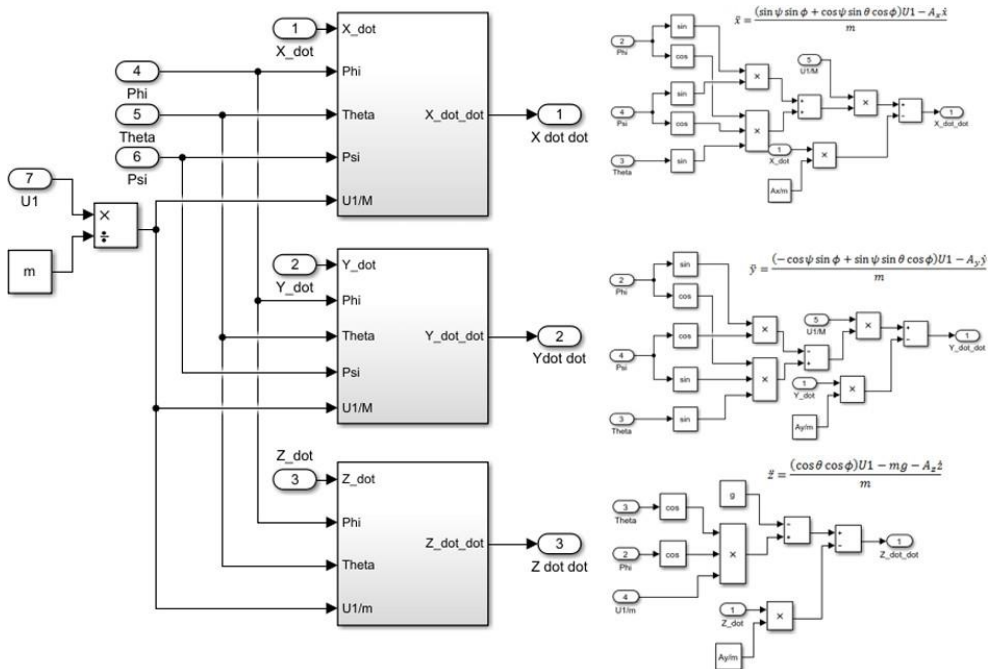
.II. Équations de poussée Vitesse angulaire



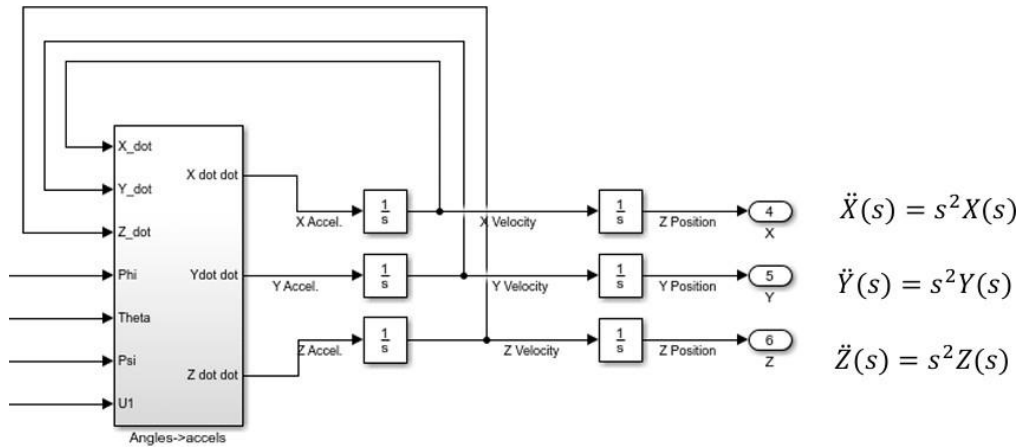
-1 Équations d'accélération angulaire de l'installation de quadcoptère



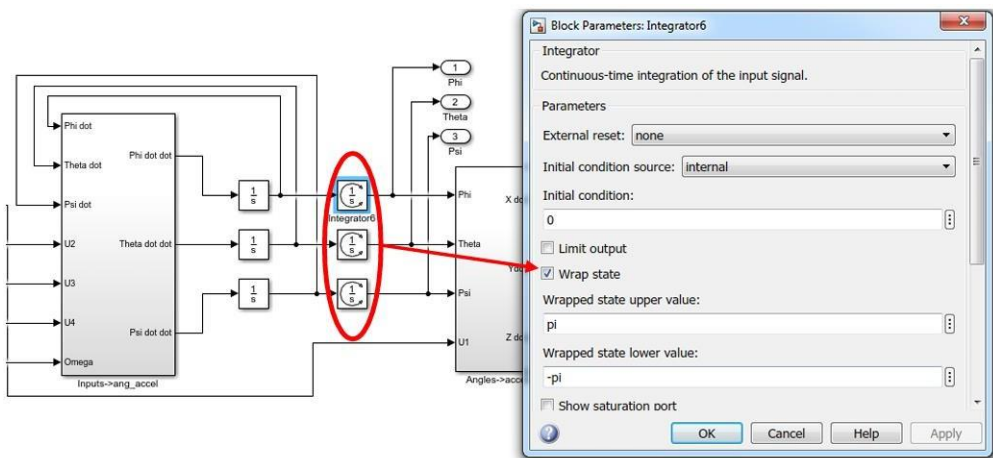
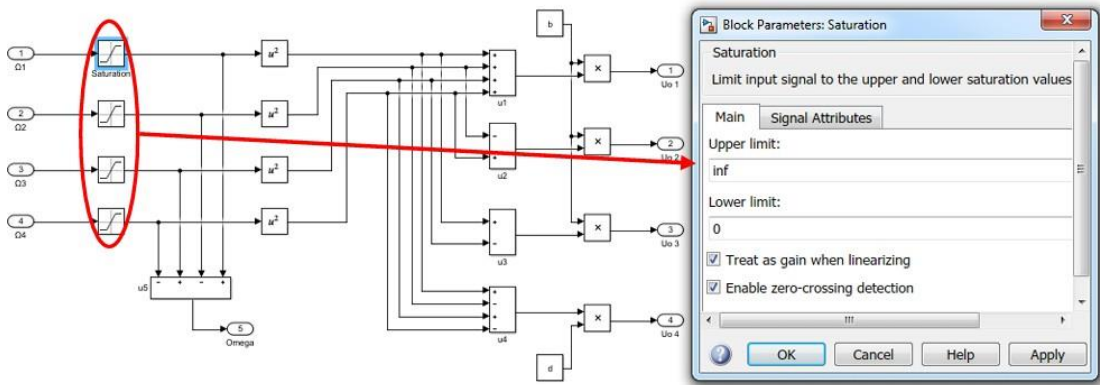
1-2 Accélérations angulaires vers vitesses angulaires et positions



-1-3 Blocs d'équations d'accélération angulaire de l'installation de quadcoptère



-1-4-Quadcopter plant integrals



Accéléromètre et gyroscope dans le modèle

