



République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Djillali Liabès de Sidi Bel Abbès

Faculté de Technologie
Département de Génie Mécanique

THESE

Présentée Pour l'obtention Du Grade de Doctorat en Sciences

Par :

Monsieur SATLA Zouaoui

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Comportement Mécanique Des Structures

Intitulé de la thèse

Contribution à la modélisation et à la commande d'un drone miniature

Soutenue le :

Devant le Jury Composé de :

BELABBES Baghdad	Professeur	Président	UDL Sidi Bel Abbes
ELAJRAMI Mohamed	Professeur	Directeur de thèse	UDL Sidi Bel Abbes
OULD CHIKH Elbahri	Professeur	Examineur	Université de Mascara
GHAZI Abdelkader	M.C.A	Examineur	Université de Mascara
REZGANI Laid	M.C.A	Examineur	Université de Saida.

Année Universitaire: 2017-2018

Remerciements

Je remercie Dieu, le tout puissant, pour m'avoir donné, le courage, la patience, la volonté et la force nécessaire, pour affronter toutes les difficultés et les obstacles, qui se sont hissés au travers de mon chemin, durant toutes mes années d'études. Je adresse mes sincères remerciements à tous mes enseignants de L'université de sidi bel abbès, notamment à mon promoteur Monsieur Mohamed ELAJRAMI, Professeur à l'Université de Sidi-Bel-Abbès d'avoir proposé le sujet sur lequel j'ai travaillé, et qui m'a aidé dans tous les moments de la recherche, l'écriture et l'organisation de thèse.

Je tiens aussi à adresser, mes vifs remerciements à Monsieur BELABBES Baghdad, Professeur à l'Université de Sidi-Bel-Abbès, qui m'a fait l'honneur de présider le jury de soutenance de cette thèse.

Je tiens notamment, à adresser l'expression de ma sincère reconnaissance au membre du jury d'examen, Monsieur OULD CHIKH Elbahrî, Professeur à l'Université de Mascara pour l'intérêt qu'il a porté à ce travail.

Je désire aussi adresser mes remerciements les plus respectueux à Monsieur GHAZI Abdelkader maître de conférences (MCA), de l'Université de Mascara, qui m'ont fait l'honneur de bien vouloir juger ce travail.

Mes remerciements vont également à Monsieur REZGANI Laïd maître de conférences (MCA) à l'Université de Saïda d'avoir accepté d'examiner ce travail et d'être membre de jury.

Cette page ne serait être complète sans remercier mes meilleurs collègues: Kouider, Mohamed, Azzadine Abd Aziz, Kamal, Mostafa , Ahemad, Amin Et Mohamed sans leurs soutiens je n'aurais sûrement pas pu mener à bien cette thèse.

Les dernières lignes sont réservées à mes parents, à mes frères et à ma sœur, vous m'avez Apporté amour, réconfort et paix depuis toutes ces années. Je ne sais comment vous dire toute la gratitude que je peux avoir et toujours l'éternel même mot, "Merci !". Ma mère Et mon père, vous êtes les meilleurs parents qu'un être humain peut avoir dans sa vie.

Enfin, mes remerciements vont à tous ceux qui m'ont soutenu de près ou de loin à réussir ce travail.

Mes vives salutations.

TABLE DES MATIERES

TABLE DES MATIERES	<i>I</i>
Résumé :	<i>VI</i>
<i>Mots clés</i>	<i>VI</i>
Abstract:	<i>VII</i>
<i>Keywords</i>	<i>VII</i>
LISTE DES TABLEAUX	<i>VII</i>
LISTE DES FIGURES	<i>IX</i>
LISTE DES ABREVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES	<i>XIII</i>
LISTE DES SYMBOLES ET UNITES DES MESURE	<i>XIV</i>

Introduction Générale

INTRODUCTION GENERALE.....	<i>1</i>
----------------------------	----------

Chapitre I :

Classifications, et applications des drones

1. Introduction	<i>5</i>
2. Classification des drones	<i>8</i>
2.1 Classification des véhicules aériens sans pilote	<i>8</i>
2.1.1 Les drones HTOL et VTOL	<i>9</i>
2.1.2 Les drones à rotor basculant, à voilure basculante, à corps inclinable et à ventilateur canalisé.....	<i>9</i>
2.1.3 Helicopter and heli-aile UAVs	<i>10</i>
2.1.4 Non conventionnels UAVs.....	<i>10</i>
2.2 Classification de micro drone (μ UAVs)	<i>11</i>
2.2.1 Ornithopter μ UAVs.....	<i>12</i>
2.2.2 Ornicopter μ UAVs	<i>13</i>

Table des matières

2.2.3	Cyclocopter μ UAVs	13
2.3	Classification des MAVs	13
2.3.1	voilure fixe MAVs	15
2.3.2	Ailes battantes MAVs	16
2.3.3	MAV à ailes mobiles / fixes	17
2.3.4	MAV à voilure tournante	17
2.4	Classification des NAVs	19
2.5	Classification des PAVs.....	20
2.6	Poussière intelligente SD.....	20
2.7	Bio-drones	22
2.7.1	Taxidermie bio-drones	22
2.7.2	Bi-drones vivants.....	23
2.8	Drones hybrides	24
3.	Applications des drones	25
3.1	Missions de recherche et de sauvetage	27
3.2	Protection environnementale	27
3.3	Envoi et livraison.....	28
3.4	Drones spatiaux	28
3.5	Drones marins.....	29
3.6	Applications diverses des drones.....	30
4.	Conclusions	31

Chapitre II :

Modélisation et commande d'un drone quadrirotor

1.	Introduction	32
2.	Description générale du quadrirotor	32
2.1.	Mouvements du quadrirotor.....	33

Table des matières

2.2.	Mouvement vertical	35
2.3.	Mouvement de roulis	35
2.4.	Mouvement de tangage	36
2.5.	Mouvement de lacet	36
2.6.	Mouvements de translation	37
3.	Modèle dynamique du quadrirotor	37
3.1	Angles d'Euler	39
3.2	Vitesses angulaires	40
3.3	Vitesses linéaires	40
4.	Effets physiques agissants sur le quadrirotor	40
4.1.	Les force	41
4.1.1	Le poids du quadrirotor	41
4.1.2	Les forces de poussée	41
4.1.3	Les forces de traînée	41
4.2	Les moments	42
4.2.1	Moments dus aux forces de poussée	42
4.2.2	Moments dus aux forces de traînée	42
4.3	Effet gyroscopique	42
4.4	Autres forces et moments non modélisés	43
4.4.1	Battement d'hélices	43
4.4.2	Frottement de l'air	43
4.4.3	Effet de sol	43
4.5	Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler	43
4.5.1	Equations de mouvement de translation	45
4.5.2	Equations de mouvement de rotation	46
4.6	Relation forces/moment et vitesse de moteurs	47
4.7	Représentation d'état du système	48

Table des matières

5. La dynamique des rotors	51
6. Contrôle PID.....	57
7. Conclusion.....	60

Chapitre III :

Résultats et interprétations

1. Introduction	62
2. Présentation de model quadrirotor choisie	62
3. Paramètres du modèle en simulation.....	63
4. Première simulation de vol	64
4.1 Paramètres De Contrôleur PID	66
5. Deuxième simulation de vol.....	71
5.1 Fonctions de trajectoire désire	71
5.2 Simulation.....	71
6. Troisième essai de vol	77
6.1 Simulations	77
7. Conclusion.....	86

Conclusion générale

CONCLUSION GENERALE.....	87
ANNEXE I.....	89
ANNEXE II	93
ANNEXE III	94
RECOMMANDATIONS.....	101

References

REFERENCES.....	103
-----------------	-----

الملخص

كوادركوبتر هو روبوت طائر، ينتمي إلى عائلة الطائرات المتعدد المحركات. يتميز الكوادركوبتر بعدة خصائص (بنية ميكانيكية ذات حجم منخفض ، وزن منخفض ، خفة حركة ، انقلاب عمودي ، هبوط أفقي) ، مما يميزها عن أنواع الروبوتات الطائرة الأخرى. ومع ذلك ، على الرغم من كل هذه المزايا ، فإن كوادكوتر لديه نموذج ديناميكي غير خطي ومترابط بشكل قوي ، وبالتالي فإن هذا النوع يحتاج إلى متحكم فعال و مستقر. هذه الأطروحة تدور حول النمذجة والتحكم في روبوتات الطيران ، وتحديد كوادركوبتر.

الهدف الرئيسي من العمل الحالي هو تصميم نموذج رياضي قادر على توقع سلوك الروبوتات الطائرة بأربعة محركات (كوادكوبتر) باستعمال متحكم من نوع PID. حيث P يعتمد على الأخطاء الحالية ؛ I على تراكم أخطاء الماضي ، و D التنبؤ بالأخطاء المستقبلية مع اعتماد استراتيجية بسيطة. في هذا الصدد ، قمنا بوضع نموذج رياضي محاكي لحركة الطائرة باستعمال معادلات نيوتن أويلر لديناميكية الجسم الصلبة. من أجل تبسيط خوارزمية التحكم ، اعتمدنا على الفرضيات التالية (تجاهل تأثير خفق شفرة المحرك وسرعة السوائل المحيطة على النموذج) . هذا التبسيط يجعل النموذج مرناً ويسمح بسهولة تصميم المتحكم ليكون أكثر كفاءة دون الحاجة إلى حساب مكلف. في هذا العمل يتم تنفيذ المحاكاة باستخدام برنامج ماتلاب.

الكلمات الدالة

طائرة بدون طيارة ، معادلات نيوتن أويلر لديناميكية الجسم الصلبة ، تصميم تحكم PID ، متلاب

Résumé :

Le quadrotor est un robot volant faisant partie de la famille des multirotors. Il possède plusieurs caractéristiques (une structure de taille réduite, faible poids, agilité, décollage et atterrissage vertical) qui lui offrent plusieurs avantages par rapport à d'autres types de robots volants. Mais malgré tous ses avantages, le quadrotor possède une dynamique fortement non linéaire et pleinement couplée, d'où la nécessité d'une commande robuste et stable. Cette thèse porte donc sur la modélisation et la commande de robot volant de type quadrotor.

L'objectif principal du présent travail est de concevoir un modèle mathématique pour estimer le comportement des robots volants à quatre moteurs (quadcoptères) contrôlés par trois algorithmes; P dépend des erreurs présentes; I sur l'accumulation des erreurs passées, et D une prédiction des erreurs futures (conception du contrôleur PID) avec une stratégie simple. À cet égard, une équation régissant le mouvement basé sur les formulaires de Newton Euler pour la dynamique du corps rigide est présentée. Afin de concevoir l'algorithme de contrôle certaines hypothèses sont faites telles que l'ignorance du battement de la lame, les vitesses du fluide environnantes. Cette exclusion des paramètres rend le modèle flexible, simple et permet au contrôle d'être plus efficace et facile à concevoir sans avoir besoin de calculs coûteux. Les études de simulation sont réalisées à l'aide du programme MATLAB.

Mots clés

UAV, Quadcoptères, contrôleur PID, équations de Newton Euler, Matlab.

Abstract:

The quadrotor is a flying robot. It belongs to the Multirotors family. The quadrotor has several characteristics (mechanical structure of reduced size, reduced weight, agility, vertical takeoff and landing), which gives several advantages over other types of flying robots. However, despite all the advantages, the quadrotor has a dynamic model that is strongly non linear and fully coupled, hence the requirement of a robust and stable control. This thesis is about modeling and controlling flying robots, specifically a quadrotor.

The main objective of the present work is to design a mathematical model to estimate the behavior of flying robots with four motors (quadcopters) controlled by three algorithms; P depends on the present errors; I on the accumulation of past errors, and D a prediction of future errors (PID controller design) with simple strategy. In this regard, a governing equation of motion based on Newton Euler's formularies for rigid body dynamics is presented. In order to design the control algorithm some assumptions are made such as the ignorance of the blade flapping, surrounding fluid velocities. This exclusion of parameters makes the model flexible, simple, and allows the control to be more efficiency and easy to designed without the need of expensive computation. The simulation studies are carried out using MATLAB program.

Keywords

UAV, Quadcopters, PID controller, Newton Euler's Equations, Matlab.

LISTE DES TABLEAUX

Tableau I.1 :	La catégorisation proposée des drones par Brooke-Holland en fonction de leur poids[14].....	16
Tableau I.2 :	La catégorisation des drones proposée par Arjomandi et al. En fonction de leur poids [15].....	16
Tableau I.3 :	La catégorisation des drones proposée par Weibel et Hansman en fonction de leur poids[17].....	16
Tableau I.4 :	La catégorisation des drones proposée par Zakora et Molodchik en fonction de leur poids et de leur portée de vol [21].....	17
Tableau I.5 :	Les caractéristiques des différents types de drones [28-36].....	21
Tableau I.6 :	Les caractéristiques des différents types de μ UAV [54-60,62].....	22
Tableau I.7 :	caractéristiques des différents types de MAV [6,83-86].....	24
Tableau I.8 :	La gamme de nombre de Reynolds pour différents types de micro-drones [105].....	27
Tableau I.9 :	Les caractéristiques des drones à ailes battantes avec différentes configurations [110-112].....	28
Tableau I.10 :	Les caractéristiques des drones à voilure tournante avec différentes configurations [121, 122, 124, 125, 127].....	28
Tableau I.11 :	Les caractéristiques des différents types de NAV [133-139].....	30
Tableau I.12:	caractéristiques des différents types de PAV [148,149].....	32
Tableau I.13:	Les caractéristiques de différents types de drones hybrides [5,152].....	36
Tableau I.14 :	Les caractéristiques des drones marins [152].....	40
Tableau III.1:	Paramètres du modèle.....	66
Tableau III.2:	Paramètres des moteurs du robot volant.....	76
Tableau III.3:	Trajectoire désirée du quadrotor en simulation.....	77
Tableau III.4:	Conditions initiales du quadrotor.....	77

Liste des tableaux

Tableau III.5:	Paramètres de premier essai de vol.....	78
Tableau III.6:	Paramètres du contrôleur PID.....	78
Tableau III.7:	présente les paramètres de deuxième essai de vol en simulation.....	83

LISTE DES FIGURES

Chapitre I

Figure 1:	« Big Dog », conçu par Boston Dynamics (USA), il est destiné à effectuer du transport de fret en tout terrain.....	8
Figure 2:	« Scarab Vulcain », conçu par la société TECDRON(France) et destinée à la lutte anti incendie.	8
Figure 3:	« Série Alister », développé par ECA robotique (France) et destiné à l'étude des fonds marins.....	9
Figure I.1 :	Spectre des drones d'UAV à SD.....	15
Figure I.2 :	Différents types de drones aériens.....	17
Figure I.3 :	Different types of UAVs, (a) HTOL [28], (b) VTOL [29], (c) tilt-rotor UAV [30], (d) tilt-wing UAV [31], (e) tilt-body UAV [32], (f) ducted fan UAV [33], (g) helicopter [34], (h) heli-wing [35], and (i) unconventional UAV [36].....	19
Figure I.4 :	Différents types de μ UAV, (a) HTOL [54], (b) VTOL [55], (c) rotor basculant [56], (d) aile inclinable [57], (e) corps basculant, (f) ventilateur à conduit μ UAV [58], (g) hélicoptère [59], (h) ornithoptère [60], (i) ornicopter [61], (j) cyclocopter [62].....	21
Figure I.5 :	Différents types de MAV, (a) aile fixe [6], (b) aile flottante [83], (c) aile fixe / battante [84], (d) aile rotative [85], (e) VTOL [86] , (f) un ventilateur canalisé [87], (g) un rotor basculant, (h) un hélicoptère [88], (i) non conventionnel, (j) ornicopter [8].....	23
Figure I.6 :	Différentes Configurations de FWMAV, (a) monoplane, (b) tandem et (c) biplan [112].....	26
Figure I.7 :	Différents types de MAV à voilure tournante, (a) mono-copter [121], (b) double-copter [122], (c) tri-copter [123], (d) quad-copter [124] (e) penta copter, (f) hexa copter [125], (g) octo-copter [126], (h) deca-copter [127], (i) dodeca-copter [128].....	27
Figure I.8 :	Différents types de NAV, (a) aile fixe [133], (b) aile flottante [134], (c) hélicoptère [135], (d) monocopter [136], (e) quadrotor [137] (f) hexacoptère [138] et (g et h) Non conventionnel [139,140]	27
Figure I.9 :	Différents types de PAVs, (a, b, c, et d) aile battante [145-148], et (e) quadrotor [149].....	29
Figure I.10:	(a) Structure de la poussière intelligente], (b, c, d et e) des poussières intelligentes, et (f et g) de la poussière intelligente [152].....	31
Figure I.11:	Bio-drones taxidermiques (a) Orvillecopter, (b) Ratcopter, (c) OstrichCopter,	

	et (d) Robosparrow [152].....	32
Figure I.12:	Bio-drones vivants (a) Coléoptère contrôlé, (b) Schéma du pigeon contrôlé, (c et d) [152].....	33
Figure I.13:	Drones hybrides air-sol: (a) quadcoptère de réservoir (b) robot DALER [152] et (c) MALV [5].....	33
Figure I.14:	Drones hybrides air-eau: (a) Hydroptère de Parrot, (b) Drone de l'Université Rutgers , (c) HexH20 , et (d) AquaMAV [152].....	34
Figure I.15:	Classification des applications des drones.....	35
Figure I.16:	Application des drones dans les missions de recherche et de sauvetage [152].....	35
Figure I.17:	Application de drones dans la protection de l'environnement.....	36
Figure I.18:	Application des drones dans l'envoi et la livraison [152].....	36
Figure I.19:	Application de drones dans l'espace [152].....	37
Figure I.20:	Drones en milieu marin, (a) TacMAV, (b) Scan Eagle, (c) Volans, et (d) Cormorant [152].....	38
Figure I.21:	Applications diverses des drones [152].....	42

Chapitre II

Figure II.1 :	Structure générale d'un quadrirotor.....	42
Figure II.2:	Mouvements du quadrirotor.....	43
Figure II.3 :	Illustration du mouvement vertical.....	44
Figure II.4 :	Illustration du mouvement de roulis.....	44
Figure II.5:	Illustration du mouvement de tangage.....	45
Figure II.6 :	Illustration du mouvement de lacet.....	45
Figure II.7 :	Illustration du mouvement de translation.....	46
Figure II.8 :	La structure du quadrotor et des systèmes de coordonnées relatives.....	47
Figure II.9 :	Paramétrisation de l'orientation du drone dans l'espace.....	48
Figure II.10 :	Identification du sens de rotation des rotors.....	53
Figure II.11 :	le modèle du moteur à courant continu.....	61

Liste des figures

Figure II.12 : Rotor simplifié.....	62
Figure II.13 : Structure du rotor.....	63
Figure II.14 : Présentation des angles (roulis, tangage et lacet).....	67
Figure II.15 : Description des angles de rotation.....	67

Chapitre III

Figure III.1 : Quadcopter schématique et axe principal (Mode +).....	72
Figure III.2 : Suivi de trajectoire désirée par le robot volant dans l'espace tridimensionnel..	77
Figure III.3 : Suivi de trajectoire désirée par le robot volant selon X.....	77
Figure III.4 : Suivi de trajectoire désirée par le robot volant selon Y.....	78
Figure III.5 : Suivi de trajectoire désirée par le robot volant selon Z.....	78
Figure III.6 : variation d'angle du lacet par rapport l'angle du lacet désirée.....	79
Figure III.7 : variation d'angle du roulis simulée par rapport l'angle du lacet désirée.....	79
Figure III.8 : variation d'angle du roulis simulée par rapport l'angle du lacet désirée.....	80
Figure III.9 : Erreur de suivi selon les angles d'orientation.....	80
Figure III.10 : Suivi de trajectoire désirée par le robot volant dans l'espace tridimensionnel.	81
Figure III.11 : Trajectoire suivi la direction X.....	82
Figure III.12 : suivi de trajectoire désirée par le quadrirotor selon la direction Y.....	82
Figure III.13 : suivi de trajectoire désirée par le quadrirotor selon la direction Z.....	83
Figure III.14 : Erreur de suivi selon X, Y, et Z.....	83
Figure III.15 : Suivi de vitesse désirée selon X.....	84
Figure III.16 : Suivi de vitesse désirée selon Y.....	84
Figure III.17 : Suivi de vitesse désirée selon Z.....	85
Figure III.18 : Suivi de position angulaire de tangage.....	85
Figure III.19 : Suivi de position angulaire de roulis.....	86
Figure III.20 : Suivi de position angulaire de lacet.....	86
Figure III.21 : Erreurs des positions angulaires (les angles d'orientation).....	87
Figure III.22 : La trajectoire de la position Z par rapport à la référence de l'UAV.....	87

Liste des figures

Figure III.23 : Le chemin de la position X par rapport à la référence de l'UAV.....	87
Figure III.24 : Le chemin de la position Y par rapport à la référence de l'UAV.....	89
Figure III.25 : Chemin d'erreur en altitude Z.....	89
Figure III.26 : Trajectoire d'erreur en position X.....	90
Figure III.27 : Erreur de trajectoire dans la direction Y.....	90
Figure III.28 : Résultats de simulation de trajectoires le long du Roll.....	91
Figure III.29 : Résultats de la simulation des trajectoires le long du terrain.....	91
Figure III.30: Résultats de la simulation des trajectoires le long du lacet.....	92
Figure III.31 : Erreur d'angles de rotation (φ, θ, ψ).....	92
Figure III.32 : Suivi de vitesse désirée selon $\dot{X}$	93
Figure III.33 : Suivi de vitesse désirée selon $\dot{Y}$	93
Figure III.34 : Suivi de vitesse désirée selon $\dot{Z}$	94
Figure III.35 : Le chemin du Quadrotor se déplace dans le plan XY et YZ.....	95
Figure III.36 : Les résultats de la simulation finale des trajectoires globales en 3D.....	95

LISTE DES ABREVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

UAV	Véhicule aérien sans pilote (Unmanned Aerial Vehicle)
ÉTS	École de Technologie Supérieure
TUAV	Véhicule aérien sans pilote tactique (Tactical Unmanned Air Vehicle)
MAVs	Véhicules aériens micro ou miniatures (Micro or Miniature Air Vehicles)
NAVs	Véhicules Nano Air (Nano Air Vehicles),
PAV	Véhicule pico air (Pico air vehicle)
VTOL	Prise verticale et atterrissage (Vertical Take-Off & Landing),
HTOL	Décollage et Atterrissage Horizontaux (Horizontal Take-Off and Landing).
LASE	Basse altitude, courte durée (Low Altitude, Short-Endurance),
LALE	Basse altitude, longue endurance (Low Altitude, Long Endurance),
MALE	Moyenne altitude, longue endurance (Medium Altitude, Long Endurance),
HALE	Haute altitude, longue endurance (High Altitude, Long Endurance).
CASA	Autorité australienne de la sécurité de l'aviation civile
CAA	Civil Aviation Authority
STOL	Courte distance de prise et d'atterrissage (short take-off and landing distance)
CG	Centre de gravité
SD	Poussière intelligente (Smart dust)
MEMS	Systèmes micro-électro-mécaniques (Micro-electro-mechanical systems)
PID	Proportionnel, Intégral, Dérivé

LISTE DES SYMBOLES ET UNITES DES MESURE

$E(X, Y, Z)$	Repère fixe lié à la terre.
$B(X, Y, Z)$	Repère mobile lié au robot volant.
$R(\phi, \theta, \psi)$	Matrice de rotation totale $B(X, Y, Z) \rightarrow E(X, Y, Z)$
e_z	Vecteur unitaire.
η	Représente le vecteur de la position du robot volant.
x	Position du robot volant par rapport à l'axe $X(m)$.
y	Position du robot volant par rapport à l'axe $Y(m)$.
z	Position du robot volant par rapport à l'axe $z(m)$.
ϕ	Roulis (rad)
θ	Tangage(rad)
ψ	Lacet(rad)
P	Poids du robot volant(N).
F_T	La somme totale des forces créées par chaque rotor (N)
F_1	Force de poussée créée par le rotor 1(N)
F_2	Force de poussée créée par le rotor 2(N)
F_3	Force de poussée créée par le rotor 3(N)
F_4	Force de poussée créée par le rotor 4(N)
F_η	Forces de translations appliquées au robot volant(N)
Γ_i	Moments angulaires du robot volant autour de $x, y, et z$ ($N.m$)
τ_x	Moment angulaire autour de x ($N.m$)
τ_y	Moment angulaire autour de y ($N.m$)
τ_z	Moment angulaire autour de z ($N.m$)
τ_{gh}	Moment gyroscopique des hélices ($N.m$)
w_i	Vitesse de rotation des moteurs(rad/s)
m	Masse du quadrotor(kg)
g	Gravité(m/s^2)
I_{xx}	Inertie selon l'axe x ($kg.m^2$)
I_{yy}	Inertie selon l'axe ($kg.m^2$)
I_{zz}	Inertie selon l'axe ($kg.m^2$)

Liste des symboles et unités de mesure

J_r	Moment d'inertie du moteur ($kg.m^2$)
b	Coefficient de poussée ($N.s^2$)
d	Coefficient de trainée ($N.s^2$).
U_1	Loi de commande désirée suivant l'axe Z (N)
U_2	Loi de commande désirée de roulis(N)
U_3	Loi de commande désirée de tangage(N)
U_4	Loi de commande désirée de lacet(N)
x_d	Position désirée suivant x (m)
y_d	Position désirée suivant y (m)
z_d	Position désirée suivant z (m)
ϕ_d	Trajectoire de roulis désirée (rad)
θ_d	Trajectoire de tangage désirée (rad)
ψ_d	Trajectoire de lacet désirée (rad)

Introduction Générale

INTRODUCTION GENERALE

Le terme « drone » est issu de la langue anglaise et signifie « faux bourdon ». Il désigne un système pilotable à distance, capable d'emporter une charge utile, présentant différentes formes selon les besoins et ayant un niveau d'IA (Intelligence Artificielle) plus ou moins évolué suivant les modèles et les applications auxquelles ils sont destinés. Ce niveau d'IA lui permet d'être partiellement ou totalement indépendant d'actions humaines afin de remplir ses tâches.

Donc les drones peuvent être regroupés dans trois grandes catégories, déterminant l'environnement dans lequel ils évoluent. En effet, on distingue :

Les drones terrestres : Comme leur nom l'indique, ces engins sont conçus pour se déplacer sur la terre ferme. Pour cela, ils utilisent différents types de propulsions, des roues, des chenilles, des pattes à l'instar des insectes, des pieds etc. Leur utilisation est variée comme leur nombre. Ainsi, ces machines sont principalement employées pour effectuer du déminage, de la reconnaissance de terrain, du transport de fret, de la prévention des risques chimiques, de la lutte anti-incendie, du désherbage dans le monde de l'agriculture etc.

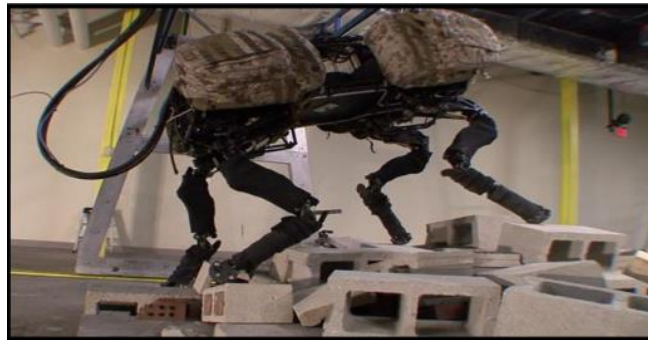


Figure 1: « Big Dog », conçu par Boston Dynamics (USA), il est destiné à effectuer du transport de fret en tout terrain.



Figure 2: « Scarab Vulcain », conçu par la société TECDRON(France) et destinée à la lutte anti incendie.

Les drones maritimes : Évoluant dans un environnement aquatique, ils sont subdivisés en deux sous-catégories, les drones de surfaces et les drones sous-marins. Ils sont principalement utilisés pour effectuer du déminage, de la recherche sous-marine, de la cartographie des fonds, des interventions sur des installations sous-marines (pipelines, forages, câbles sous-marins...), de la sécurité côtière. Ils sont souvent totalement autonomes, leurs missions ayant été préprogrammées dans leur mémoire, ou bien filoguidés depuis des navires en surfaces (pour les R.O.Vs en particulier).



Figure 3: « Série Alister », développé par ECA robotique (France) et destiné à l'étude des fonds marins.

Les drones aériens : Ils sont de loin les plus connus et les plus répandus, que ce soit dans le domaine civil ou militaire. Ces drones sont très largement utilisés pour effectuer des tâches extrêmement variées : de la surveillance, de la destruction de cibles terrestres, des prises de vidéos et de photos, de la reconstitution trois dimensions, de l'inspection, du relevé de terrain etc. Leurs caractéristiques sont extrêmement variées, allant du simple drone de 50 centimètres d'envergure et télé piloté à distance, à des drones furtifs totalement autonomes ayant des envergures supérieures de l'ordre de la dizaine de mètres. Dans cette thèse nous sommes intéressés par les drones aériens.

Donc les drones aériens ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission en autonomie ou semi-autonomie [1][2]. En fonction des capacités opérationnelles recherchées, la taille des drones varie sur une échelle allant de quelques centimètres à plusieurs dizaines de mètres voir (figure I.1).

En 1920, à la suite de la première guerre mondiale. En France George Clé menceau, alors Président de la Commission sénatoriale de l'Armée, lance un projet « d'avions sans pilote » : le capitaine Max Boucher met au point un système de pilotage automatique qui fait voler sur plus de cent kilomètres un avion Voisin BN3. Ainsi, dans les années 1920, des avions sans pilote radio-commandés voient le jour, avec les tentatives de torpilles aériennes télécommandées par des ondes de télégraphie sans fil. Le premier drone français stricto sensu a été conçu, réalisé et expérimenté dès 1923 à Etampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher. Toutefois, l'armée française n'y voyait pas encore d'intérêt militaire.

Leur utilisation principale est militaire pour des missions de reconnaissance ou de surveillance, sans risque de pertes humaines. En effet, ils sont bien adaptés pour la réalisation de missions qui mettraient potentiellement un équipage en danger ou qui nécessitent une

permanence sur zone qui serait fastidieuse pour un équipage à bord. Leur emploi a commencé par tout ce qui touche à l'observation puis a été étendu à l'acquisition d'objectifs ainsi qu'à la guerre électronique, et à la destruction de cibles. Des applications civiles font leur apparition comme la surveillance du trafic autoroutier, la prévention des feux de forêts, la récolte de données météorologiques ou bien encore l'inspection d'ouvrages d'art. La taille des drones varie du centimètre à plusieurs mètres, tout comme leur mode de propulsion qui évolue en fonction des besoins. On distingue deux types de voilures : les voilures fixes pour le vol en mode d'avance et les voilures tournantes pour le vol stationnaire.

La terminologie UAV (véhicule aérien sans pilote) se réfère non seulement à l'avion, mais pour toutes les machines volantes contrôlées depuis le sol avec l'utilisation d'un contrôleur avec connexion WIFI et est petit, sans besoin de pilote et est surtout appelé, drone. Les UAV utilisent de nouvelles technologies de capteurs, de microcontrôleurs, de logiciels de contrôle, de matériel de communication et d'interfaces d'utilisation. Chez les chercheurs, les UAV peuvent généralement être divisés en deux types ou catégories d'ailes fixes et de giravions;

Méthodologie

Pour atteindre l'objectif principal, nous devons suivre la méthodologie suivante:

- Le développement du modèle dynamique du robot volant de type quadrotor;
- La conception d'un modèle très simple pour contrôle de la position;
- La conception d'une commande PID adaptative pour le contrôle de l'orientation;
- Le développement du modèle de simulation du quadrotor;
- La simulation du modèle sous Matlab
- La validation par des résultats de simulation de l'approche de commande.

Cette thèse est composée de trois chapitres:

Chapitre 1 : présente une revue de littérature sur les drones en général, et nouvelle classification, et leur différents domaines d'application et leur fonctionnement.

Chapitre 2 : Ce chapitre porte sur la modélisation mathématique de la dynamique du quadcopter en se basant sur les équations de mouvement de Newton-Euler. Dans un premier temps, nous définissons les repères de référence nécessaires pour exprimer l'orientation quadcopter. Dans un deuxième temps nous exposant le modèle mathématique complet sous forme d'équations. Pour finir, nous présenterons la dynamique des rotors (moteur à courant continu (Brushless)). Ensuite, une revue de littérature sur les diverses approches de commande PID non-linéaires pour mener et justifier les choix et les orientations de ce travail et enfin, quelques outils mathématiques et des hypothèses pour la conception de la commande PID.

Chapitre 3 : présente les résultats de simulation et la validation de l'approche de commande. Nous commençons par présenter les résultats pour deux scénarios de vol différents : le premier avec des trajectoires simple juste pour valider notre modèle et le deuxième essai pour,

Introduction générale

ensuite nous présentons les résultats de simulation du troisième essai de vol avec des trajectoires menu a des perturbations au niveau des fonctions de position.

Nous finissons par une conclusion générale et des perspectives pour les futurs travaux.

Chapitre I :

*Classifications, et
applications des drones*

1. Introduction

Les drones sont des robots volants qui comprennent des véhicules aériens sans pilote (UAV) qui volent sur des milliers de kilomètres et de petits drones qui volent dans des espaces confinés [1,2]. Les véhicules aériens qui ne transportent pas d'opérateur humain, volent à distance ou de façon autonome et portent des charges utiles létales ou non létales sont considérés comme des drones [3]. Un véhicule balistique ou semi-balistique, des missiles de croisière, des projectiles d'artillerie, des torpilles, des mines et des satellites ne peuvent être considérés comme des drones [4]. Les progrès dans les domaines de la fabrication, de la navigation, du contrôle à distance et des systèmes de stockage d'énergie ont permis la mise au point d'un large éventail de drones utilisables dans diverses situations où la présence humaine est difficile, impossible ou dangereuse [5,6]. Les robots volants pour la surveillance militaire, l'exploration planétaire, et la recherche et le sauvetage ont reçu plus d'attention au cours des dernières années [7]. Selon les missions de vol des drones, la taille et le type d'équipement installé sont différents [6]. Les avantages considérables des drones ont conduit à une myriade d'études pour se concentrer sur l'optimisation et l'amélioration des performances de ces drones. Selon les caractéristiques mentionnées, les drones bénéficient de la possibilité d'effectuer diverses opérations, y compris la reconnaissance, la patrouille, la protection, le transport de charges, et aérologie [8-12]

Les drones varient souvent beaucoup dans leurs configurations en fonction de la plate-forme et de la mission. Il existe différentes classifications pour les drones en fonction de différents paramètres. Watts et al. [13] ont décrit une variété de plates-formes. Ils ont identifié les avantages de chacun d'eux en fonction des demandes des utilisateurs du secteur de la recherche scientifique. Ils classifiaient les plates-formes de drones pour des utilisations scientifiques et militaires civiles en fonction de caractéristiques telles que la taille, l'endurance du vol et les capacités. Dans la classification de leurs drones, ils les classent : véhicules aériens miniatures ou miniatures MAVs (Micro or Miniature Air Vehicles), Véhicules Nano Air NAVs (Nano Air Vehicles), prise verticale et atterrissage VTOL (Vertical Take-Off & Landing) ; basse altitude, courte durée LASE (Low Altitude, Short-Endurance) ; MALE (Medium Altitude, Long Endurance), Moyenne altitude, longue endurance , basse altitude, longue endurance LALE (Low Altitude, Long Endurance), et haute altitude, longue endurance HALE (High Altitude, Long Endurance). Dans un aperçu des drones militaires utilisés par les forces armées britanniques, Brooke-Holland [14] classait les drones en trois classes. La classe I est subdivisée en quatre catégories (a, b, c et d). Le processus de catégorisation est initialement basé sur le poids minimal à emporter, combiné avec la façon dont les drones sont destinés à être utilisés et où ils doivent être exploités. Cette classification est montrée dans le tableau I.1.

Arjomandi et al. [15] ont classé les drones en fonction du poids, de la portée et de l'endurance, de la charge alaire, de l'altitude maximale et du type de moteur. Ils ont classé les drones comme super-lourds avec des poids de plus de 2000 kg, lourds avec des poids entre 200 kg et 2000 kg, moyenne avec des poids entre 50 kg et 200 kg, léger / mini avec des poids entre 5 kg et 50 kg, et enfin des micros drones avec des poids inférieurs à 5 kg [15]. Cette classification définie en fonction du poids des drones est montré dans le tableau I.2.

Gupta et al. [3] des drones classifiés comme HALE, MALE, TUAV (drone tactique ou à moyenne portée), MUAV ou Mini UAV, MAV et NAV. Cavoukian [16] a classé les drones en trois catégories principales, à savoir les micros et mini drones, les drones tactiques et les

drones stratégiques. Il a divisé les drones tactiques en six sous-catégories: drones à courte portée, à moyenne portée, à longue portée, à endurance et à moyenne altitude longue endurance (MALE) [16]. Weibel et Hansman [17] classent les drones en micro, mini, tactique, moyen et haut l'altitude et les types lourds. Dans le tableau I.3, la classification proposée est indiquée :

Tableau I.1 : La catégorisation proposée des drones par Brooke-Holland en fonction de leur poids [14].

Classe	Type	Échelle de poids
Classe I(a)	Nano drones	$P \leq 200 \text{ g}$
Classe I(b)	Micro drones	$200 \text{ g} < P \leq 2 \text{ kg}$
Classe I(e)	Mini drones	$2 \text{ kg} < P \leq 20 \text{ kg}$
Classe I(d)	Petits drones	$20 \text{ kg} < P \leq 150 \text{ kg}$
Classe II	Drones tactiques	$150 \text{ kg} < P \leq 600 \text{ kg}$
Classe III	MALE/HALE//Drone d'attaquer	$P > 600 \text{ kg}$

Tableau I.2 : La catégorisation des drones proposée par Arjomandi et al. En fonction de leur poids [15].

Désignation	Échelle de poids
Très lourd	$P > 2000 \text{ kg}$
Lourd	$200 \text{ kg} < P \leq 2000 \text{ kg}$
Moyen	$50 \text{ kg} < P \leq 200 \text{ kg}$
Léger	$5 \text{ kg} < P \leq 50 \text{ kg}$
Micro	$P \leq 5 \text{ kg}$

Tableau I.3 : La catégorisation des drones proposée par Weibel et Hansman en fonction de leur poids [17].

Désignation	Échelle de poids
Micro	$P < 1 \text{ kg}$
Mini	$1 \text{ kg} \leq P \leq 14 \text{ kg}$
Tactique	$14 \text{ kg} \leq P \leq 454 \text{ kg}$
Moyenne et haute altitude	$454 \text{ kg} \leq P \leq 13608 \text{ kg}$
Lourd	$P > 13608 \text{ kg}$

L'Autorité australienne de la sécurité de l'aviation civile (CASA) [18] classe les drones en trois catégories, à savoir les micro-drones d'un poids inférieur à 0,1 kg, les petits UAV d'un poids compris entre 0,1 et 150 kg et les grands UAV d'un poids supérieur à 150 kg. Modèles d'ailes et plus de 100 kg pour les giravions [18]. Royaume-Uni - La Civil Aviation Authority (CAA) [19,20] classe les drones en trois types: petits aéronefs sans pilote (poids $\leq 20 \text{ kg}$), drones légers ($20 \text{ kg} < \text{poids} \leq 150 \text{ kg}$) et drones (poids $> 150 \text{ kg}$). Zakora et Molodchik [21]

classent les drones en fonction de leur poids et de leur portée: micro et mini UAV à courte portée, drones légers petite portée, drones légers de portée moyenne, drones moyens, drones moyennement lourds, drones lourds de moyenne portée, drones lourds de grande endurance et avions de combat sans pilote. Ils ont également classé les drones en fonction de leurs missions, à savoir (1) attaquer des applications multiples d'UAV, (2) attaquer des UAV consommables, (3) UAV stratégique, (4) UAV tactique et (5) UAV miniature [22]. Dans le tableau I.4, la classification des drones présentés par Zakora et Molodchik est montrée.

Tableau I.4 : La catégorisation des drones proposée par Zakora et Molodchik en fonction de leur poids et de leur portée de vol [21].

Classe	Échelle de poids	Plage de vol
Micro et mini UAV à portée de main	$P \leq 5\text{kg}$	$25\text{km} \leq R \leq 40\text{ km}$
UAV légers, petite portée	$5\text{ kg} < P \leq 50\text{ kg}$	$10\text{ km} \leq R \leq 70\text{ km}$
UAV légers de portée moyenne	$50\text{ kg} < P \leq 100\text{ kg}$	$70\text{ km} \leq R \leq 250\text{ km}$
Moyenne des UAV	$\text{kg} < P \leq 300\text{ kg}$	$150\text{ km} \leq R \leq 1000\text{ km}$
Drones moyens lourds	$< P \leq 500\text{ kg}$	$70\text{ km} \leq R \leq 300\text{ km}$
Drones lourds de gamme moyenne	$500\text{ kg} \leq P$	$70\text{km} \leq R \leq 300\text{ km}$
Drones lourds grande endurance	$1500\text{kg} \leq P$	$R \leq 1500\text{ km}$
Avions de combat sans pilote	$500\text{kg} \leq P$	$R \leq 1500\text{ km}$

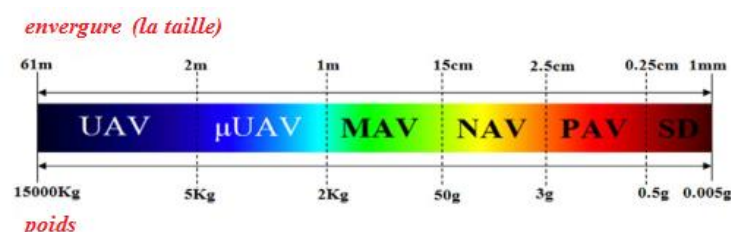


Figure I.1 : Spectre des drones d'UAV à SD.

De nos jours, différents types de drones ont évolué à partir de l'avancement dans la miniaturisation des composants électroniques, tels que les capteurs, les microprocesseurs, les batteries et les systèmes de navigation [23]. Une grande variété des drones ont été utilisés à des fins militaires et civiles. La taille des drones va du grand véhicule aérien sans pilote (UAV) à la poussière intelligente (SD) qui consiste en de nombreux minuscules systèmes micro-électromécaniques, y compris des capteurs ou des robots. Dans la Fig. I.1, le spectre de différents types de drones est présenté.

Comme le montre la Fig. I.1, il existe un spectre étalé de drones provenant d'UAV classe avec une envergure maximale de 61 m et un poids de 15 000 kg [24] et poussière intelligente (SD) avec une taille minimale de 1 mm et un poids de 0,005 g [25]. Différents types de drones sont classés entre les deux extrémités du spectre (UAV et SD), qu'ils sont appelés : micro-drones, tels que véhicule aérien sans pilote (μ UAV), véhicule à micro-air (MAV), nano air véhicule (NAV), et véhicule pico air (PAV) [7]. Dans cette étude, nous offrons une nouvelle classification des drones qui couvre d'autres types de classifications avec une catégorisation meilleure et plus complète. Le reste de cette étude est organisée comme suit: la classification

non conventionnelle des drones est présentée dans la section 2. Dans Section 3, les différentes applications de ces drones sont étudiées et discutées. Et on termine par une conclusion dans section 4.

2. Classification des drones

Au cours les dernières années, toutes les recherches scientifiques et les développements des drones aérien sont orientes et évalués vers création des modales plus petit appelé véhicule micro-air, pour cette raison les demandes de missions de renseignement ont été augmentées [26]. Par conséquent, de nos jours, il y a un grand effort pour réaliser et fabriquer des drones aériens très petits pour des missions spéciales. Ces efforts ont abouti au développement de différents types de petits drones avec différentes formes et modes de vol. Dans la Fig. I.2, une classification complète de tous les drones existants est montrée, où HTOL est l'abréviation du Décollage et Atterrissage Horizontal (Horizontal Take-Off and Landing).

Généralement, les drones peuvent être classés en fonction de leurs caractéristiques de performance. Caractéristiques comprenant le poids, l'envergure d'aile, le chargement d'aile, la gamme, l'altitude maximale, la vitesse, l'endurance et les coûts de production sont paramètres de conception importants qui distinguent différents types de drones et fournir des systèmes de classification bénéficiaires. De plus, les drones peuvent être classifiés en fonction de leurs types de moteurs [15]. Par exemple, les drones souvent appliqué des moteurs à essence et les VAC utilisent des moteurs électriques. Les types des systèmes de propulsion qui sont utilisés dans les drones sont différents selon leurs modèles. La classification offres des drones sur la figure I.2 qui montre Différents modèles de drones en fonction de leur configuration. L'organigramme indiqué à la Fig. I.2 également dans cette organigramme on présent différents types des modèles existants dans littératures avec les modèles bio des véhicules aériens nano, qui sont définis comme des oiseaux vivants contrôlables ou des insectes et voler des oiseaux en taxidermie.

2.1 Classification des véhicules aériens sans pilote

Les principaux aspects qui distinguent les drones d'autres types de petits drones (tels que les MAV et les NAV) incluent l'objectif opérationnel le véhicule, les matériaux utilisés dans sa fabrication et la complexité et coût du système de contrôle [27]. Les UAV varient considérablement en taille et en configuration. Par exemple, ils peuvent avoir une envergure d'aile aussi large qu'un Boeing 737 ou plus petit qu'un drone radiocommandé [2]. Les exigences de mission différentes ont créé différents types de drones. Pour cette raison, il est souvent utile pour classer les UAV en fonction de leurs capacités de mission [15]. Comme indiqué sur la Fig I.2, les UAV peuvent être considérés comme HTOL (prise d'atterrissage horizontale), VTOL (atterrissage vertical), hybride modèle (aile inclinable, rotor basculant, corps inclinable et ventilateur canalisé), hélicoptère, héli et types non conventionnels. Dans la Fig. I.3, différents types des véhicules aériens sans pilote sont présentés. Dans le tableau I.5, les caractéristiques de différents types de drones représentés sur la Figure I.3 sont fournies.

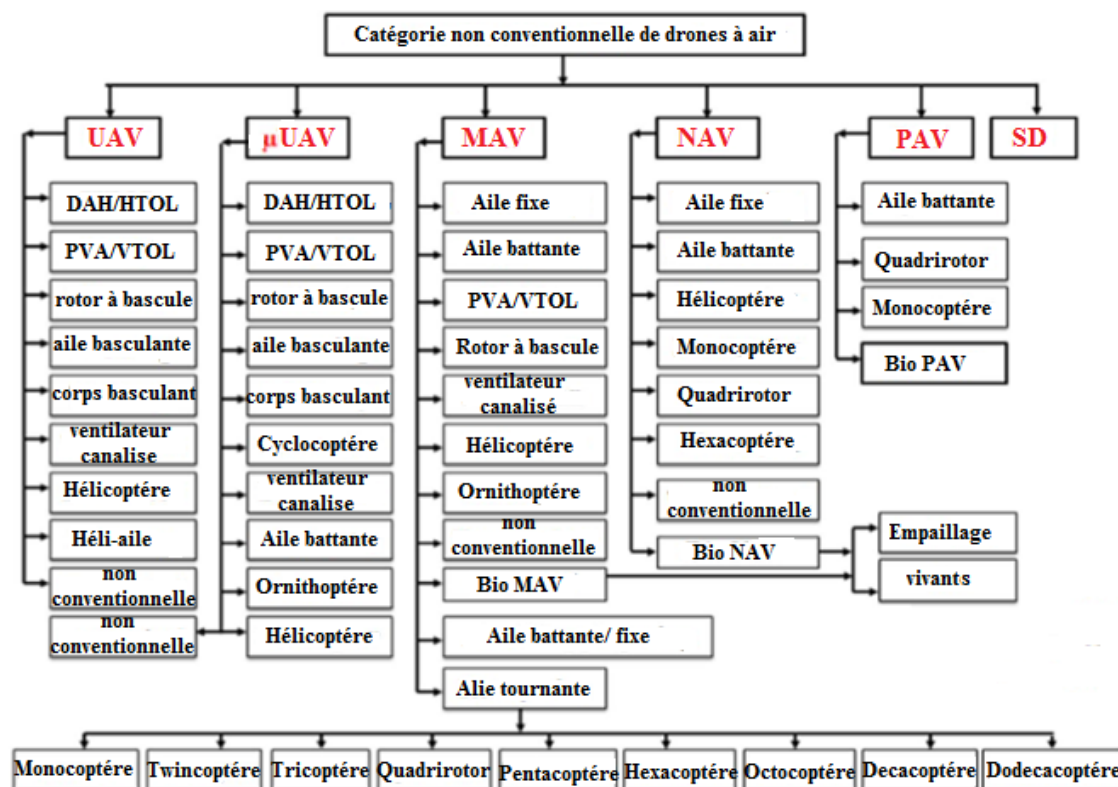


Figure I.2 : Différents types de drones aériens.

2.1.1 Les drones HTOL et VTOL

Après de nombreuses années de développement dans les drones HTOL, il y a quatre configurations pour ces drones, qui sont spécifiés par le bilan de portance / masse et par la stabilité et leurs contrôle. Ils sont à l'arrière-plan, queue à l'arrière sur des flèches, et des drones sans ailes ou à ailes plates [37]. Pour mentionné les configurations peuvent avoir les systèmes de propulsion à l'arrière du fuselage (voir Fig.I.3 (a)) ou à l'avant du drone. Aile fixe Les drones VTOL, utilisent souvent un système de propulsion vertical à l'avant de leur fuselage, comme indiqué dans la Fig I.3 (b), et ont des ailes croisées. Ce type de drones peuvent décoller et atterrir verticalement et n'ont pas besoin de piste pour prendre le décollage.

2.1.2 Les drones à rotor basculant, à voilure basculante, à corps inclinable et à ventilateur canalisé

Pour le mode vol stationnaire, les drones VTOL sont plus efficaces que ceux de HTOL. Ils ont des limites de vitesse de croisière en raison du décrochage des lames qui reculent, mais généralement pour des missions à plus longue portée, Les drones avec une vitesse de croisière plus élevée sont requis [38]. Cependant, la capacité de prise verticale et d'atterrissage est précieuse. En raison de ces limitations, l'idée d'avoir un type de drone qui combine la capacité des deux Les types VTOL et HTOL ont été introduits [39]. Par conséquent, maintenant, il existe différents types de drones hybrides, y compris le rotor basculant, l'aile inclinable, le corps inclinable, et le ventilateur canalisé UAV, comme indiqué dans la Fig I.3 (c), (d), (e) et 3 (f) respectivement [40]. Dans les drones à rotor basculant, les rotors sont d'abord à vol vertical, mais pour le vol de croisière, ils basculent vers l'avant à travers 90°. En inclinaison

Les UAV, les moteurs sont généralement fixés aux ailes et inclinés avec l'aile. Dans ce type de drone, l'angle de l'aile entière est changé de zéro à 90 afin de convertir ses modes de vol de l'horizontale à la verticale. Ces deux configurations se déroulent avec succès sous la forme de drones, mais l'UAV à rotor basculant est le plus efficace en vol stationnaire et le drone à voilure basculante le plus efficace en vol de croisière.

Le drone à inclinaison libre de l'aile libre, comme le montre la Fig. I.3 (e), est un nouveau type des drones, distincts des ailes fixes et des ailes rotatives. Il n'est pas aile fixe ou aile rotative ni aucune combinaison des deux. Dans ce type de drones, l'aile est complètement libre de tourner dans l'axe de tangage et le fuselage est un corps de levage. La paire aile gauche / droite et la partie centrale le corps de levage sont libres de tourner autour de l'arbre d'envergure, libre en ce qui concerne le vent relatif, et libre l'un par rapport à l'autre [41-46]. L'inclinaison-corps est également une fixation non conventionnelle d'un type de flèche à un fuselage tel qu'il change son angle d'incidence par rapport à fuselage en réponse à des commandes externes. Les mérites de ce type les drones sont à courte distance de prise et d'atterrissage (STOL), flâner à basse vitesse, et une sensibilité réduite à la variation du centre de gravité (CG) [41].

Les drones à ventilateur canalisé sont des drones où leurs «propulseurs» sont enfermés dans un conduit. Le propulseur de ces drones est appelé «fan». Ce ventilateur est composé de deux éléments contrarotatifs pour minimiser la rotation du corps par un couple résultant. Les UAV à ventilateur caréné peuvent non seulement décoller et atterrir verticalement, mais vous pouvez aussi faire du vol stationnaire et être contrôlé par deux contre-rotors et quatre surfaces de contrôle (aubes) [38,47]. Même si la transition en vol de croisière est facile, le flux la séparation du conduit est une préoccupation [38].

2.1.3 UAV type Hélicoptères et heli-aile

De nos jours, les chercheurs conçoivent et fabriquent différents types d'hélicoptères sans pilote pour les prises verticales, l'atterrissage et le vol en vol stationnaire. Il existe quatre types de drones d'hélicoptères, à savoir, un rotor unique, coaxial rotor, rotor tandem et quad-rotor [38,48]. Les drones Heli-aile sont d'autres types de drones qui utilisent une aile en rotation comme leur lame. Ils peuvent faire voler l'hélicoptère verticalement et aussi le drone à aile fixe, comme indiqué Fig I.3 (h) [49,50]

2.1.4 Non conventionnels UAVs

Les drones qui ne peuvent pas être placés dans les catégories définies, considérés comme des drones non conventionnels. Les robots volants bio-inspirés sont habituellement placés dans ce groupe. Par exemple, le FESTO AirJelly [51] qui a été inspiré de la méduse, comme le montre la figure I.3 (i), est considérée comme un drone non conventionnel. Ce drone glisse dans l'air grâce à son unité centrale d'entraînement électrique et un mécanisme adaptatif intelligent. Ce drone est capable d'effectuer cette tâche car il consiste en un ballonnet rempli d'hélium. AirJelly est le premier drone à propulsion péristaltique. Ce nouveau concept de conduite, avec une propulsion basée sur le principe du recul, déplace le poisson gelé doucement dans l'air [51,52]. Il y a d'autres drones non conventionnels qui volent régulièrement que les UAV conventionnels, y compris le vol FESTO. Pingouin [51]



Figure I.3 : Différents types d'UAV, (a) HTOL [28], (b) VTOL [29], (c) UAV à rotor basculant [30], (d) UAV à voilure basculante [31], (e) UAV à corps inclinable [32], (f) UAV à ventilateur canalisé [33], (g) hélicoptère [34], (h) hélicoptère [35] et (i) UAV non conventionnel [36].

Tableau I.5 : Les caractéristiques des différents types de drones [28-36].

Nom	Fabricant	Poids	Envergure de l'aile
[a] RQ-4 Global Hawk	Northrop grumman	14,628 kg	39.9 m
[b] SkyTote	Aerovironment bell helicopter	110 kg	2.4 m
[c] Bell Eagle Eye	Cua gh craft ltd	1020 kg	7.37 m
[d] UAV Quad Tilt Wing	Freewing tilt-body	23 kg	2 m
[e] Specs (Model 100–60)	Technology (usa)	215 kg	4.9 m
[f] V-bat	Martinuav	31 kg	2.74 m
[g] MQ-8 FireScout	Northrop grumman	225 kg to 143kg	8.4 m
[h] Boeing X-50 Dragonfly	Boeing and darpa	645 kg	2.71 m
[i] Air Jelly	Festo	—	—

2.2 Classification de micro drone (μ UAVs)

Un μ UAV ou petit UAV (SUV) est un véhicule aérien sans pilote assez petit pour être portable. Il est généralement lancé à la main et ne nécessite pas de piste pour le décollage [53]. Les μ UAV sont plus gros que les micro-véhicules aériens (MAV), mais peuvent être transportés par un soldat et plus petits que les μ UAV qui ne peuvent pas être transportés et lancés à la main. Les μ UAV ont des configurations très différentes. Comme le montre la

figure I. 4, les μ UAV peuvent être classés dans les catégories suivantes: HTOL, VTOL, modèle hybride (aile basculante, rotor inclinable, corps pivotant et ventilateur canalisé), hélicoptère, ornithoptère (aile battante), hélicoptère, cyclocoptère et les types non conventionnelle.

Les μ UAV non conventionnels HTOL, VTOL, à bascule, à aile inclinée, à corps incliné, à ventilateur canalisé, et non conventionnels sont similaires aux modèles d'UAV mais ont souvent une taille et un poids inférieurs à ceux-ci, comme le montre la figure I.4 (a), (b), (c), (d), (e), (f), (g) et (k), respectivement. Le tableau I.6 présente les caractéristiques de certains μ UAV illustrés à la figure I.4

Tableau I.6 : Les caractéristiques des différents types de μ UAV [54-60,62].

Nom	Fabricant	Poids	Envergure de l'aile
[a] Q-11 Raven	AeroVironment Micro	1.91 kg	1.3 m
[b] HeliSpy II	Autonomous Systems LLC, USA	2kg	–
[c] ITU Tilt-Rotor	Turkish UAV research Japan	–	–
[d] QUX-02	Aerospace Exploration Agency	3.4 kg	–
[f] T-Hawk	DARPA	–	1.38 m
[g] Sniper 032	Alpha Unmanned Systems	–	–
[h] SmartBird	FESTO	450 g	1.8 m
[j] Cyclocopter ADEX	Korean Aerospace Research Institute	–	1.96 m

2.2.1 Ornithopter μ UAVs

Un ornithoptère, est dérivé des mots grecs d'ornithos ce qui signifie oiseau et pteron qui signifie une aile, qui est en train de flirter en ouvrant et fermant ses ailes. L'idée d'inventer des ailes d'oiseau pour voler se réfère aux anciennes légendes grecques sur Daedalus et Icarus. Roger Bacon, à ses écrits en 1260 CE, a été parmi les premiers à proposer l'idée de vol avancé. Léonard de Vinci, vers l'année 1490, a commencé à étudier le vol des oiseaux. Il a conclu que les humains sont trop lourds pour voler avec des ailes attachées à leurs bras. En conséquence, il pensait à une machine qui a permis au pilote de déplacer de grandes ailes au moyen de la main axels, pédales, et un système de poulies [64,65]. Le premier ornithoptère a été construit vers 1870 en France par Gustav Trouvé, qui a parcouru environ 70 m dans une exposition en France [64,66]. Récemment, les chercheurs ont conçu et fabriqué des drones flottants. Par exemple, FESTO a conçu une aile flottante, appelée Smart-Bird avec une envergure d'aile égale à 1,96 m qui peut voler comme un oiseau de mer [67].



Figure I.4 : Différents types de μ UAV, (a) HTOL [54], (b) VTOL [55], (c) rotor basculant [56], (d) aile inclinable [57], (e) corps basculant, (f) ventilateur à conduit μ UAV [58], (g) hélicoptère [59], (h) ornithoptère [60], (i) ornicopter [61], (j) cyclocopter [62].

2.2.2 Ornicopter μ UAVs

Un ornicopter est un hélicoptère sans rotor de queue, mais avec des ailes ce volet comme des ailes d'oiseau, comme le montre la figure I.4 (i). Le nom, ornicopter est une contraction des mots ornithoptère et hélicoptère. En d'autres termes, Un hélicoptère est un hélicoptère qui flashe ses ailes comme un oiseau pour entrer dans l'air [68]. Ingénieurs aéronautiques à l'Université de technologie de Delft [68,69] pensait que par flapper les pales du rotor principal d'un hélicoptère comme les ailes d'un oiseau, ils peuvent se passer du rotor de queue et éviter les inconvénients du système NOTAR (NO Tail Rotor) et augmenter la liberté de mouvement en battant comme un oiseau [70].

2.2.3 Cyclocopter μ UAVs

Le cyclocopter ou cyclogyro sont des μ UAV qui utilisent des rotors cycloïdaux qui consistent en des profils aérodynamiques tournant autour d'un axe horizontal pour générer des forces de portance et de poussée, comme le montre la figure I.4 (j). Ils peuvent décoller, atterrir, verticalement et planer comme un hélicoptère. L'aile cyclocopter ressemble à une roue à aubes, avec des profils remplaçant les palettes [71]. Bin et al. [72] de l'Université nationale de Singapour ont d'abord construit un μ UAV cyclogyro qui pouvait planer et tourner à la fin d'une attache [72].

2.3 Classification des MAVs

Les avions MAV sont des micro-avions généralement d'une longueur inférieure à 100 cm et d'un poids inférieur à 2 kg [73]. Ces drones sont regroupés en neuf catégories: aile fixe, aile flottante, VTOL, aile rotative, tiltrotor, hélice canalisée, hélicoptère, ornicopter et types non conventionnels. Ces drones peuvent transporter des capteurs visuels, acoustiques, chimiques

et biologiques [74], comme le montre la figure I.5. Différents types de micro-aéronefs attirent diverses disciplines, notamment l'aérospatiale, la mécanique, l'électricité et l'ingénierie informatique [75]. Le programme DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) limite ces drones aériens à une taille inférieure à 150 mm en longueur, largeur ou hauteur et pesant entre 50 et 100 g [7,76], mais après l'avènement des NAV et PAV, la définition de MAV a été modifiée. Par conséquent, dans cette revue, les dimensions de ces drones sont comprises entre 15 cm et 100 cm et leur poids entre 50 g et 2 kg. La plus petite dimension des MAV, comparée aux UAV, leur offre une plage de performance plus large [6].

La première recherche complète sur le VMA a été réalisée en 1993 à l'Institut RAND [77,78]. Dans la dernière décennie, en raison de la rapidité avancée en microtechnique, les VMA ont attiré beaucoup d'attention. En conséquence, dans les années suivantes, plusieurs recherches ont été menées sur les micro-plans [79,80]. En plus de leurs petites tailles, ces types d'avions sont capables de voler à basse vitesse. Les MAV volent principalement à basse altitude pour diverses applications, telles que la surveillance des emplacements dangereux, le suivi des cibles spécifiques ou la cartographie. Le vol de MAV à basse altitude les place à l'intérieur de la couche limite atmosphérique, un régime particulièrement turbulent qui les rend sensibles à ces perturbations atmosphériques [81].

Par conséquent, la conception et la fabrication de ces drones doivent être effectuées avec précision. La conception des micro-aéronefs diffère généralement de celle des drones conventionnels en raison des missions de vol non traditionnelles et de la réduction du temps requis pour la conception, la production et l'évaluation de ces drones [82]. Comme pour VTOL, rotor inclinable, ventilateur canalisé, hélicoptère, orchidée, et MAV non conventionnels, ils sont similaires aux modèles μ UAV mais ont une taille et un poids inférieurs à ceux-ci, comme illustré à la figure I.5 (e), (f), (g), (h), (i) et (j), respectivement. Les caractéristiques de quelques-uns des MAV représentés sur la figure 5 sont indiquées dans le tableau I.7

Tableau I.7 : Les caractéristiques des différents types de MAV [6,83-86].

Nom	Fabricant	Poids	Envergure de l'aile
[a] Inverse Zimmerman	Isfahan University of Technology	430 g	43.2 cm
[b] Thunder I	Isfahan University of Technology	350 g	70 cm
[c] NPS flapping-wing	Naval Postgraduate School	14 g	23 cm
[d] Apollo	IdeaFly	1200 g	35 cm
[e] VTOL UAS	Cranfield Aerospace Solutions	—	—
[f] GFS 7	JL Naudin	526 g	60 cm



Figure I.5 : Différents types de MAV, (a) aile fixe [6], (b) aile flottante [83], (c) aile fixe / battante [84], (d) aile rotative [85], (e) VTOL [86], (f) un ventilateur canalisé [87], (g) un rotor basculant, (h) un hélicoptère [88], (i) non conventionnel, (j) ornicopter [89].

2.3.1 Voilure fixe MAVs

Les MAV à voilure fixe, comme le montre la figure I.5 (a), consistent souvent en une aile rigide, le fuselage et les queues qui utilisent un moteur et une hélice comme système de propulsion et peuvent couvrir un large éventail d'environnements opérationnels possibles, y compris la jungle, le désert, les environnements urbains, maritimes, montagneux et arctiques [90,91]. En raison de leurs petites dimensions par rapport aux UAV et de leur faible puissance requise, les MAV à voilure fixe sont plutôt cachés. Faible section radar, et sont très difficiles à détecter [26,90]. De plus, les progrès de la technologie de micro-fabrication permettent drones à produire en grandes quantités et à faible coût. Les MAV à voilure fixe appliquent souvent une aile à faible rapport d'aspect qui est spécifiée par un champ d'écoulement tridimensionnel [92]. Les MAV à voilure fixe qui volent dans les environnements, tels que les zones urbaines ou boisées, nécessitent des ailes courtes avec de faibles rapports d'allongement car les drones aux ailes plus longues sont assez délicats et susceptibles de heurter les obstacles [93].

En raison des applications des MAV, telles que la collecte de données ou la patrouille, il est très important d'avoir une endurance et une portée élevées. Il convient de mentionner que ces deux caractéristiques sont proportionnelles au rapport entre la portance et la traînée. Habituellement, les MAV à ailes fixes avec plus de valeurs de portance / traînée donnent de meilleurs résultats que ceux avec des valeurs plus basses. Le groupe de Mueller [74,94] démontré l'importance des formes de carrossage et d'aile (forme de plan) en effectuant des recherches en soufflerie. Ils ont indiqué que les plaques cambrées offrent une meilleure performance aérodynamique [95]. Les MAV à voilure fixe ont une portée et une endurance plus longues et peuvent voler à plus haute altitude que les MAV à voilure tournante et à

voilure tournante qui exécutent habituellement des missions à l'intérieur avec une vitesse de vol plus lente [96]. Il existe différents types de plans qui sont: des ailes coniques rectangulaires avec des bords d'attaque balayés, Zimmerman, Zimmerman inverse et elliptique [91,97].

2.3.2 Ailes battantes MAVs

Ailes battantes sont généralement conçues en trois classes, à savoir, MAV, NAV, et PAV. Les ailes flottantes PAV sont inspirées des insectes, et les ailes flottantes NAV sont inspirées des organismes entre les très petits oiseaux et les immenses insectes, tels que les colibris et les mouches draconiques [98,99].

Les MAV à ailes battantes sont constitués des ailes flexibles et flèxes qui utilisent un mécanisme d'actionnement pour leur mouvement flottant. La plupart des ailes flottantes ont des ailes flexibles et légères comme observées chez les oiseaux et les insectes, ce qui indique que la flexibilité et le poids des ailes sont importants pour leur efficacité aérodynamique et leur stabilité de vol [100-102]. La recherche sur les ailes flottantes naturelles et artificielles a montré que ces types de véhicules aériens ont plus de complexités par rapport aux ailes fixes et rotatives, principalement en raison de leur aérodynamique complexe [103].

Par conséquent, les oiseaux, les chauves-souris et les insectes ont été étudiés par des biologistes et les chercheurs de drones pendant des années, et l'étude active dans la communauté d'ingénierie aérospatiale, motivée par l'intérêt pour les ailes mobiles, a augmenté rapidement [104].

L'inspiration biologique indique que voler avec des ailes flamboyantes présentes des avantages uniques en termes de manœuvrabilité. Il existe des défis fondamentaux pour les ailes fixes et tournantes de voler de manière fiable lorsque leur taille est réduite. Lorsque la surface de l'aile est réduite, il se produit une transition vers un faible nombre de Reynolds qui réduit l'efficacité de l'aile aérodynamique [7]. Dans le tableau I.8, la gamme de nombres de Reynolds pour différentes classes de micro drones et les configurations d'ailes proposées. Aile flottante, et l'aile rotatoire pour chaque gamme sont montrées [105].

Le nombre de Reynolds est l'un des principaux paramètres qui détermine l'ascenseur et la traînée des véhicules aériens. Pour les très petits drones, il faudra très probablement un écoulement laminaire, mais pour les plus grands drones qui ont des nombres de Reynolds plus élevés, des écoulements mixtes laminaires et turbulents se produisent avec une transition possible. De plus, on peut voir que pour des nombres de Reynolds compris entre 10^4 et 10^6 , les drones présentent un flux phénomène appelé bulle de séparation laminaire (LSB) [105]. Ces LSB créent généralement une traînée supplémentaire lorsqu'ils déplacent le flux externe non-transparent. Les drones qui fonctionnent à un faible nombre de Reynolds utilisent des moyens différents pour générer des forces aérodynamiques. Par exemple, les drones à ailes fixes avec un faible rapport d'aspect présentent des flux tridimensionnels et une transition turbulente laminaire. Les ailes battantes génèrent des flux instables qui déterminent la portance et la traînée. Les drones à voilure fixe et à voilure tournante qui fonctionnent à un faible nombre de Reynolds sont enclins à la séparation des flux, ce qui entraîne une augmentation de la traînée et une perte d'efficacité. Même en l'absence de séparation des flux dans ces types de drones, le faible nombre de Reynolds entraîne des rapports levée-traînée plus faibles de $O(100)$ à $O(1)$ [105,106].

Une aile battante a le potentiel de bénéficier des avantages d'autres types de micro-drones [107]. La capacité de vol stationnaire des insectes, associée à la possibilité d'une transition rapide vers le vol vers l'avant, fournit un drone idéal pour la recherche et le sauvetage et d'autres applications [108,109]. Les MAV à ailes battantes peuvent être conçus et fabriqués en trois configurations, à savoir le monoplan, le biplan et le tandem [110]. Les ailes flottantes du monoplan appliquent une seule paire d'ailes pour générer le même effet que les oiseaux, comme le montre la figure I.6 (b). Les tandems ont deux paires d'ailes, avec une aile derrière l'autre, volant indépendamment de la même manière que les mouches draconiques, comme le montre la figure I.6 (b). La configuration du biplan, représentée sur la figure I.6 (c), comporte deux paires d'ailes superposées, avec une aile placée au-dessus de l'autre et n'existant pas dans la nature [110-112]. Dans le tableau I.9, fabricant, poids et aile La portée des drones à ailettes flottants représentés sur la figure I.6.

2.3.3 MAV à ailes mobiles / fixes

La recherche sur l'aérodynamique instationnaire à faible nombre de Reynolds et la propulsion à aile mobile a mis au point un modèle inhabituel véhicule micro air propulsé. Les MAV fixes / à ailes mobiles sont hybrides les conceptions qui utilisent des ailes fixes pour le levage et des ailes flottantes pour la propulsion, comme représenté sur la figure I.5 (c). Dans ce type de véhicules à micro-air, le drone se compose généralement d'une aile à faible rapport d'aspect avec une paire traînante d'ailes à haut rapport d'aspect qui se déplacent en contre-phase [84]. La partie aile mobile augmente l'efficacité, fournit une plate-forme équilibrée mécaniquement et aérodynamiquement, et désactive le décrochage sur l'aile fixe en entraînant le débit [84]. Ce type de drone peut également être vu en dragon mouche avec des ailes en tandem, où ils appliquent deux paires d'ailes pour augmenter les forces de portance et de poussée.

2.3.4 MAV à voilure tournante

L'un des mérites importants des VAC par rapport aux autres drones, tels que les UAV, est leur petite taille, qui leur permet de voler dans des espaces confinés [113]. Ceci est particulièrement vrai pour les MAV à voilure tournante qui peuvent planer et qui ont une grande maniabilité [114]. Comme représenté sur la figure I.5 (d), ayant des pales rotatives ou des systèmes à hélice, ils sont appelés drones à voilure tournante. Contrairement aux modèles à ailes fixes, ces drones peuvent voler dans toutes les directions, horizontalement, verticalement, et peuvent également planer dans une position fixe [38]. Ces caractéristiques en font des drones parfaits pour arpenter des zones difficiles d'accès, telles que les pipelines, les ponts, etc. [115,116]. Les drones à voilure tournante, similaires aux hélicoptères, la rotation constante des pales du rotor [38]. Dans ce type de MAV, plusieurs lames peuvent être utilisées. Ainsi, de nos jours, les chercheurs ont conçu et fabriqué différents types de drones allant de un à douze moteurs.

Tableau I.8 : La gamme de nombre de Reynolds pour différents types de micro-drones [105].

Type	PAV	NAV	MAV	μ UAV	UAV
Nombre de reynolds	10^3 - 10^4	10^4 - 5.10^4	5.10^3 - 2.10^5	2.10^5 - 5.10^5	5.10^5 - 2.10^6
Configuration	Battement	Fixe, rotative, battante	Fixe, rotative, battante	fixe	fixe



Figure I.6 : Différentes Configurations de FWMAV, (a) monoplan, (b) tandem et (c) biplan [112].

Tableau I.9 : Les caractéristiques des drones à ailes battantes avec différentes configurations [110-112].

Nom	Fabricant	Poids	Envergure de l'aile
[a] Slow Hawk 2	Kinkade R/C	397 g	106.7 cm
[b] BionicOpter	FESTO	175 g	63 cm
[c] Butterflys spy drone	Israel Aircraft Industries (IAI)	12 g	20 cm

Ceux qui sont constitués d'un moteur et d'une lame sont connus comme mono-copters qui ont été inspirés des graines tourbillonnantes qui tombent de certains arbres [117,118], comme le montre la figure I.7 (a). Les MAV à ailes rotatives à deux, trois, quatre, cinq, six, huit, dix ou douze moteurs sont appelés bi-hélicoptères, tricopters, quadri-rotors ou quadricoptères, penta-copters, hexa-copters, les octo-copters, les déca-copters et les dodéca-copters [119,120]. Parmi les MAV à voilure tournante, les quadricoptères et les hexa-copters sont les drones les plus connus [27]. Différents types d'ailes rotatives sont présentés à la Fig. I.7. dans le tableau I.10, les caractéristiques de certaines ailes rotatives présentées à la Fig. donnée.

Tableau I.10 : Les caractéristiques des drones à voilure tournante avec différentes configurations [121, 122, 124, 125, 127].

Nom	Fabricant	Poids	Envergure de l'aile
[a] Monocopter	Massachusetts Institute of Technology (MIT)	175.5 g	40.64 cm
[b] OVIWUN [d] Aeryon Scout	Trek Aerospace Inc Aeryon Labs of Waterloo,	—	—
[f] ZALA 421-21	Ontario, Canada	1700 g	80 cm
[h] Distributed Flight Array	ZALA AERO Raffaello D'Andrea	—	—

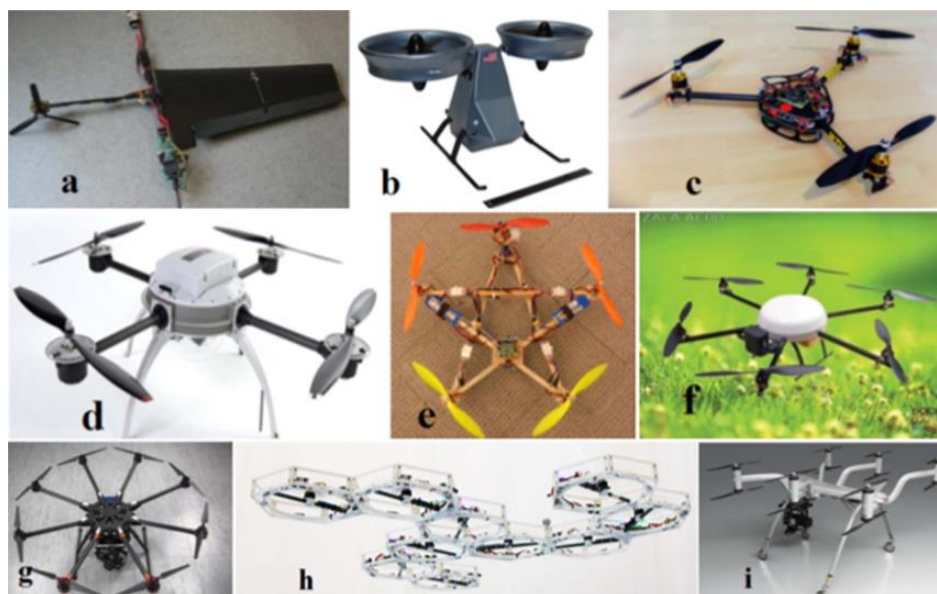


Figure I.7 : Différents types de MAV à voilure tournante, (a) mono-copter [121], (b) double-copter [122], (c) tri-copter [123], (d) quad-copter [124] (e) penta copter, (f) hexa copter [125], (g) octo-copter [126], (h) deca-copter [127], (i) dodeca-copter [128].

2.4 Classification des NAVs

En plus des micro-véhicules aériens, DARPA a lancé un autre programme sur les nano-véhicules aériens (NAV) [129,130], des drones extrêmement petits et légers avec une longueur d'aile maximale de 15 cm [129] et un poids inférieur à 50 g. Ces types de drones ont une portée inférieure à 1 km et une altitude de vol maximale d'environ 100 m [130,132]. Il existe différentes configurations pour les NAV, telles que les ailes fixes, les ailes tournantes et les ailes flottantes qui sont représentées sur la figure I.8. Les caractéristiques de quelques-unes des NAV présentées sur la figure 8 sont indiquées dans le tableau I.11.



Figure I.8 : Différents types de NAV, (a) aile fixe [133], (b) aile flottante [134], (c) hélicoptère [135], (d) monocoque [136], (e) quadrotor [137] (f) hexacoptère [138] et (g et h) Non conventionnel [139,140].

Tableau I.11 : Les caractéristiques des différents types de NAV [133-139]

Nom	Fabricant	Poids	Envergure de l'aile
[a] Black Widow	AeroVironment	56.5 g	15.2 cm
[b] Nano Hummingbird	AeroVironment	19 g	16 cm
[c] Black Hornet Nano	Prox Dynamics	16 g	10 cm
[d] Robotic samaras monocopter	University of Maryland	–	7.5 cm
[e] CrazyFlie Nano Quadcopter	Bitcraze	19 g	9 cm
[f] Mini X6 Micro Hexacopter	HobbyKing	52 g	13 m
[g] Entomopter	Georgia Tech Research Institute	50 g	15 m

2.5 Classification des PAVs

Au cours des dernières années, les chercheurs ont tenté de concevoir et de fabriquer des drones en fonction de la taille des insectes [141-144]. A cette fin, une nouvelle classe de drones a été définie, qui est reconnue comme Pico Air Véhicules (PAV) [142].

En raison de leur petite taille et de leur faible poids, il existe seulement quelques types de PAV. Les quadrotors et les ailes flottantes sont les modèles utilisés dans la classe PAV. Entre les types mentionnés, récemment, les ailes PAV flottantes ont reçu plus d'attention que les ailes rotatives (quadrotor) parce que les insectes volants ont montré des performances de vol incroyables, comme le vol stationnaire, Accélération brusque, et virage rapide [141]. De nombreux chercheurs ont travaillé sur des drones microrobotiques. Shimoyama et al. [143] étaient les pionniers qui travaillé sur le vol microrobotique. Ils ont proposé un concept pour un microrobot avec un squelette externe et des articulations élastiques comme chez les insectes. Alors que différents groupes ont développé des approches différentes pour concevoir des microrobots volants, Dickinson et al. [144] ont essayé de construire un drone de la taille d'un insecte avec une envergure d'aile d'environ 25 mm et pesant environ 100 mg. Afin d'enquêter sur le vol de la papillon, Tanaka et al. [141] ont mis au point une ailette volante de type beurre mouche, minuscule et légère, dont le poids, l'envergure des ailes et la fréquence étaient respectivement égaux à 0,4 g, 140 mm et 10 Hz. Wood et al. [142] a lancé le projet "RoboBee" pour la conception et la fabrication de PAVs à ailes mobiles. Différents types de véhicules pneumatiques sont représentés sur la figure I.9. Dans le tableau I.12, les caractéristiques des deux véhicules pneumatiques fabriqués sur la figure I.9 sont représentées

2.6 Poussière intelligente SD

De nos jours, la combinaison de la nanotechnologie, capteur sans fil réseaux, et les systèmes micro-électro-mécaniques (MEMS) ont un rôle important dans une grande variété d'applications, telles que le contrôle du climat, la sécurité des bâtiments et la surveillance de l'environnement [150]. Un des exemples intéressants d'une technologie de réseau de capteurs est le projet poussière intelligente qui consiste en des centaines à des milliers de systèmes micro électromécaniques minuscules pouvant être utilisés pour la détection de lumière,

température, vibration, magnétisme ou produits chimiques [151]. Ces robots sont généralement répartis sur certaines zones pour effectuer leurs tâches définies. Par exemple, les nœuds de poussière intelligents peuvent être déplacés par les vents ou peuvent même rester suspendus dans l'air pour surveiller les conditions météorologiques, la qualité de l'air et beaucoup d'autres phénomènes [152].

Les concepts de la poussière intelligente ont émergé d'un atelier à RAND en 1992 et d'une série d'études DARPA en 1990 [152], puis élargis par Warneke et al. en 2001 [152]. Pister et ses coauteurs [152] ont essayé de concevoir un système de communication sans fil pour l'envoi et la réception de données à partir de systèmes de poussière intelligents. La poussière intelligente se compose généralement de plusieurs poussières et chaque mote contient un ou plusieurs capteurs, une alimentation, des circuits analogiques, une communication bidirectionnelle, et un microprocesseur programmable [152]. Selon la source d'alimentation, qui peut être basée sur des cellules solaires ou des piles minces, la taille des grains de poussière peut varier de 1 mm à 3 mm [152]. Ces poussières peuvent être appliquées à la fois pour des applications commerciales et militaires. En ce qui concerne les applications militaires, les poussières contiennent généralement des vibrations et des capteurs de champ magnétique qui peuvent être fournis à la zone cible par des véhicules aériens sans pilote (UAV) ou des véhicules à micro-air (MAV). Récemment, il y a eu un effort pour incorporer des capteurs chimiques et biologiques aux poussières [152]. Dans la Fig. I.10, des vues schématiques de la poussière intelligente sont montrées.

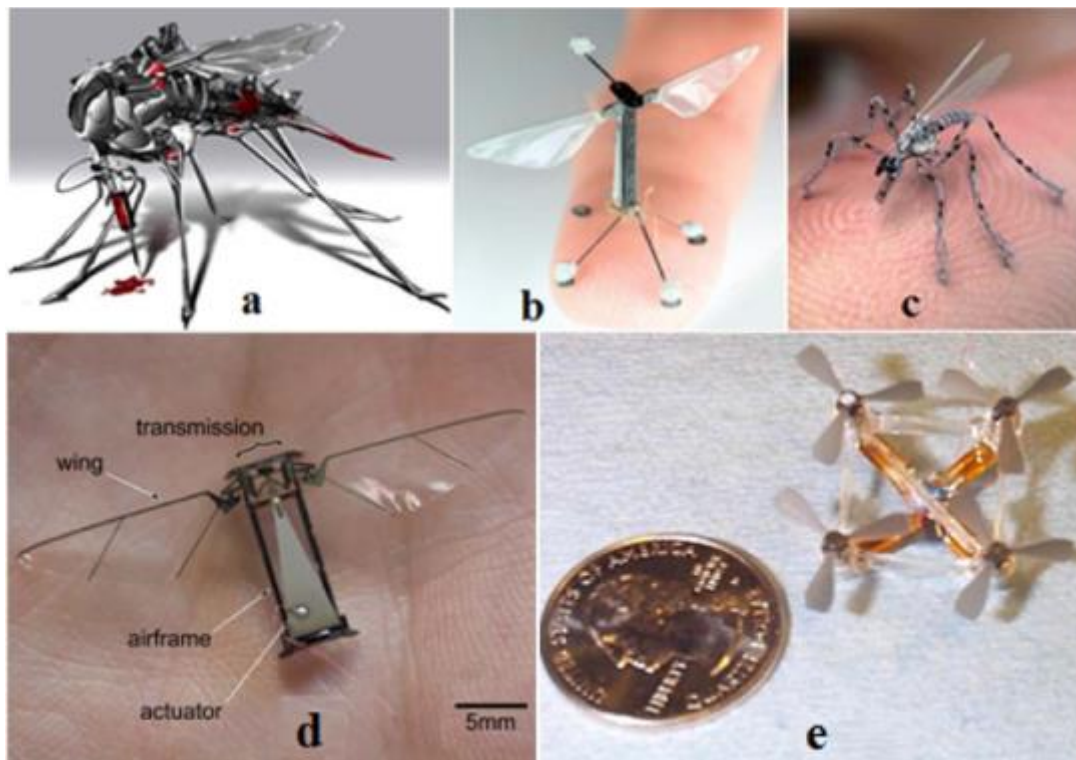


Figure I.9 : Différents types de PAVs, (a, b, c, et d) aile battante [145-148], et (e) quadrotor [149].

Tableau I.12: Les caractéristiques des différents types de PAV [148,149].

Nom	Fabricant	Poids	Envergure de l'aile
[d] RoboBees	Harvard University	0.5g	3 cm
[e] Mesicopter	Stanford University	1.5g	1.5 cm

2.7 Bio-drones

En raison de l'importance de la reconnaissance et des patrouilles dans les applications civiles et militaires, l'application de nouveaux instruments pour ces tâches a suscité beaucoup d'attention. Parfois, des drones énormes, tels que Global Hawk, sont conçus et développés pour réaliser ces missions.

Comme mentionné précédemment, cependant, les micro-drones avec des dimensions plus petites et les poids pourraient attirer l'attention des centres militaires et civils. Il existe différentes techniques pour la conception et la fabrication de petits drones. Une de ces techniques est l'inspiration des oiseaux et des insectes. Il existe d'autres techniques qui proposent l'utilisation des oiseaux et des insectes morts pour la reconnaissance et la patrouille ou d'autres missions au lieu de la conception et de la fabrication de drones artificiels [152]. Par conséquent, certains insectes vivants ou oiseaux qui peuvent être contrôlés en utilisant des puces électriques sur eux peuvent être utilisés. Ensuite, les différents types de bio-drones seront discutés. Dans ce chapitre, les bio-drones sont divisés en deux catégories, à savoir la taxidermie et les drones vivants.

2.7.1 Taxidermie bio-drones

L'une des idées novatrices présentées ces dernières années est utilisée les cadavres d'animaux ou d'oiseaux comme plateformes de vol pour les drones. En d'autres termes, les corps de taxidermie des animaux et des oiseaux ont été appliqués comme une partie structurelle des drones et sont combinés avec d'autres parties, telles que batteries électriques et capteurs. *jansen* [152] a été le pionnier de l'utilisation corps de taxidermie d'animaux en tant que plateformes flottantes. Il a appliqué les cadavres de différents animaux dont le chat, le rat, l'autruche, etc., pour fabriquer des quadrupèdes (Orvillecopter et OstrichCopter), tricopter (Ratcopter), etc. Même si les cadavres des chats et des rats ne sont pas des exemples pertinents des structures efficaces de vol, l'application du même concept pour les oiseaux taxidermies peut être considérée comme de nouvelles plates-formes pour les ailes flottantes. Des scientifiques de l'université de Duke avec la coopération d'étudiants en ingénierie et un taxidermiste ont appliqué un oiseau mort taxidermisé animée par une robotique pour étudier le comportement du marais espèces de moineaux. Ils ont programmé de simples puces informatiques Picaxe et construit un minuscule moteur linéaire pour entrer dans la cavité de l'oiseau nommé Robosparrow [152]. Même si cet oiseau taxidermie a été utilisé pour les études de biologie, il donne aux chercheurs de nouvelles idées pour utiliser les oiseaux de taxidermie comme drones. Différents types de bio-drones de taxidermie sont présentés dans Fig. I.11.

2.7.2 Bi-drones vivants

Développement de systèmes radio de faible puissance et miniaturisation de Des circuits numériques couplés à des études de neurophysiologie et à la dynamique des oiseaux et des vols d'insectes peuvent fournir la capacité de contrôler les vols des oiseaux et des insectes. Selon les progrès de la technologie de micro-fabrication et des progrès considérables dans la compréhension du vol des insectes, les chercheurs ont commencé à construire des robots de taille d'insecte. Cependant, en raison des limites de la technologie actuelle et des connaissances du vol d'insectes, la fabrication de minuscules volants qui peuvent bien voler dans des environnements réels est une tâche difficile. De nos jours, le plus petit micro drone est la mouche microrobotique qui a été construit à Harvard Microrobotics Laboratoire avec 60 mg poids total [152]. Même si ces minuscules drones évoluent rapidement, ils sont actuellement aux prises avec des difficultés à reproduire les efficacités mécaniques et les densités de puissance des sources d'énergie existantes.

Récemment, certains chercheurs [152] ont tenté de résoudre les problèmes mentionnés en fusionnant des systèmes de contrôle et de communication synthétiques à des insectes vivants dans le but de contrôler la liberté de mouvement. En outre, les scientifiques du centre de recherche de technologie d'ingénierie de robot à l'université des sciences et de technologie de Shandong en Chine pourraient attacher une puce électronique au cerveau d'un pigeon qui leur a permis de contrôler à distance les mouvements des pigeons. Ils ont utilisé des électrodes minces qui ont été implantées dans le cerveau du pigeon dans des endroits responsables du mouvement [152]. De plus, les oiseaux peuvent être équipés de certains capteurs, tels que GPS, modems et caméra, et libérés dans la zone cible pour effectuer la mission sans avoir le contrôle de leurs mouvements. Différents types de bio-drones vivants sont présentés à la Fig. I.12.

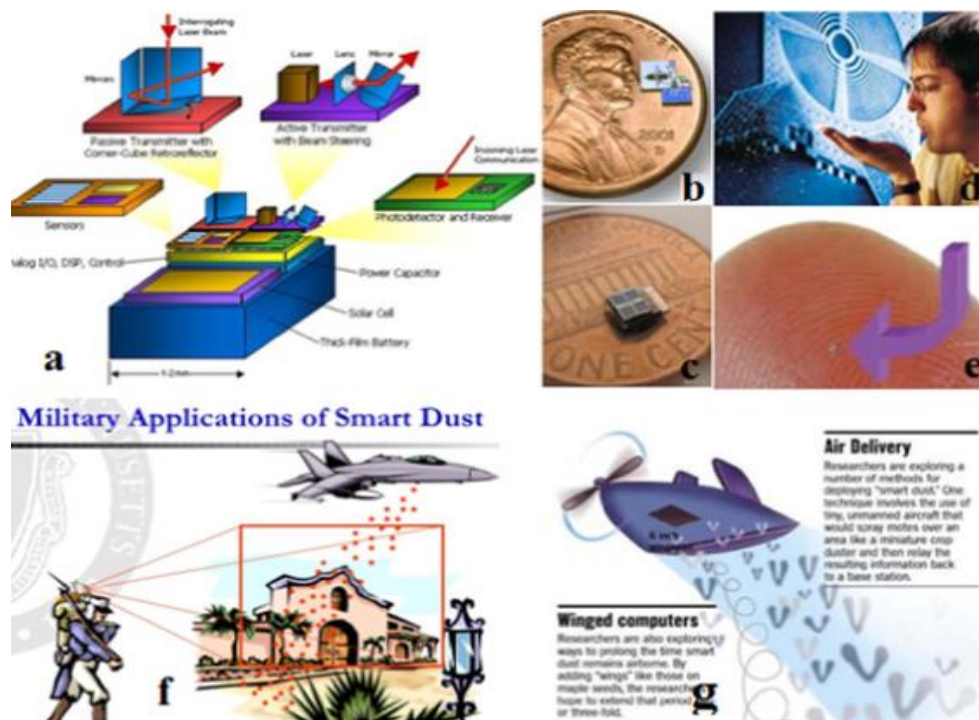


Figure I.10 : (a) Structure des particules de poussière intelligentes, (b, c, d et e) des particules de poussière intelligentes et (f et g) application de poussières intelligentes [152].

2.8 Drones hybrides

De nos jours, des efforts sont faits pour concevoir et fabriquer des drones avec des capacités différentes qui peuvent être appliquées dans divers environnements. Différents drones ont été inventés ayant la capacité de marcher et se déplacer sur le sol et l'eau ou nager et plonger sous l'eau. Un char-quadcopter hybride a été créé par une compagnie nommée «B» qui, en réponse à la commande d'un commutateur, peut transformer le drone d'un réservoir à canons en un quadcoptère voltigeur (figure I.13 (a)) [152]. Le robot DALER est un drone qui vole et se déplace [152] qui consiste en une aile flottante avec une morphologie adaptative qui permet au robot d'effectuer le vol à longue distance et de marcher dans des environnements cibles pour des explorations locales.

Ce drone a été inspiré de la chauve-souris vampire *Desmodus rotundus* qui peut effectuer une locomotion aérienne et terrestre avec des échanges commerciaux limités (Figure I.13 (b)) [152]. En outre, le véhicule micro-aérien (MALV) qui a été conçu par Bachmann et al. [5] est un autre drone qui peut voler et marcher sur un terrain accidenté en utilisant un train de roulement roue-jambe passivement conforme (figure I.13 (c)). Parrot Hydrofoil est un drone qui est considéré comme un robot hybride remarquable dans l'air et l'eau (figure I.14 (a)) [152].

Des chercheurs de l'université Rutgers ont développé un vol et une plongée drone pour aider les opérations de recherche et de sauvetage, désamorcer mine sous-marine menaces et surveiller les déversements d'hydrocarbures (figure I.14 (b)) [152]. De plus, il y a un autre type de drone hybride nommé HexH20, qui a la capacité voler et plonger sous l'eau (figure I.14 (c)) [152]. Les chercheurs du Aerial Robotics Laboratory de l'Imperial Collège de Londres a conçu une aile multimodale flappante MAV inspirée d'un amphibie oiseau qui peut voler, plonger dans l'eau et reprendre le vol. Ce micro-véhicule aquatique (AquaMAV) est censé surveiller la qualité de l'eau et effectuer des opérations de recherche et de sauvetage et des explorations sous-marines (figure I.14 (d)) [152]. Dans ces Figs. I.13 et I.14, les drones hybrides air-sol et air-eau sont présentés. Dans le tableau 13, les caractéristiques des différents types de drones hybrides représentés sur les Fig. I.13 et I.14 sont fournies.

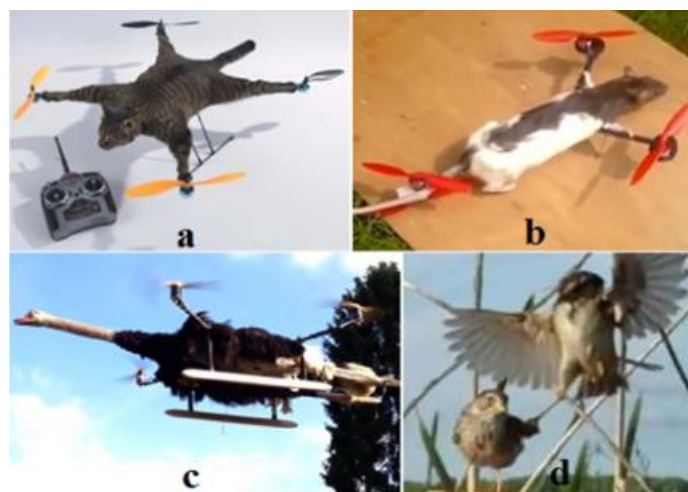


Figure I.11 : Drones de taxidermie (Bio-drones taxidermiques) (a) Orvillecopter, (b) Ratcopter, (c) OstrichCopter, et (d) Robosparrow [152].

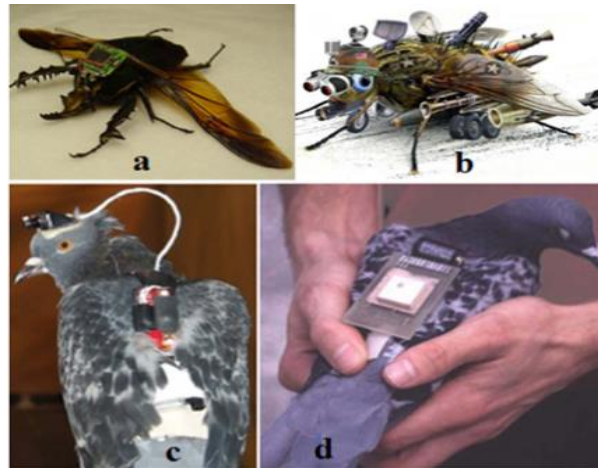


Figure I.12 : Bio-drones vivants (a) Coléoptère contrôlé, (b) Schéma du pigeon contrôlé, (c et d) [152].



Figure I.13 : Drones hybrides air-sol: (a) quadcoptère à réservoir [152], (b) robot DALER [152], et (c) MALV [5].

3. Applications des drones

Les applications de drones couvrent un large éventail d'applications civiles et militaires. Les drones peuvent effectuer des missions à l'intérieur et à l'extérieur dans des environnements très difficiles [152]. Les drones peuvent être équipés de divers capteurs et caméras pour faire du renseignement, de la surveillance et missions de reconnaissance. Les applications des drones peuvent être catégorisées de différentes façons. Il peut être basé sur le type de missions (militaires / civiles), le type de zones de vol (extérieur / intérieur), et le type des environnements (sous-marins / sur l'eau / sol / air / espace). Sur la figure I.15, un organigramme de différents types d'applications de drones est montré [152].

Comme le montre la figure I.15, les drones ont une variété d'applications dans notre vie quotidienne. Les drones peuvent désormais avoir plus de deux cents applications selon leurs types [152]. Par exemple, ces drones peuvent être utilisés pour des missions de recherche et de sauvetage, la protection de l'environnement, envoi et livraison, missions dans les océans ou autres planètes et autres applications diverses [152]. Ces drones peuvent fournir un aperçu rapide autour de la zone cible sans danger. Drones équipés de caméras infrarouges peuvent donner des images même dans l'obscurité [152]. Par exemple, en raison de leurs dimensions réduites, les micro-drones peuvent être utilisés pour la reconnaissance à l'intérieur des bâtiments. [130,152], les petits drones sont actuellement le seul moyen de "regarder" à l'intérieur des bâtiments dans le champ de bataille. Ils peuvent porter des capteurs spécifiques pour localiser les menaces biologiques, nucléaires, chimiques ou autres [152]. Ensuite, certaines des applications civiles des drones sont discutées.

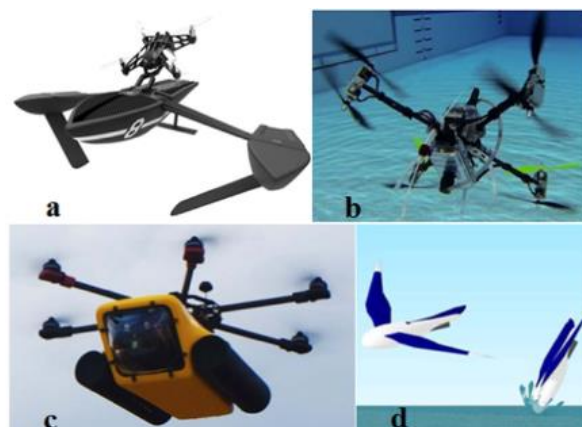


Figure I.14 : Drones hybrides air-eau: (a) Hydroptère de Parrot [152], (b) Drone de l'Université Rutgers [152], (c) HexH20 [152] et (d) AquaMAV [152].

Tableau I.13: Les caractéristiques de différents types de drones hybrides [5,152].

Nom	Fabricant	Poids	Envergure de l'aile
[13-a] B-Unstoppable	Bgobeyond Laboratory of Intelligent	84 g	23.5 cm
[13-b] DALER	Systems (EPFL) and (NCCR)	393 g	72 cm
[13-c] MALV	Supported by U.S. Department of Defense	118 g	30.5 cm
[14-a] Parrot Hydrofoil	Parrot	247 g	34 cm
[14-b] Rutgers University drone	Supported by the Office of Naval Research	2000 g	90 cm
[14-c] HexH20	QUADH20	4700 g	74 cm

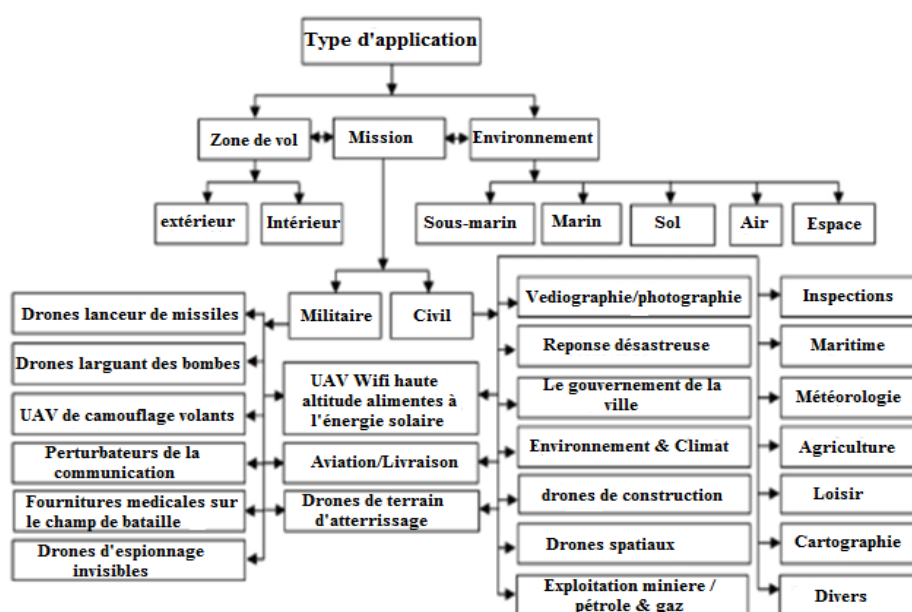


Figure I.15 : Classification des applications des drones.

3.1 Missions de recherche et de sauvetage

L'une des applications importantes des drones est de les utiliser dans des missions de recherche et de sauvetage [152]. Dans les opérations de recherche et de sauvetage, chaque seconde est vitale. Pour fonctionner le plus efficacement possible, il est important de pouvoir obtenir une vue d'ensemble rapide de la situation. Alors que les avions habités et les hélicoptères ont besoin de temps pour être prêts à faire la mission, les drones peuvent être mis en action immédiatement sans perte de temps [152]. En raison du rôle important des drones dans les missions de recherche et de sauvetage, ils ont attiré l'attention de nombreux chercheurs. À cette fin, plusieurs drones ont été conçus et fabriqués pour effectuer ce type de missions [152]. Sur la figure I.16, différents concepts de drones de recherche et de sauvetage sont représentés

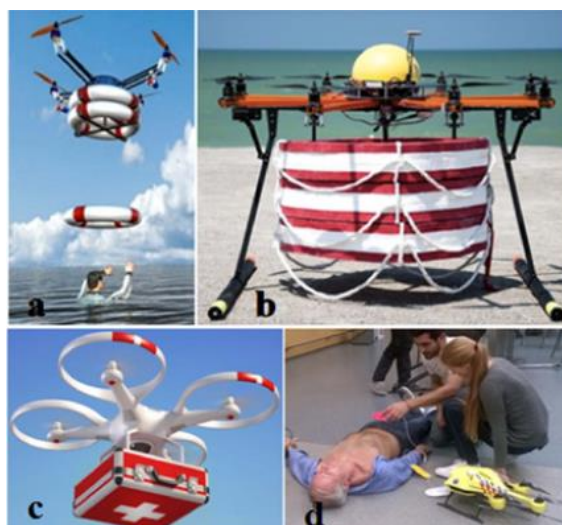


Figure I.16 : Application des drones dans les missions de recherche et de sauvetage [152].

3.2 Protection environnementale

Bien que les drones soient considérés comme une partie essentielle des missions militaires, ils sont de plus en plus utilisés pour réaliser des actions environnementales telles que la gestion des parcs nationaux et des terres agricoles, le suivi de la faune dans différentes zones, l'observation des effets du changement climatique et différents écosystèmes des forêts tropicales aux océans [152]. Ces drones peuvent être utilisés pour la reconnaissance et l'investigation des catastrophes naturelles, y compris les feux de forêt, les avalanches sur les montagnes, etc. [152]. Sur la figure I.17, certains types de drones utilisés pour la protection de l'environnement sont montrés.



Figure I.17 : Application de drones dans la protection de l'environnement.

3.3 Envoi et livraison

Récemment, le service de livraison de drones est devenu un sujet intéressant pour différentes entreprises à travers le monde. Par exemple, Amazon et Google aux États-Unis [152], DHL post service en Allemagne [152], et de nombreuses autres entreprises utilisent des drones pour livrer des paquets aux clients. Pour la livraison, les drones conçus atterrissent et se retirent verticalement et ont l'adresse du client pour transporter les cargaisons. Sur la figure I.18, certains drones de livraison sont présentés.



Figure I.18 : Application des drones dans l'envoi et la livraison [152].

3.4 Drones spatiaux

L'un des environnements dans lequel les drones peuvent être utilisés est l'espace et l'exploration d'autres planètes, telles que Mars. Dans les explorations planétaires, en raison des avantages des drones par rapport aux autres robots, on a tendance à concevoir et à fabriquer des drones capables de voler et d'effectuer des missions dans des environnements spatiaux. Par exemple, la NASA construit des drones pour explorer d'autres planètes [152]. Différents types de drones ont été conçus et fabriqués pour réaliser des missions spatiales et des explorations planétaires [152]. Dans la Fig. I.19, quelques exemples de drones spatiaux sont montrés. Il convient de noter que la conception et la fabrication de drones spatiaux devraient être effectuées en fonction de cet environnement. Par exemple, en raison de la

quantité de gravité sur Mars, les poids des drones diffèrent de leurs poids sur Terre. En effet, les poids diminuent de 61,5% [152].

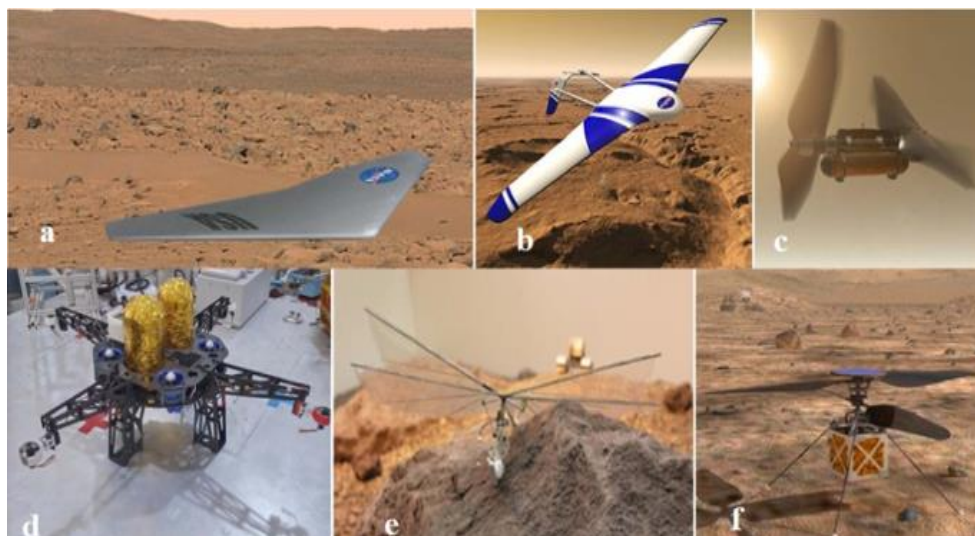


Figure I.19 : Application de drones dans l'espace [152].

3.5 Drones marins

Comme le montre la figure I.14, les drones peuvent être utilisés dans les milieux marins pour étudier les organismes marins, identifier l'emplacement des déversements d'hydrocarbures et pour d'autres applications militaires ou civiles [152]. En raison de l'absence d'une piste dans les véhicules marins, tels que les sous-marins et les bateaux, la plupart des drones sont lancés verticalement dans ces environnements. Le lancement de drones sous-marins a été introduit en 2005 par des chercheurs américains [152]. De nos jours, il existe différents types de drones, y compris Scan Eagle, Volans, Cormorant [152], etc., qui sont lancés à partir de sous-marins. Le lancement réussi de ces drones à partir de sous-marins a ouvert la voie à des missions d'intelligence critique, de surveillance et de reconnaissance. Sur la figure I.20, différents types de drones lancés sous l'eau les sous-marins sont montrés. Les caractéristiques des drones marins représentés sur la figure I.20 sont indiquées dans le tableau I.14.

Tableau I.14 : Les caractéristiques des drones marins [152].

Nom	Fabricant	Poids	Envergure de l'aile
[a] TacMAV	Applied Research Associates Inc.	363 g	53 cm
[b] Scan Eagle	Boeing	27 kg	3.7 m
[c] Volans	GABLER Lockheed	—	—
[d] Cormorant	Martin	—	13 m



Figure I.20 : Drones en milieu marin, (a) TacMAV, (b) Scan Eagle, (c) Volans, et (d) Cormorant [152]

3.6 Applications diverses des drones

Malgré les applications conventionnelles des drones, ils peuvent être utilisés dans certaines missions non-ordinaires. A titre d'exemple, le département de la police métropolitaine de Tokyo a dévoilé ses nouveaux anti-drones qui sont utilisés pour abattre des drones vilains ou offensive du ciel. Dans ce type d'application, si un drone suspect est détecté, l'opérateur est d'abord prévenu. Si l'opérateur n'est pas retrouvé ou si le vol continue malgré l'avertissement, un drone intercepteur est brouillé pour attraper le drone suspect, comme indiqué sur la figure I.21 (a) [152]. De plus, les drones peuvent être utilisés comme piste pour un autre drone (figure I.21 (b)) [152], peuvent être utilisés pour guider (ou effrayer) les oiseaux à l'écart des pistes d'aéroport (figure I.21 (c)) [152], peut être utilisé pour nettoyer les fenêtres, les gouttières et les panneaux solaires (figures I.21 (d, e et f) [152], et pour d'autres applications, telles que les loisirs, comme indiqué sur la figure I.21 (g et h) [152].



Figure I.21 : Applications diverses des drones [152].

4. Conclusions

Des recherches et des études récentes dans le domaine des drones de vol, y compris des véhicules à voilure fixe et flottante, ont été consolidés et discutées en profondeur. Une nouvelle classification de ces drones a d'abord été proposée. Cette classification comprend diverses classes de drones, tels que les véhicules aériens sans pilote, les véhicules à micro-air, les véhicules à nano-air, les véhicules à air comprimé et les véhicules intelligents. Ces drones volants peuvent être utilisés pour effectuer diverses missions civiles et militaires. Ces missions possibles ont été examinées, y compris la recherche et le sauvetage, la protection de l'environnement, l'envoi postal et la livraison, l'exploration spatiale.

Chapitre II :

Modélisation et commande d'un drone quadrirotor

1. Introduction

Dans cette deuxième partie, nous nous sommes intéressés au concept de drone miniature, véhicule aérien de petite taille sans pilote humain type de quadrirotor, et nous avons présenté une introduction au problème de leur modélisation et modale dynamique.

Quadroter n'est pas aussi rapide que d'autres types d'UAV comme les hélicoptères fixes et standards, mais il est largement considéré comme un concept de décollage et d'atterrissage verticaux très commun et avantageux (VTOL), spécialement pour le type spécifique de missions et d'opérations nécessaires. Les dernières années, le contrôle autonome de ce véhicule a été travaillé par de nombreux laboratoires et organisations. Bien que les quadrotors aient de nombreuses propriétés avantageuses, ils ont une dynamique fortement non linéaire couplée et sous-actionnée. Par conséquent, le contrôle du véhicule n'est pas simple et de nombreux chercheurs et scientifiques s'intéressent à la conception et à la vérification des méthodes de contrôle pour les quadrirotors. Il y a un grand nombre de textes qui couvrent la dynamique et le contrôle de quadrotors.

Donc le quadrirotor est classé dans la catégorie des systèmes volants les plus complexes, vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie [153-161]. Cette complexité résulte essentiellement du fait que l'expression de ces effets diffèrent pour chaque mode de vol. En effet les modèles dynamiques du quadrirotor proposés dans [161-167] changent en fonction des tâches planifiées et en fonction des milieux de navigation définis à priori par l'opérateur.

La commande des systèmes dynamiques se base essentiellement sur la modélisation, l'identification et l'analyse des phénomènes physiques opérants sur le système en question. On propose dans ce chapitre de modéliser la dynamique du quadroter et définir l'équation de mouvement. Cette approche facilite la génération du modèle dynamique des systèmes instables. Pour cette fin, on l'exprime à l'aide du formalisme de Newton-Euler et des équations dynamiques des moteurs.

Donc pour créer un contrôleur de vol, on doit d'abord comprendre profondément les mouvements de drone quadrirotor, sa dynamique et par conséquent ses équations dynamiques. Cette compréhension est nécessaire non simplement pour la conception du contrôleur, mais aussi pour s'assurer que les simulations du comportement de véhicule sont plus proche que possible de la réalité lorsque la commande est appliquée.

2. Description générale du quadrirotor

Un quadrirotor est un robot mobile aérien à quatre rotors définit dans l'espace par 6 DDL [166- 167]. Ces 4 rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique

de contrôle est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même sur son axe de lacet, il est nécessaire que deux hélices tournent dans un sens, et les deux autres dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix.

Le fonctionnement d'un quadrirotor est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite (roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même (lacet) [37], le quadrirotor a six degrés de libertés, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, ces six degrés doivent être commandés à l'aide de quatre déclencheurs seulement; donc c'est un système sous actionné (le nombre des entrées inférieure au nombre des sorties).

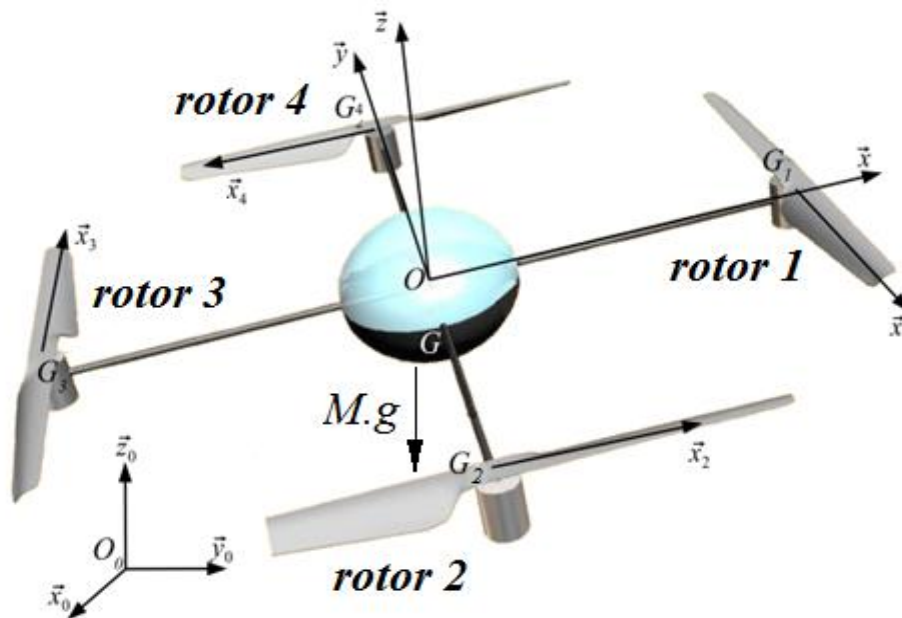


Figure 2-1 : Structure générale d'un quadrirotor.

2.1. Mouvements du quadrirotor

Dans les hélicoptères classiques, quand le rotor principal tourne, il produit un couple réactif qui inciterait le corps de l'hélicoptère à tourner dans la direction opposée si ce couple n'est pas contrarié. Ceci est habituellement fait en ajoutant un rotor de queue qui produit une poussée dans une direction latérale. Cependant, ce rotor avec son alimentation électrique associée ne fait aucune contribution à la poussée. Par contre, en cas de quadrirotor, le rotor droit et le rotor gauche tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et dans la direction opposée les rotors avant et arrière, ceci neutralise effectivement le couple réactif non désiré et permet au véhicule de planer sans tourner hors de la commande. D'ailleurs, différemment aux

hélicoptères classiques, toute l'énergie dépensée pour contrecarrer le mouvement de rotation contribue à la force de poussée [7].

Les mouvements de base de quadrirotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor changeant de ce fait la poussée produite. Le quadrirotor incline vers la direction du rotor plus lent, qui tient compte alors de la translation le long de cet axe. Par conséquent, comme à un hélicoptère classique, les mouvements sont couplés, signifiant que le quadrirotor ne peut pas réaliser la translation sans roulement ou tangage, ce qui signifie qu'un changement de la vitesse d'un rotor se traduit dans un mouvement en au moins trois degrés de liberté. Par exemple, augmentant la vitesse de propulseur gauche aura comme conséquence un mouvement de roulis (le quadrirotor incline vers le rotor plus lent, vers la droite), un mouvement de lacet (l'équilibre entre les rotors qui tourne dans le sens des aiguilles d'une montre et les rotors qui tourne dans le sens inverse est perturbé ayant pour résultat un mouvement de rotation horizontal), et une translation (le mouvement de roulis incline l'armature et avec lui, l'orientation de la force de poussée). Cet accouplement est la raison pour laquelle nous pouvons commander les six degrés de liberté de quadrirotor avec seulement quatre commandes (le couple appliqué par les moteurs sur chaque propulseur).

Le quadrirotor a cinq mouvements principaux (figure II.2):

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

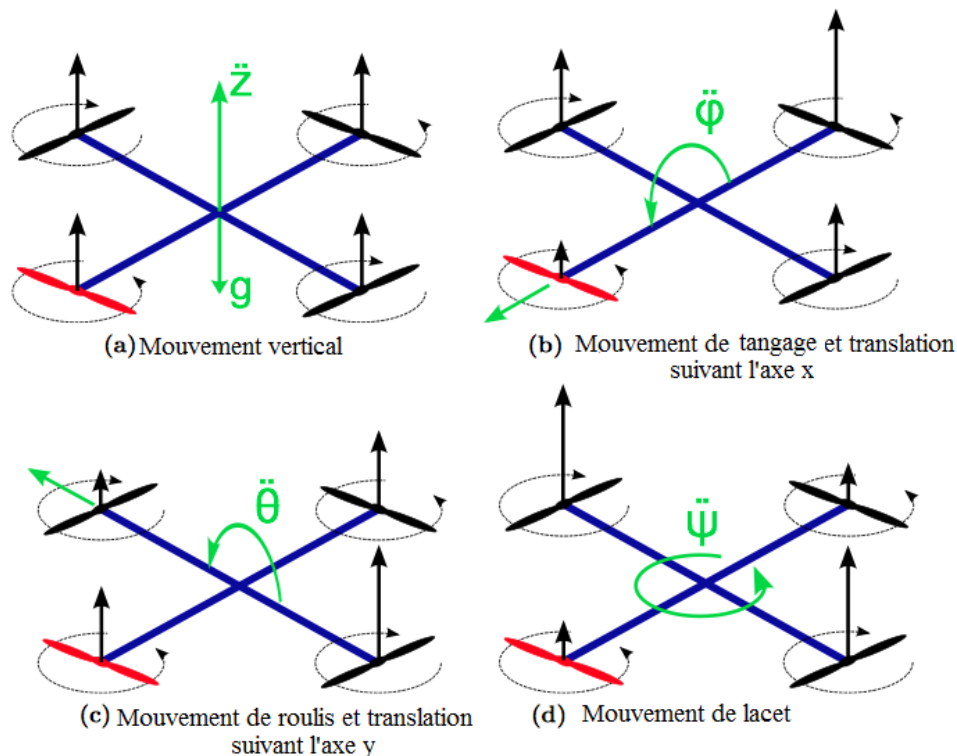


Figure II.2: Mouvements du quadrirotor

2.2. Mouvement vertical

Afin de prendre, toute la force de portance devrait seulement être le long de l'axe z avec une grandeur exactement opposée à la force de pesanteur. D'ailleurs, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale pour empêcher le véhicule de renverser plus. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique.

Le mouvement ascendant et descendant est obtenu par la variation de la vitesse de rotation des moteurs (par conséquent la poussée produite), si la force de portance est supérieure au poids du quadrirotor le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadrirotor le mouvement est descendant.

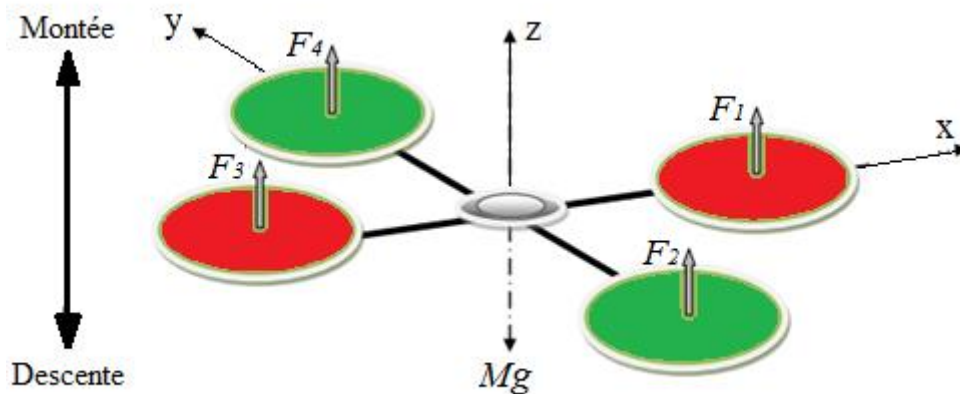


Figure II.3 : Illustration du mouvement vertical

2.3. Mouvement de roulis

La figure (II.4) montre comment un mouvement de roulis est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe x , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 2 et le rotor 4. Ce mouvement (rotation autour de l'axe x) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe y .

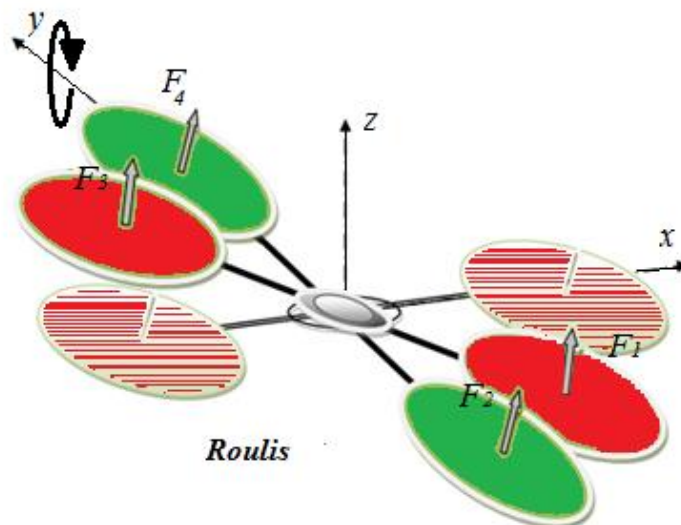


Figure II.4 : Illustration du mouvement de roulis.

2.4. Mouvement de tangage

La figure (II.5) montre comment un mouvement de tangage est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe y , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 1 et le rotor 3. Ce mouvement (rotation autour de y) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe x .

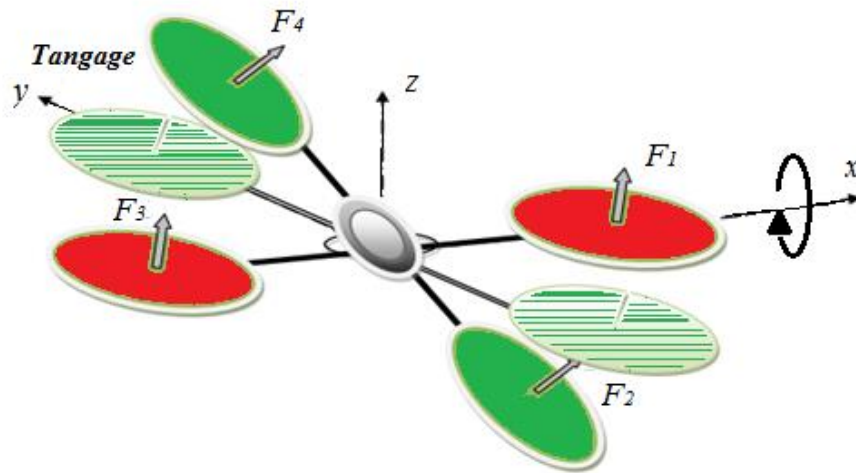


Figure II.5: Illustration du mouvement de tangage.

2.5. Mouvement de lacet

La figure (II.6) montre comment le mouvement de lacet est obtenu. Dans ce cas, nous voulons appliquer un couple autour de l'axe z , qui est fait en appliquant une différence de vitesse entre les rotors $\{1,3\}$ et $\{2,4\}$. Ce mouvement n'est pas un résultat direct de la poussée produit par les propulseurs mais par les couples réactifs produits par la rotation des rotors. La direction de la force de poussée ne décale pas pendant le mouvement, mais l'augmentation de la force de portance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution des autres paires pour s'assurer que toute la force de poussée demeure la même.

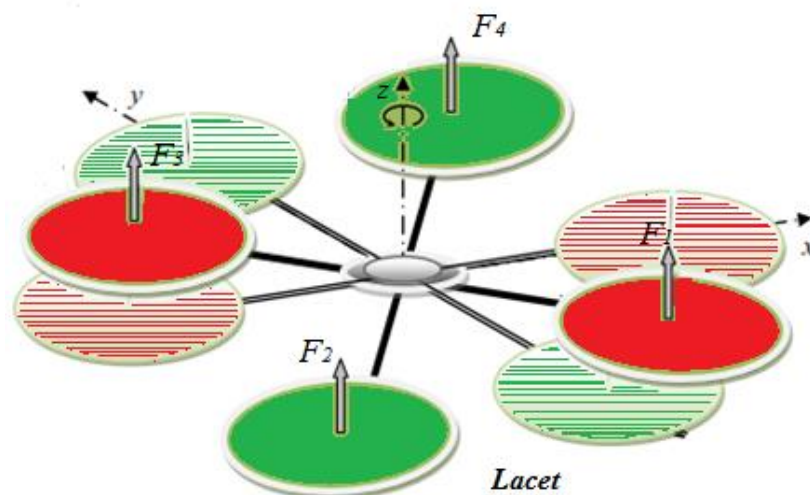


Figure II.6 : Illustration du mouvement de lacet.

2.6. Mouvements de translation

La figure (II.7) montre comment la translation horizontale est réalisée. Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de x ou de y qui est fait en inclinant le corps (par le tangage ou le roulement) et en augmentant toute la poussée produite pour garder l'importance du composant de z de la poussée égale à la force de pesanteur.

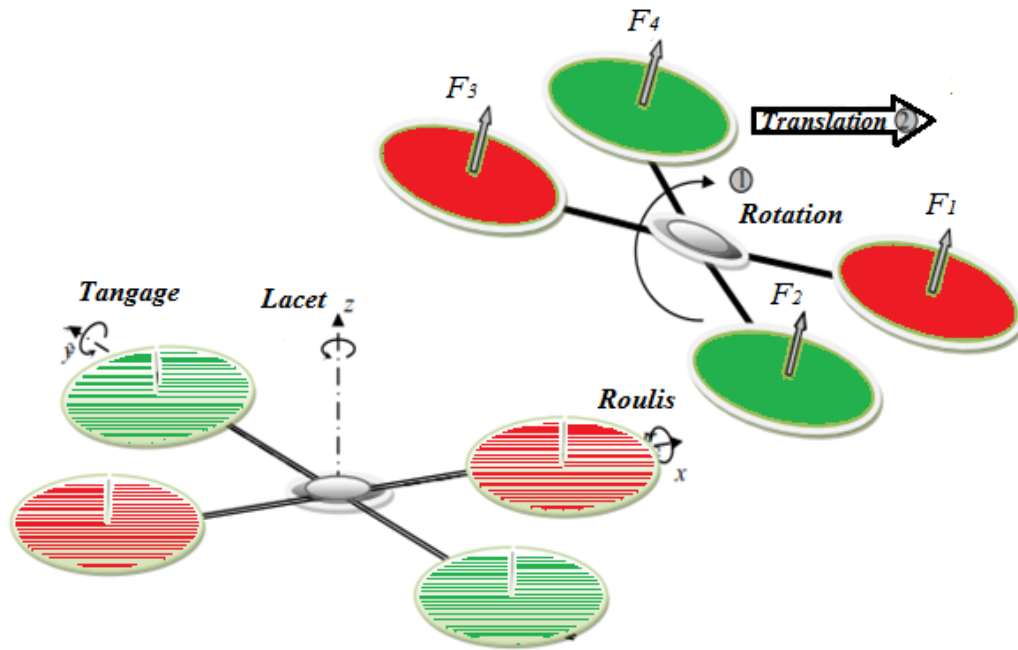


Figure II.7 : Illustration du mouvement de translation.

3. Modèle dynamique du quadrirotor

Les quadrotors sont des systèmes mécaniques assez complexes. Leurs mouvements sont régis par plusieurs effets que ce soit mécaniques ou aérodynamiques. Le modèle du quadrotor doit prendre en considération tous les effets qui affectent son mouvement entre autres les effets gyroscopiques

La modélisation des robots aériens est une tâche délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et pleinement couplée. Afin de pouvoir comprendre au mieux le modèle dynamique développé ci-dessous, voila les différentes hypothèses de travail :

- La structure du quadrirotor est supposée rigide et symétrique, ce qui induit que la matrice d'inertie sera supposée diagonale,
- Les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation.
- Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident.

- Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamique.

Pour décrire la position et l'orientation du quadrirotor, nous avons recours à deux repères. Le premier est nommé le repère inertiel. Il s'agit d'un référentiel $R_i = \{O_i, i_i, j_i, k_i\}$ orthogonal fixe de type galiléen [24], dans le sens que celui-ci n'accélère pas et ne tourne pas par rapport à un observateur. On utilise souvent le repère (« North, East, Down »), l'axe i_i pointe vers le nord, l'axe j_i pointe vers l'est et k_i pointe vers le centre de la Terre. Nous considérerons ici que la surface de la Terre est plate, donc i_i et j_i sont parallèles au sol et k_i est perpendiculaire au sol.

Le second repère est absolument nécessaire pour décrire l'orientation du quadrirotor. En effet, ce référentiel est lié au châssis du quadrirotor voir figure (II.8). Celui-ci est identifié par $R_b = \{O_b, i_b, j_b, k_b\}$. On suppose que l'origine coïncide avec le centre de gravité du quadrirotor, i_b pointe vers l'avant, j_b pointe vers le bras droit et k_b pointe vers le bas du quadrirotor.

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

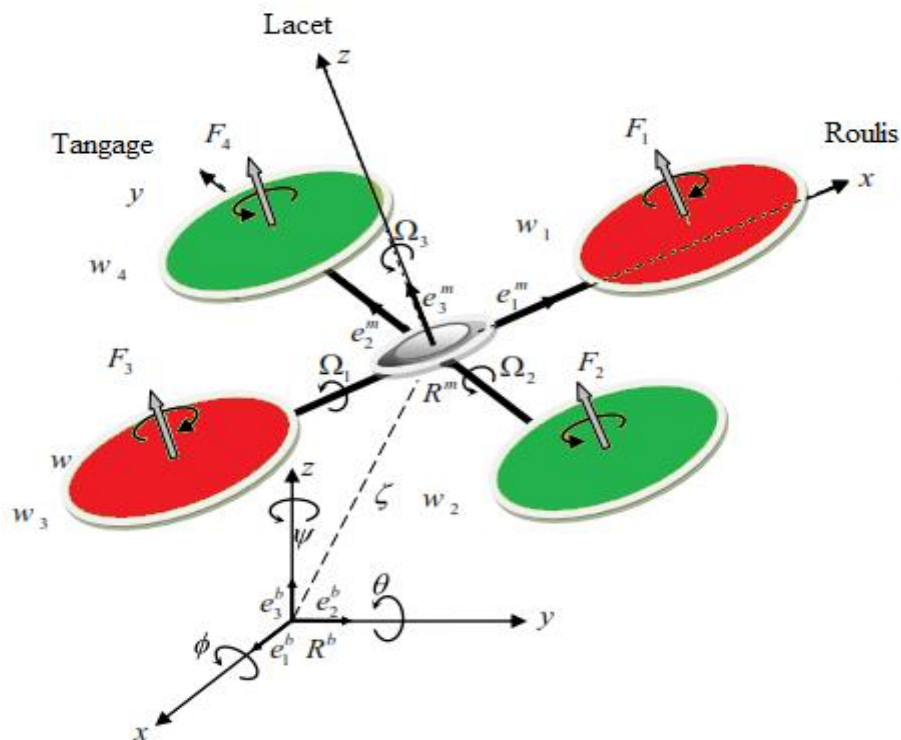


Figure II.8 : La structure du quadrirotor et des systèmes de coordonnées relatives.

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

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

3.1 Angles d'Euler

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

$$R = \text{Rot}_z(\psi) * \text{Rot}_y(\theta) * \text{Rot}_x(\phi)$$

$$R = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix}.$$

(II.2).

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\phi s\theta c\psi - s\psi c\phi & c\phi s\theta c\psi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\phi s\theta s\psi + c\psi c\theta & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (\text{II.3}).$$

Avec: $s \equiv \sin$ and $c \equiv \cos$.

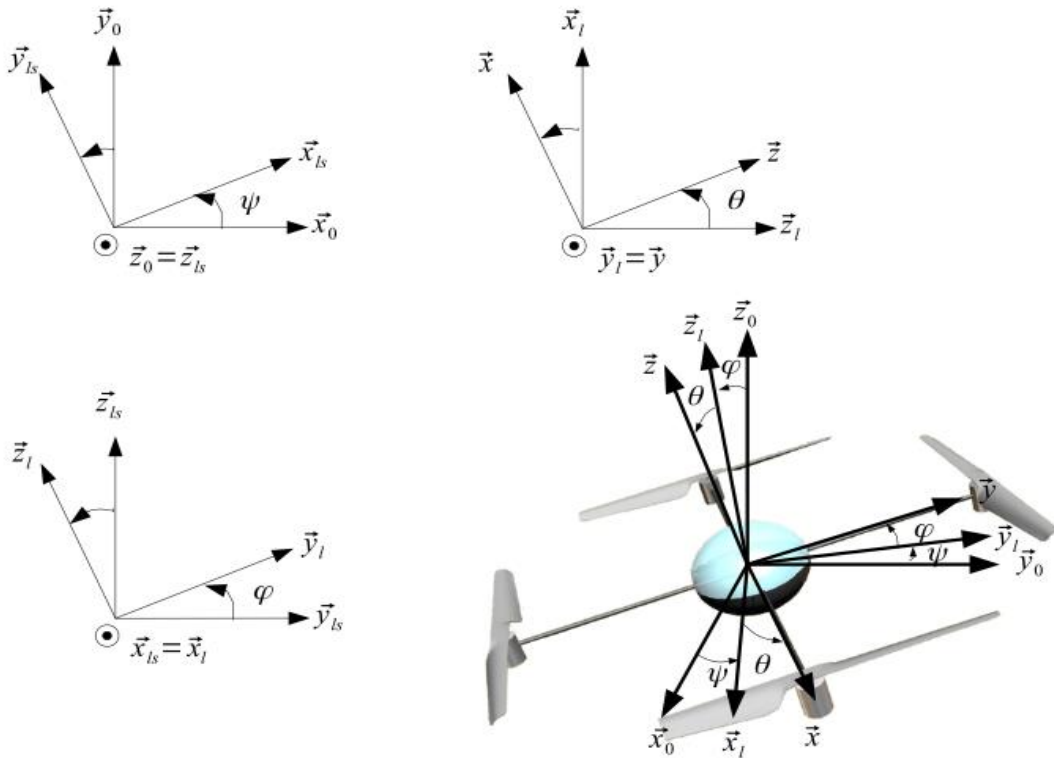


Figure II.9 : Paramétrisation de l'orientation du drone dans l'espace.

3.2 Vitesses angulaires

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

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \left(Rot_y(\theta) Rot_x(\phi) \right)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.4}).$$

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

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} c\phi \\ -\dot{\theta} s\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi} s\theta \\ \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} s\phi s\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} s\theta \\ \dot{\theta} c\phi + \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} s\phi s\theta - \dot{\theta} s\phi \end{bmatrix} \quad (\text{II.5}).$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{II.6}).$$

Quand le quadrirotor fait des petites rotations, on peut faire les approximations suivantes:

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

Donc la vitesse angulaire sera:

$$\Omega = [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T \quad (\text{II.7}).$$

3.3 Vitesses linéaires

Les vitesses linéaires $v_x^b ; v_y^b ; v_z^b$ dans le repère fixe en fonction des vitesses linéaires $v_x^m ; v_y^m ; v_z^m$ dans le repère mobile sont données par :

$$v = \begin{bmatrix} v_x^b \\ v_y^b \\ v_z^b \end{bmatrix} = R * \begin{bmatrix} v_x^m \\ v_y^m \\ v_z^m \end{bmatrix} \quad (\text{II.8}).$$

4. Effets physiques agissants sur le quadrirotor

Pour notre cas, on va considérer uniquement les forces et les moments appliqués au quadrotor générés par les effets aérodynamiques, la rotation des hélices et de la précession

gyroscopique. On détaillera par la suite chacun des effets séparément, ensuite ces forces et moments seront appliqués au modèle du quadrotor. Finalement on ajoutera ces résultantes à l'équation de la dynamique.

Face à la complexité d'étude et d'analyse de certaines équations, qui nécessite le recours à plusieurs notions de mécanique des fluides, dépassant le cadre de cette thèse, nous présenterons une vulgarisation des principes ainsi que les résultats nécessaires à notre travail. Pour plus d'information sur le sujet, on se réfère à [163, 164].

4.1. Les forces

Les forces agissant sur le système du quadcopter sont :

4.1.1 Le poids du quadrirotor

Cette force est due à la masse de l'objet. Elle est toujours perpendiculaire à la surface de la terre. Elle est donnée dans le référentiel inertiel par :

$$P = m \cdot g \cdot \vec{k} \quad (\text{II.9}).$$

Où : m est la masse totale et g la gravité.

4.1.2 Les forces de poussée

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

$$F_i = b \omega_i^2 \quad (\text{II.10}).$$

Avec $i = \overline{1:4}$, b : est le coefficient de portance, il dépend de la forme et le nombre des pales et la densité de l'air.

4.1.3 Les forces de traînée

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

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

$$T_h = d \cdot \omega_i^2 \quad (\text{II.11}).$$

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

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

$$F_t = K_{ft} \cdot v \quad (\text{II.12}).$$

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

4.2 Les moments

Il y a plusieurs moments agissants sur le quadrirotor, ces moments sont dus aux forces de poussée et de traînée et aux effets gyroscopiques.

4.2.1 Moments dus aux forces de poussée

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

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (\text{II.13}).$$

Avec l est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadrirotor.

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

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (\text{II.14}).$$

4.2.2 Moments dus aux forces de traînée

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

$$M_z = ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (\text{II.15}).$$

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

$$M_a = K_{fa}\Omega^2 \quad (\text{II.16}).$$

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

4.3 Effet gyroscopique

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

Dans notre cas il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor.

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

$$M_{gh} = \sum_1^4 \Omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \omega_i]^T \quad (\text{II.17}).$$

Avec J_r : est l'inertie des rotors.

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

$$M_{gm} = \Omega \wedge J\Omega \quad (\text{II.18}).$$

Avec J est l'inertie du système.

4.4 Autres forces et moments non modélisés

Divers effets aérodynamiques s'appliquent au quadrirotor. Cependant, dans le cadre de cette thèse, on ne les modélise pas tous, car leurs effets à faible vitesse peuvent être négligés.

4.4.1 Battement d'hélices

Lorsque l'hélice se déplace horizontalement, elle crée une différence de vitesse. Cette différence de poussée entre la partie de l'hélice qui attaque le flux d'air et celle qui se retire du flux d'air. Par la suite, l'écart de poussée entre les éléments de l'hélice oblige le plan de l'hélice à s'incliner et à modifier la direction du vecteur de poussée.

4.4.2 Frottement de l'air

Le corps du quadrirotor présente une résistance à l'air. En effet, il génère une force de friction qui s'oppose au mouvement linéaire et rotatif du quadrirotor. Cette force est proportionnelle au carré de la vitesse du quadrirotor. Elle est fonction des conditions de l'air ainsi que de la géométrie du quadrirotor.

4.4.3 Effet de sol

Cet effet est créé suite à la perturbation générée par le flux d'air. Généralement, cet effet s'applique lorsque la surface se trouve à une distance d'une demi-fois la longueur de l'hélice. Cet effet s'applique seulement lors du décollage et d'atterrissage de l'appareil.

4.5 Développement du Modèle mathématique selon Newton-Euler

Après avoir présenté les équations de mouvement dans les sections précédentes, nous pouvons actuellement passer au modèle complet du quadrirotor. La configuration du quadrirotor est décrite à la figure (II.10). Les moteurs sont numérotés dans le sens horaire avec le moteur 1 comme étant celui de l'avant de l'appareil par rapport au référentiel F_b . Les deux moteurs 1 et 3 tournent dans le sens horaire contrairement au sens des moteurs 2 et 4.

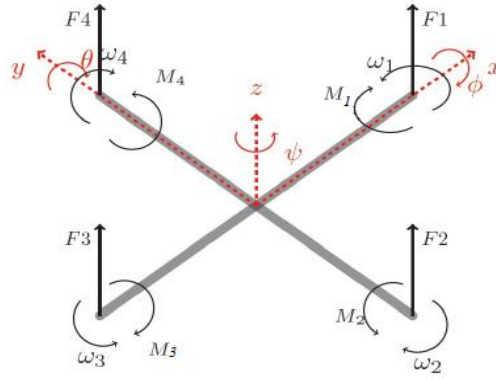


Figure II.10 : Identification du sens de rotation des rotors

En se basant sur les équations précédentes des forces appliquées au quadcopter les équations (II.9,...II.12), et les moments agissants sur le quadrirotor les équations (II.13,...II.18). Et pour résumer l'ensemble des équations décrivant le modèle complet du quadrotor, on utilisant la formulation de Newton-Euler, et le modèle dynamique de système est présent sous la forme suivante [161] :

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = R S(\Omega) \\ J \dot{\Omega} = -\Omega \wedge J \Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad (\text{II.19}).$$

Avec

ζ : est le vecteur de position du quadrirotor

m : La masse totale du quadrirotor

Ω : La vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe

R : La matrice de rotation.

$\wedge$: Le produit vectoriel

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

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (\text{II.20}).$$

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

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.21}).$$

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

$$F_f = R * \begin{bmatrix} 0 & 0 & \sum_1^4 F_i \end{bmatrix}^T \quad (\text{II.22}).$$

$$F_i = b \cdot \omega_i^2 \quad (\text{II.23}).$$

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

$$F_f = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fty} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \quad (\text{II.24}).$$

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

F_g : Force de gravité, elle est donnée par :

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.25}).$$

M_f : Moment provoqué par les forces de poussée et de traînée. Il est donnée par

$$M_f = \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (\text{II.26}).$$

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

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.27}).$$

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

4.5.1 Equations de mouvement de translation

Après avoir présenté les équations des forces dans les sections précédentes, nous pouvons actuellement passer au modèle complet du quadrotor ; nous utilisant la deuxième loi de Newton dans le cas de mouvement linéaire on a la formule suivante :

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_t + F_g \quad (\text{II.28}).$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve :

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi \\ c\phi s\psi s\theta - s\phi c\psi \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} \sum_1^4 F_i - \begin{bmatrix} K_{ftx} \dot{x} \\ K_{fty} \dot{y} \\ K_{ftz} \dot{z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{II.29}).$$

On obtient alors les équations différentielles qui définissent le mouvement de translation [156].

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(c\phi s\psi s\theta + s\phi c\psi) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{fity}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(c\phi c\theta) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g \end{cases} \quad (\text{II.30}).$$

4.5.2 Equations de mouvement de rotation

On appliqué le même principe de Newton pour le cas de rotation on trouve la formule suivante :

$$J \dot{\Omega} = -\Omega \wedge J \Omega + M_f - M_a - M_{gh} \quad (\text{II.31}).$$

On remplace chaque moment par l'expression correspondant, on trouve :

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} &= - \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \wedge \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} \\ -J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \\ &- \begin{bmatrix} K_{fax} \dot{\phi}^2 \\ K_{fay} \dot{\theta}^2 \\ K_{faz} \dot{\psi}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (\text{II.32}).$$

On obtient alors les équations différentielles définissant le mouvement de rotation [156]:

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} = -\dot{\theta} \dot{\psi} (I_z - I_y) - J_r \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - K_{fax} \dot{\phi}^2 + lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ I_y \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) + J_r \bar{\Omega}_r \dot{\phi} - K_{fay} \dot{\theta}^2 + lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ I_z \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (I_y - I_x) - K_{faz} \dot{\psi}^2 + ld(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (\text{II.33}).$$

Avec :

$$\bar{\Omega}_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (\text{II.34}).$$

En conséquence, le modèle dynamique complet qui régit le quadrirotor est donne par le système des équations suivant :

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\phi} = -\dot{\theta} \dot{\psi} \frac{(I_z - I_y)}{I_x} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fax}}{I_x} \dot{\phi}^2 + \frac{lb}{I_x} (\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \frac{(I_z - I_x)}{I_y} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{lb}{I_y} (\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \frac{(I_y - I_x)}{I_z} - \frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{ld}{I_z} (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ \ddot{x} = \frac{1}{m} (c\phi \, c\psi \, s\theta + s\phi \, s\psi) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (c\phi \, s\psi \, s\theta + s\phi \, c\psi) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{fty}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (c\phi \, c\theta) \left(\sum_1^4 F_i \right) - \frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g \end{array} \right. \quad (II.35)$$

4.6 Relation forces/moment et vitesse des moteurs

À partir des équations citées auparavant (II.10, II.13, II.14, II.15), on peut calculer la vitesse des moteurs à partir des forces et des moments appliqués au quadrirotor. Cette relation est très importante pour l'implémentation du contrôleur.

Donc on peut donc réécrire les équations sous forme matricielle tel que :

$$\begin{bmatrix} F \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -bl & 0 & bl \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (II.36).$$

En inversant la matrice, on obtient la relation entre la vitesse des moteurs [156] :

$$\begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4b} & 0 & \frac{1}{2bl} & -\frac{1}{4b} \\ \frac{1}{4b} & -\frac{1}{2bl} & 0 & \frac{1}{4b} \\ \frac{1}{4b} & 0 & -\frac{1}{2bl} & -\frac{1}{4b} \\ \frac{1}{4b} & \frac{1}{2bl} & 0 & \frac{1}{4b} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (II.37).$$

4.7 Représentation d'état du système

Pour un système physique il existe une multitude de représentations d'état, dans notre cas on choisit le vecteur d'état comme suit [153-165] :

Afin pour faire une étude de contrôle, ou de l'asservissement de quadrotor, il est indispensable de réécrire notre système sous forme d'équation d'état, pour l'incorporer dans une boucle de contrôle. Puisque notre système est non linéaire, on peut réécrire les équations du modèle dynamique sous forme d'équation d'état.

$$\dot{X} = f(X, U) \quad (\text{II.36}).$$

$$X = [\phi \quad \dot{\phi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad z \quad \dot{z}]^T$$

Avec :

$$\begin{cases} x_1 = \phi \\ x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\phi} \\ x_3 = \theta \\ x_4 = \dot{x}_3 = \dot{\theta} \\ x_5 = \psi \\ x_6 = \dot{x}_5 = \dot{\psi} \\ x_7 = x \\ x_8 = \dot{x}_7 = \dot{x} \\ x_9 = y \\ x_{10} = \dot{x}_9 = \dot{y} \\ x_{11} = z \\ x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{z} \end{cases} \quad (\text{II.37}).$$

$$U = [U_1 \quad U_2 \quad U_3 \quad U_4]^T \quad (\text{II.38}).$$

Où les entrées sont choisis tels que :

U_1 : est la commande de la puissance.

U_2 : est la commande du roulis.

U_3 : est la commande du tangage.

U_4 : est la commande du lacet.

$$\begin{cases} U_1 = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 = b(-\omega_2^2 + \omega_4^2) \\ U_3 = b(-\omega_1^2 + \omega_3^2) \\ U_4 = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (\text{II.39}).$$

En se basant sur les équations (II.35), et (II.36) : On obtient la représentation d'état suivante :

$$\begin{cases}
\dot{x}_1 = x_2 \\
\dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \bar{\Omega}_r x_4 + b_1 U_2 \\
\dot{x}_3 = x_4 \\
\dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \bar{\Omega}_r x_2 + b_2 U_3 \\
\dot{x}_5 = x_6 \\
\dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 U_4 \\
\dot{x}_7 = x_8 \\
\dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{1}{m} u_x U_1 \\
\dot{x}_9 = x_{10} \\
\dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{1}{m} u_y U_1 \\
\dot{x}_{11} = x_{12} \\
\dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos(\phi)\cos(\theta)}{m} U_1 - g
\end{cases} \quad (\text{II.40}).$$

Avec les coefficients a_i ; ($i = 1; \dots \dots \dots 11$) et b_j ; ($j = 1 \dots 3$) sont définis comme suite :

$$\begin{cases}
a_1 = \frac{I_y - I_z}{I_x}, a_2 = -\frac{K_{fax}}{I_x}, a_3 = -\frac{j_r}{I_x}, a_4 = \frac{I_z - I_x}{I_y}, a_5 = -\frac{K_{fay}}{I_y}, a_6 = \frac{j_r}{I_y} \\
a_7 = \frac{I_x - I_y}{I_z}, a_8 = -\frac{K_{faz}}{I_z}, a_9 = -\frac{K_{ftx}}{m}, a_{10} = -\frac{K_{f ty}}{m}, a_{11} = -\frac{K_{ftz}}{m} \\
b_1 = \frac{l}{I_x}, b_2 = \frac{l}{I_y}, b_3 = \frac{l}{I_z}
\end{cases} \quad (\text{II.41}).$$

On remarque bien, que les angles d'Euler, et leurs dérivées temporelles sont indépendants des composantes de translation, contrairement au la translations qui dépendent des angles d'Euler. D'après les équations (II.37) et (II.40) on peut réécrire l'équation d'état (II.36) sous forme plus simplifié :

$$\dot{X} = f(X, U) = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \psi \dot{\theta} a_1 + \dot{\phi}^2 a_2 + \dot{\theta} a_3 \bar{\Omega}_r + b_1 U_2 \\ \dot{\theta} \\ \psi \dot{\phi} a_4 + \dot{\theta}^2 a_5 + \dot{\phi} a_6 \bar{\Omega}_r + b_2 U_3 \\ \dot{\psi} \\ \dot{\phi} \dot{\theta} a_7 + \dot{\psi}^2 a_8 + b_3 U_4 \\ \dot{x} \\ \dot{x} a_9 + \frac{1}{m} u_x U_1 \\ \dot{y} \\ \dot{y} a_{10} + \frac{1}{m} u_y U_1 \\ \dot{z} \\ \dot{z} a_{11} + \frac{\cos(\phi) \cos(\theta)}{m} U_1 - g \end{pmatrix} \quad (\text{II.42}).$$

Avec :

$$\begin{aligned} u_x &= \cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi \\ u_y &= \cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi \end{aligned} \quad (\text{II.43}).$$

Dans des conditions de vol stationnaire et en négligeant les perturbations dans le vol vertical, on pourra dire que les vitesses angulaire du quadrirotor est égaux au dérivés des angles d'Euler .Donc pour obtune le modale dynamique de quadrirotor en forme d'équation d'etat sous forme matricielle donne par la formule suivante [156] :

$$\begin{aligned} \dot{X} &= \mathbf{A}X + \mathbf{B}U \\ y &= \mathbf{C}X + \mathbf{D}U \end{aligned} \quad (\text{II.44}).$$

$$\mathbf{A}_{12 \times 12} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & a_{24} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{32} & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.45}).$$

Avec :

$$\begin{aligned} a_{24} &= \dot{\psi} a_1 + a_2 \Omega_r \\ a_{32} &= \dot{\psi} a_4 + a_6 \Omega_r \end{aligned} \quad (\text{II.46}).$$

$$\mathbf{B}_{12 \times 4} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & b_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & b_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & b_3 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ (\cos\phi\cos\theta)/m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ u_x/m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ u_y/m & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.47}).$$

$$\mathbf{C}_{12 \times 12} = \begin{bmatrix} 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & 1 \end{bmatrix}; \mathbf{D}_{12 \times 12} = \begin{bmatrix} 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.48}).$$

5. La dynamique des rotors

Un moteur de courant continu est tout simplement un actuateur qui convertit l'énergie électrique en une énergie mécanique. Il est formé de deux circuits électromagnétiques interactifs, le premier (appelé le rotor) est libre de tourner autour du second (appelé le stator) qui est fixé [166,167].

Dans le rotor, plusieurs groupes d'enroulement de cuivre sont connectés en série et sont accessibles de l'extérieur grâce à un dispositif appelé collecteur. Dans le stator, deux ou plusieurs aimants permanents imposent un champ magnétique qui affecte le rotor.

En appliquant un flux de courant continu dans les enroulements, le rotor tourne en raison de la force générée par l'interaction électrique et magnétique.

Le moteur à courant continu a un modèle bien connu qui lie la partie électrique à la partie mécanique. Ce modèle est composé d'une résistance $R(O)$, d'une inductance L (h) et d'un générateur E (V). (Voir la figure II.11).

Un moteur de courant continu est tout simplement un actuateur qui convertit l'énergie électrique en une énergie mécanique. Il est formé de deux circuits électromagnétiques interactifs, le premier (appelé le rotor) est libre de tourner autour du second (appelé le stator) qui est fixé à la place.

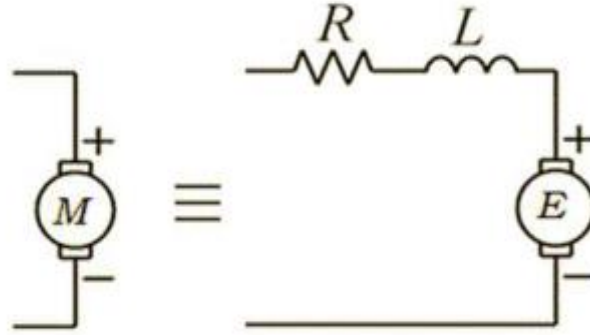


Figure II.11 : le modèle du moteur à courant continu.

La résistance représente les pertes par effet Joule dues au passage du courant dans les enroulements du cuivre. Sa valeur dépend de la résistivité des fils, la section et la longueur. L'inductance L dépend de la forme des fils du moteur qui sont enroulés au milieu du rotor. Enfin le générateur E fournit une tension proportionnelle à la vitesse du moteur, cela signifie que lorsque le rotor commence à tourner il va (par présence du champ magnétique produit par le stator) fournir un voltage. Donc, il sera pareil à générateur. On doit considérer que les pertes du générateur, qui va fournir le courant au moteur, sont négligeables.

La dynamique d'un moteur à courant continu est régie par les équations bien connues :

$$L \frac{di}{dt} = u - R i - k_e \omega_m \quad \text{Avec } e = k_e \omega_m. \quad (\text{II.49})$$

$$J_{Tm} \frac{d\omega_m}{dt} = M_{em} - M_{fr} \quad \text{Avec } M_{em} = k_m i. \quad (\text{II.50}).$$

Où

- ❖ J_{Tm} : est le moment d'inertie totale du moteur.
- ❖ $\frac{d\omega_m}{dt}$: est l'accélération angulaire du moteur.
- ❖ M_{em} : est le couple moteur.
- ❖ M_{fr} : le couple de charge et de frottement visqueux.

La figure (II.12) présente un schéma de la structure mécanique simplifiée. Est l'accélération angulaire du moteur.

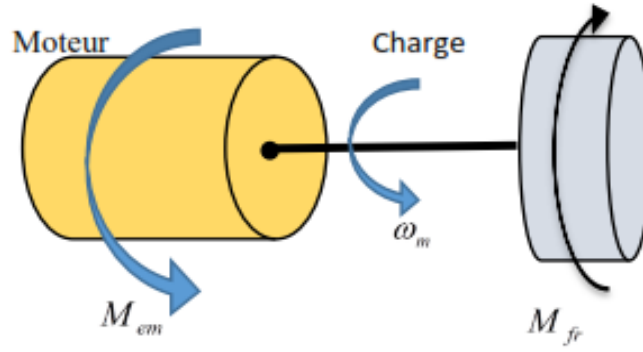


Figure II.12 : Rotor simplifié.

On peut considérer que l'inductance, L est négligeable pour les petits moteurs. On obtient dans la première équation :

$$0 = u - R_i - k_e \omega_m \implies i = \frac{u - k_e \omega_m}{R} \quad (\text{II.51}).$$

Ce qui donne, en isolant puis introduisant le courant i dans la seconde équation (II.52):

$$J_{Tm} \dot{\omega}_m = k_m \frac{u - k_e \omega_m}{R} - M_{fr} \quad (\text{II.52}).$$

A noté bien que dans les moteurs à courant continu la constante de force électromagnétique est identique à la constante de couple. Cela provient de la puissance électrique P_e et la P_m puissance mécanique :

$$P_e = P_m \Leftrightarrow \left\{ \begin{array}{l} P_e = e i = k_e i \omega_m \\ P_m = M_{em} \omega_m = k_m i \omega_m \end{array} \right\} \implies k_e = k_m \quad (\text{II.53}).$$

$$J_{Tm} \dot{\omega}_m = -\frac{k_m^2 \omega_m}{R} - M_{fr} + \frac{k_m}{R} u$$

Pour la configuration du rotor, le système réel du rotor est constitué du moteur, du réducteur et d'hélice. Quelques équations doivent être ajoutées pour tenir en compte de ces connexions. La figure (II.13) montre la structure du rotor.

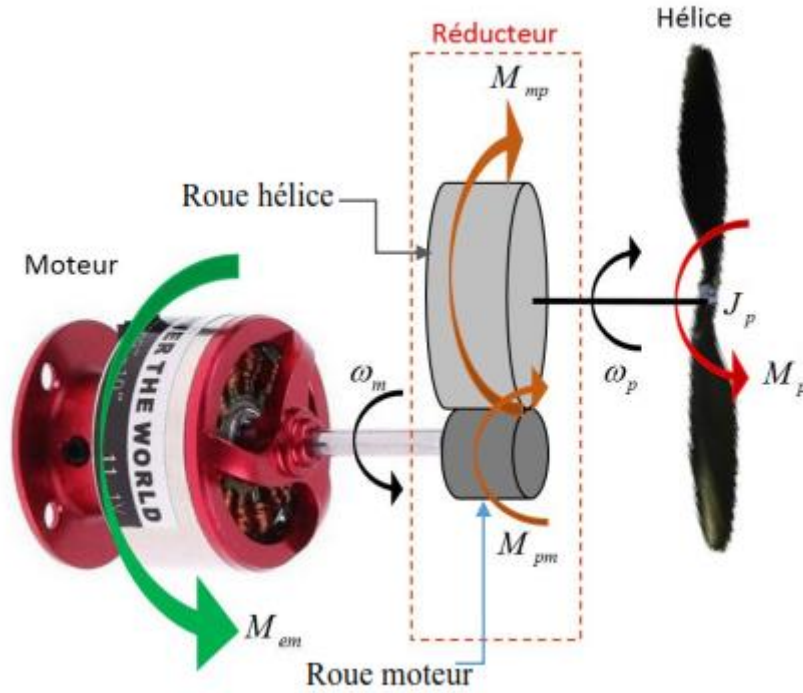


Figure II.13 : Structure du rotor.

Plusieurs variables ont été introduites (Figure. II.13) :

J_m : est le moment d'inertie de rotor autour de l'axe du moteur.

J_p : Moment d'inertie de rotor autour de l'axe de l'hélice.

ω_p : Vitesse angulaire de l'hélice.

M_{pm} : Couple de l'hélice sur l'axe du moteur.

M_p : Couple de l'hélice.

M_{mp} : Couple moteur à l'axe de l'hélice.

Le réducteur a un rapport de réduction r égale à la vitesse du moteur ω_m divisé par la vitesse de l'hélice ω_p :

$$r = \frac{\omega_m}{\omega_p} \quad (\text{II.54}).$$

r : est le rapport du nombre de dents de la roue hélice au nombre de dents de la roue moteur.

η : est le rendement de conversion, il est un autre paramètre de réducteur, ce dernier lie la puissance mécanique P_m de l'axe moteur avec la puissance P_p de l'axe de l'hélice.

$$P_m = \eta P_p.$$

(II.55).

$$\omega_m M_{pm} \eta = \omega_p M_{mp}$$

Partant, il est possible de modéliser la dynamique du système de réducteur on suivant ces étapes :

$$J_m \dot{\omega}_m = M_{em} - M_{pm}. \quad (\text{II.56}).$$

$$J_p \dot{\omega}_p = M_{pm} - M_p. \quad (\text{II.57}).$$

De (II.56) et (II.57), l'équation (II.55) peut être réécrit sous la forme suivante :

$$\omega_m (M_{em} - J_m \dot{\omega}_m) \eta = \omega_p (M_p - J_p \dot{\omega}_p) \quad (\text{II.58}).$$

Ce qui mène à l'équation suivante :

$$\left(\frac{J_p}{\eta r^2} + J_m \right) \dot{\omega}_m = M_{em} - \frac{M_p}{\eta r} \quad (\text{II.59}).$$

Dans l'équation (II.54) les deux substitutions suivantes ont été effectuées :

$$r = \frac{\omega_m}{\omega_p} \text{ et } \omega_p = \frac{\omega_p}{\omega_m} \omega_m \quad (\text{II.60}).$$

L'équation (II.59) est très importante parce qu'elle a la même structure que l'équation (II.50). En comparant les deux équations, les valeurs réelles de couple de charge M_{fr} et moment d'inertie totale du moteur J_{Tm} peuvent être déterminées à partir des équations (I.60) et (I.61).

$$M_{fr} = \frac{M_p}{\eta r} \quad (\text{II.61}).$$

$$J_{Tm} = \left(\frac{J_p}{\eta r^2} + J_m \right) \quad (\text{II.62}).$$

D'après les lois d'aérodynamique, on peut écrire :

$$M_p = d \omega_p^2 = \frac{d \omega_p^2}{r^2} \quad (\text{II.63}).$$

Où d est le coefficient de traînée aérodynamique.

A partir des équations (II.61) et (II.63) l'expression finale de couple de charge peut être.

$$M_{fr} = \frac{d \omega_p^2}{\eta r^3} \quad (\text{II.64}).$$

L'équation (II.55) peut être réécrite selon les équations (II.63) et (II.64).

$$\left(\frac{J_p}{\eta r^2} + J_m \right) \dot{\omega}_m = -\frac{k_m^2}{R} - \frac{d}{\eta r^3} \omega_m^2 + \frac{k_m}{R} u \quad (\text{II.65}).$$

Toutes ces équations précédentes peuvent être reformulées en référence à l'axe d'hélice. Donc, le rotor peut être également modélisé par l'équation différentielle non-linéaire suivante:

$$J_{rotor} \dot{\omega}_p = -\frac{k_m^2}{R} \eta r^2 \omega_p - d\omega_p^2 + \frac{k_m}{R} \eta r^2 u \quad (\text{II.66}).$$

Avec le coefficient J_{rotor} est l'inertie totale autour de l'axe de l'hélice :

$$J_{rotor} = J_p + \eta r^2 J_m \quad (\text{II.67}).$$

On a dit que la dynamique du rotor est approximée à celle d'un moteur à courant continu, elle est donnée par les équations différentielles suivantes pour chaque moteur:

$$J_r \dot{\omega}_i = \tau_i - Q_i; \quad i \in \{1; 2; 3; 4\} \quad (\text{II.68}).$$

Avec :

τ_i Est le couple d'entrée, et $Q_i = d\omega_i^2$ est le couple résistant généré par le rotor i . Pour atteindre les objectifs de la commande d'un quadrirotor, une boucle d'asservissement en vitesse est souvent nécessaire. D'abord, nous avons besoin de déterminer les vitesses désirées $\omega_{d,i}$. Correspondantes aux valeurs des commandes fournies par le contrôleur, ces vitesses peuvent être calculées comme suit :

$$\tilde{\omega}_d = \mathbf{K}^{-1} \mathbf{U} \quad (\text{II.69}).$$

Avec $\tilde{\omega}_d = (\omega_{d,1}^2, \omega_{d,2}^2, \omega_{d,3}^2, \omega_{d,4}^2)^T$, $\mathbf{U} = [U_1 \ U_2 \ U_3 \ U_4]^T$, et $\mathbf{K}$ est une matrice non singulière, elle est obtenue à partir de (II.37).

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

On définit l'erreur de vitesse :

$$\tilde{\omega}_i = \omega_i - \omega_{d,i} \quad (\text{II.70}).$$

Une loi de commande est développée dans [88-89], elle est donnée par :

$$\tau_i = Q_i + J_r \dot{\omega}_{d,i} - K_i \tilde{\omega}_i \quad (\text{II.71}).$$

Avec $K_i; i = \{1,2,3,4\}$ sont des gains positifs.

On remplace la loi de commande dans (II.68), on obtient :

$$\dot{\tilde{\omega}}_i = -\frac{K_i}{J_r} \tilde{\omega}_i \quad (\text{II.72}).$$

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

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

$$u_i = \frac{R}{K_m K_g} \tau_i + K_m K_g \omega_i \quad (\text{II.73}).$$

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

6. Contrôle PID

Les contrôleurs existants sont typiquement conçus pour maximiser les performances de poursuite tout en offrant une marge de stabilité suffisante [159,162,164]. Cependant, extraire le maximum de performance engendre une consommation plus grande et donc une réduction de la durée de vie de la batterie. Le coût caché de la grande performance du contrôleur peut être pris en considération dans le développement des contrôleurs futurs. Tout autant que la sécurité des véhicules, la fiabilité en minimisant l'erreur de suivi de position/ vitesse et le coût d'entretien vont être pris en considération.

L'apport de ce travail de maîtrise ne se limite pas à appliquer le PID sur la dynamique du quadrotors, mais d'essayer d'aller plus loin dans la minimisation de l'erreur de contrôle qui influe directement sur minimisation d'énergie de la batterie et donc augmente l'autonomie de noter drone. Dans la suite de cette section on présente les différentes stratégies de minimisation l'erreur de trajectoire.

La figure II.14 présente les Angles l'Euler : roulis, tangage et lacet : trois rotations successives : $R(x, \phi)$, $R(y, \theta)$ puis $R(z, \psi)$

avec ϕ , θ , et ψ angles de roulis, tangage et lacet. Chaque nouvelle rotation étant effectuée par rapport à un axe du repère fixe R :

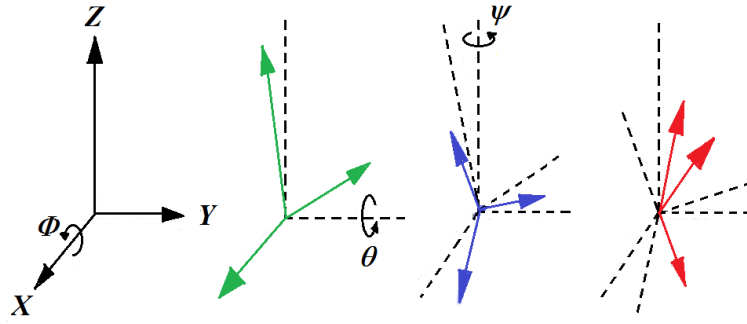


Figure II.14 : Présentation des angles (roulis, tangage et lacet).

La figure II.15 montre les angles de roulis, de tangage et de lacet pendant le mouvement du quadrirotor. On peut voir, à partir de cette figure, qu'un très bon suivi des angles désirés peut être établi pour obtenir une meilleure position. Dans cette étape nous avons considéré chaque position instantanée S_p du notre quadrotor crée un cube à base inertielle, les dimensions de ce cube sont changées à chaque instant choisi pour recalculer les angles de rotation, et pour aller en loin de simulation il faut élimine le cas de blocage donc nous prenons en compte la valeur critique de l'angle du tangage il ne faut pas dépasser la valeur $\theta < \pi / 2$.

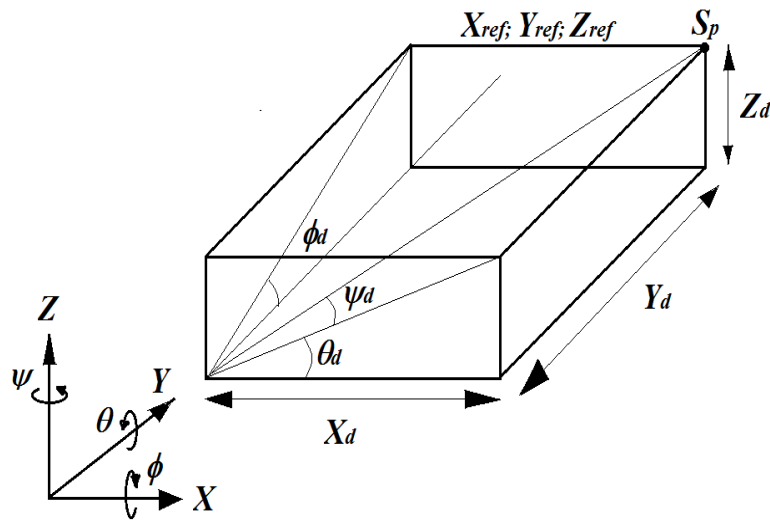


Figure. II.15 : Description des angles de rotation.

Dans la présente section, nous fournissons un aperçu du contrôleur d'algorithme PID [165] en mettant l'accent sur les modèles simples. Son objectif principal est de concevoir un contrôleur PID de vol adaptatif pour le drone à quadrotors. L'entrée de contrôle u permet de contrôler la position et l'angle du drone par rapport à l'entrée de référence conçue comme suit :

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \dot{e}(t) \quad (\text{II.74})$$

K_p : est le gain proportionnel;

K_i : est le gain intégral;

Et K_d : est le gain de dérivation.

Avec erreur peut être formulé comme:

$$e(t) = s_p - p_v(t). \quad (\text{II.75})$$

s_p : est le point de consigne ou la position souhaitée.

Et $p_v(t)$: est la variable de processus à l'instant instantané selon s_p .

Un contrôleur de haute qualité doit être capable d'établir une position souhaitée, dans laquelle les angles de lacet, de tangage et de roulis restent constants et stables. En utilisant le théorème de Pythagore [158] et en appliquant les hypothèses et annulations suivantes:

1. Le quadrotor est considéré comme un corps rigide avec une masse constante et une structure symétrique.
2. La matrice d'inertie (I) du véhicule est très petite et à négliger.
3. Le centre de gravité et le centre de gravité coïncident.
4. La poussée est proportionnelle au carré de la vitesse des hélices. Sur la base de la supposition ci-dessus et en considérant le drone comme un point matériel, que leurs angles de rotation peuvent être identifiés en utilisant la position a désire, toute la méthodologie est représenté dans la (Fig.II.15) .Les angles désirés (Roll, Pitch, et lacet) peuvent être extrait dans les expressions suivantes:

$$\begin{aligned} \phi_d &= \tan^{-1}(Z_d/Y_d) \\ \text{Et:} \quad \theta_d &= \sin^{-1}(X_d/\sqrt{Z_d^2 + X_d^2}) \\ \psi_d &= \cos^{-1}(Y_d/\sqrt{X_d^2 + Y_d^2 + Z_d^2}) \end{aligned} \quad (\text{II.76}).$$

A partir de la modélisation géométrique de notre modèle, les entrées nécessaires pour contrôler la localisation spatiale (X, Y et Z) sont données dans les expressions suivantes:

$$u_x = K_p(X_d - X) + K_i \int_0^t (X_d - X) + K_d \frac{d(X_d - X)}{dt} \quad (\text{II.77}).$$

$$u_y = K_p(Y_d - Y) + K_i \int_0^t (Y_d - Y) + K_d \frac{d(Y_d - Y)}{dt} \quad (\text{II.78}).$$

$$u_z = K_p(Z_d - Z) + K_i \int_0^t (Z_d - Z) + K_d \frac{d(Z_d - Z)}{dt} \quad (\text{II.79}).$$

Avec K_p, K_i et K_d sont des gains du contrôleur PID pour chaque position de coordonnées

Les angles d'orientation sont contrôlés comme décrit dans les équations suivantes:

$$u_\phi = K_{pa}(\phi_d - \phi) + K_{ia} \int_0^t (\phi_d - \phi) + K_{da} \frac{d(\phi_d - \phi)}{dt}. \quad (\text{II.80})$$

$$u_\theta = K_{pa}(\theta_d - \theta) + K_{ia} \int_0^t (\theta_d - \theta) + K_{da} \frac{d(\theta_d - \theta)}{dt}. \quad (\text{II.81})$$

$$u_\psi = K_{pa}(\psi_d - \psi) + K_{ia} \int_0^t (\psi_d - \psi) + K_{da} \frac{d(\psi_d - \psi)}{dt}. \quad (\text{II.82})$$

Où K_{pa}, K_{ia} et K_{da} sont des paramètres du contrôleur PID pour le contrôle des angles de roulis, de tangage et de lacet.

Donc contrôleur PID a été conçu sur la base de l'équation (II.35) et intégré dans notre programme par MATLAB. La structure de contrôle est décrite par les équations (II.83) pour contrôle l'attitude Z et pour les autres coordonnées X et Y de la forme [156, 161]:

$$\dot{e}_z = \dot{Z};$$

$$e_z = Z_{\text{SET}} - Z; \quad (\text{II.83})$$

$$u_z = K_p * e_z + K_i * \bar{e}_z - K_d * \dot{e}_z$$

Avec :

$$\bar{e}_z = \sum e_z$$

7. Conclusion

Ce partie permet au nous d'avoir des concepts préliminaires sur les robots aériens avec quatre moteurs (quadrirotor) et leur principe de fonctionnement. Le quadrirotor est l'un des robots volants qui sont en investigation ces dernières années. Ce système est constitué de quatre rotors, deux de ces rotors tournent dans un sens et les deux autres dans le sens inverse. En variant les vitesses de rotation de ces rotors, le quadrirotor peut faire des mouvements différents aussi bien en translation qu'en rotation.

Ce chapitre présente le modèle dynamique selon le formalisme de Newton –Euler afin de s'approcher le plus possible de la dynamique réelle du quadrotor. En effet, les coefficients

aérodynamiques ne sont pas considérés constants. Le modèle choisi est plus réaliste puisqu'il introduit non seulement les coefficients de l'aérodynamique, mais aussi ceux des moteurs

A partir du modèle obtenu, nous concluons que le quadrirotor est un système sous actionné. De plus, la complexité du modèle, le non linéarité, et l'interaction entre les états du système, peuvent se voir clairement. De plus, cette modélisation de la dynamique du quadrotor nous permettra par la suite la conception des contrôleurs et les hypothèses sélectionnées selon nos propositions de couplage entre deux théories classique pour créer un contrôleur PID très simple et très robuste.

Chapitre III :

Résultats et interprétations

1. Introduction

Ce chapitre présente le modèle de la simulation de notre approche de commande développée dans chapitre précédent sur le modèle dynamique d'un quadrotor. Nous commençons par présenter le choix du modèle étudié. Donc dans ce chapitre, le premier l'objectif de la commande est d'entraîner le quadrirotor vers un état d'équilibre caractérisé par des coordonnées de translation, et des angles d'orientation (d'Euler) constantes ou nulles. De cette façon, le drone quadrirotor est stabilisé dans une manœuvre stationnaire. La technique de commande adoptée pour réaliser cet objectif est la commande PID basée sur détermination des paramètres de contrôle de chaque coordonnées.

Pour prendre en considération une commande numérique de le quadrirotor, il a été décidé de concevoir un contrôleur discret, basé sur linéarité de système tel que défini dans le chapitre précédent (chapitre II). Le système est discrétisé par l'utilisation de MATLAB avec la nouvelle méthode de contrôle par le contrôleur PID base sur des hypothèses très simplifiée présente dans la section précédente et dans la suite de ce chapitre.

2. Présentation de model quadrirotor choisi

La Figure III.1 présente l'architecture complète du modèle de simulation du robot volant de type quadrotor sous MATLAB. Ce modèle est considéré comme un corps rigide avec une masse constante et un axe aligné avec l'axe principal d'inertie et la géométrie symétrique (voir Annexe II), et mode plus (+), comme on remarque dans cette figure les moteurs présentés avec deux couleurs différents pour montre la synchronisation pour avoir une stabilité de notre drone par rapport d'axe de lacet

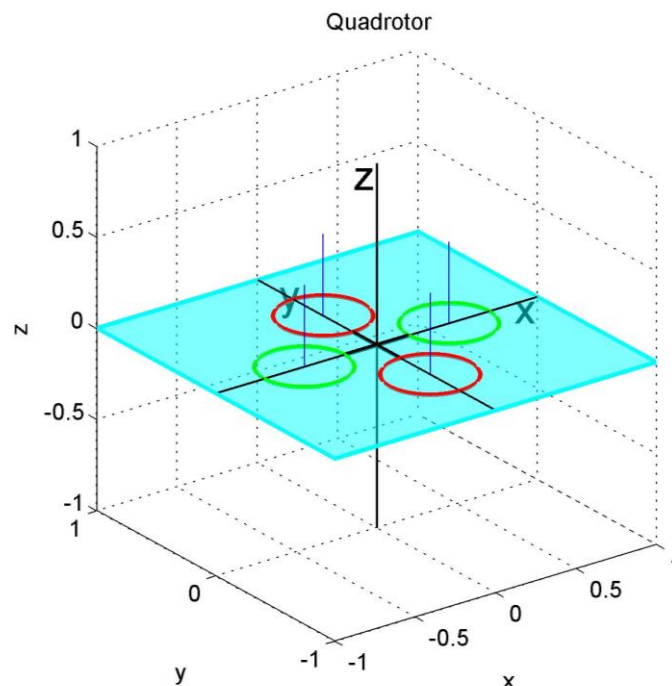


Figure III. 1 Quadcopter schématique et axe principal (Mode +).

3. Paramètres du modèle en simulation

Ce paragraphe présente tous les paramètres utilisés au cours des différents tests de simulations. Donc Les paramètres physiques du robot volant utilisés dans ce travail correspondent à (Mohammed et al., 2014) [165]. En fait, ces paramètres ont été utilisés comme étant des conditions initiales dans le modèle dynamique de quadrotor puisque nous avons développé une commande adaptative pour contrôler la dynamique de rotation du robot volant. Le tableau III.1 présente les paramètres utilisés dans le modèle dynamique du quadrotor.

Tableau III.1: Paramètres du modèle

Symbole	Description	valeur	Unit (IS)
I_{xx}, I_{yy}	Moment d’Inertie autour de l’axe x et l’axe y	0.0019	$Kg.m^2$
I_{zz}	Moment d’Inertie autour de l’axe z	0.0033	$Kg.m^2$
M	Masse de Quadrotor	0.625	Kg
L	Distance entre le rotor et le centre de masse	0.96	m
b	constante de poussée statique	$3.13 \cdot 10^{-5}$	$N.s^2$
d	constante qui relie le moment et la poussée d'une hélice	$7.5 \cdot 10^{-7}$	$N.s^2$
g	Accélération due à la gravité	9.81	$m.s^{-2}$

La dynamique des moteurs du quadrotor est représentée par une fonction de transfert de premier ordre suivie d’une fonction saturation qui représente la vitesse de rotation maximale pour chaque rotor. Les paramètres de la dynamique des rotors sont présentés dans le tableau III.2. En effet, les moteurs sans balai utilisés conçus pour les systèmes multirotors sont typiquement très rapides, de telle sorte que la dynamique de ceux-ci est négligée par plusieurs auteurs .

Dans cette section nous allons effectuer deux simulations de vol. Dans le premier essai, nous allons générer une trajectoire à partir de 5 Points intermédiaires puis nous allons choisir des différents gains de la commande (Annexe III) et nous allons voir si la force de poussée totale désirée du quadrotor est bornée ou non par rapport aux vitesses de rotation maximale des moteurs, ensuite on va voir l’évolution de X , Y , et Z dans le temps par rapport aux

trajectoires désirées. Ce premier essai va nous permettre de tester les performances de notre approche de commande. Tandis que le deuxième essai consiste à faire une simulation avec un autre type de trajectoire variante au cours du temps et valider la performance de notre approche de commande à suivre des trajectoires plus complexes dont les dérivées ne sont pas nulles. Enfin, nous allons ajouter un bruit blanc dans les données des capteurs de position et voir le degré de robustesse de notre approche de commande.

Tableau III.2 : Paramètres des moteurs du robot volant

Paramètres	Valeurs
k : Gain statique	1
τ : Constante du temps	0.1 s
Vitesse maximale du rotor	1000 <i>rad/s</i>

4. Première simulation de vol

Le premier essai de vol en simulation présente le suivi d'une trajectoire à partir de 5 Points intermédiaires par le quadrotor. Pour obtenir le profil de trajectoire désiré, nous avons choisi d'utiliser un polynôme d'ordre 3 qui permet le passage d'un point à une autre. Ce dernier va nous permettre de contrôler les positions, les vitesses, et les accélérations du quadrotor tout au long l'essai de vol. Dans ce premier essai de vol, nous avons choisi un temps de 10 secondes pour le passage d'un point à une autre. Il faut noter que le temps total et le temps de passage choisi pour effectuer la trajectoire désirée, ainsi que la distance à parcourir agissent sur l'agressivité de la trajectoire. L'équation (III.1) présente le polynôme d'ordre 3 utilisé pour générer la trajectoire :

$$P(t) = a_0 + a_2(t - T)^2 + a_3(t - T)^3 \quad (\text{III.1}).$$

$a_0, a_2, \text{ et } a_3$: sont les coefficients du polynôme (t) , chaque coefficient a une signification dans le calcul de trajectoire.

a_0 : Représente la position initiale du quadrotor et on peut l'écrire aussi : $a_0 = P_i$

a_3, a_2 : sont en fonction de la position initiale P_i du quadrotor, de la position finale désirée P_f et le temps de montée ou de descente pour le passage d'un point à une autre.

$$a_2 = \left(\frac{3}{t_m^2}\right) * (P_f - P_i) \quad (\text{III.2})$$

$$a_3 = \left(\frac{2}{t_m^2} \right) * (P_f - P_i) \quad (\text{III.3})$$

Avec : $T = T_t - t_d$

T_t : Temps total parcouru;

t_d : Temps de descente;

t_m : Temps de montée.

Le tableau III.3 présente la trajectoire désirée du quadrotor en simulation

Tableau III.3 : Trajectoire désirée du quadrotor en simulation

Points	$x_d(m)$	$y_d(m)$	$z_d(m)$
1	0	0	0
2	0	0	10
3	8	5	10
4	5	4	10
5	0	0	10

Le tableau III.4 présente les conditions initiales soit les positions linéaires et angulaires du quadrotor. Il faut noter aussi que toutes les vitesses initiales, ainsi que les accélérations initiales sont considérées comme étant nulles suivant tous les axes

Tableau III.4 : Conditions initiales du quadrotor

États	Valeurs
$X(0)$	0
$Y(0)$	0
$Z(0)$	0
$\phi(0)$	0
$\theta(0)$	0
$\psi(0)$	0

Le tableau III.5 présente les paramètres du premier essai de vol en simulation

Tableau III.5 : Paramètres de premier essai de vol

Paramètres	Valeur
------------	--------

Temps de simulation	60 s
Accélération maximale	2,4 m/s ²

4.1 Paramètres De Contrôleur PID

Dans cette simulation de vol, nous allons effectuer deux tests pour démontrer les performances théoriques de notre approche de commande. Dans le premier test de simulation, nous avons fait un premier choix de paramètres de la commande PID ; ensuite faire la simulation et voir le comportement de l'approche de commande. L'objectif dans ce premier test est de voir dans un premier temps le rôle de la fonction de commande à garder une force de poussée totale bornée sachant que la poussée maximale du quadrotor égale à 50 N.

Les paramètres du contrôleur PID pour les positions linéaires X, Y, et Z ; et les angles de roulis, de tangage et de lacet sont choisies d'après plusieurs tests exécuté (annexe III) le tableau (III.6) montre les paramètres optimaux choisis pour notre prospection.

Tableau III.6 : Paramètres du contrôleur PID

paramètre	X	Y	Z	Lacet	roulis	tangage
K_P	21	14	29	10	19	13
K_I	100	150	300	40	75	121
K_D	0.15	0.23	0.45	0.3	0.48	0.97

La figure III.2 présente le suivi de la trajectoire désirée effectuée par le robot volant dans l'espace tridimensionnel. Nous constatons que malgré une erreur initiale de 0.4m sur l'axe z, le robot volant suit parfaitement la trajectoire désirée pendant la durée totale de la simulation.

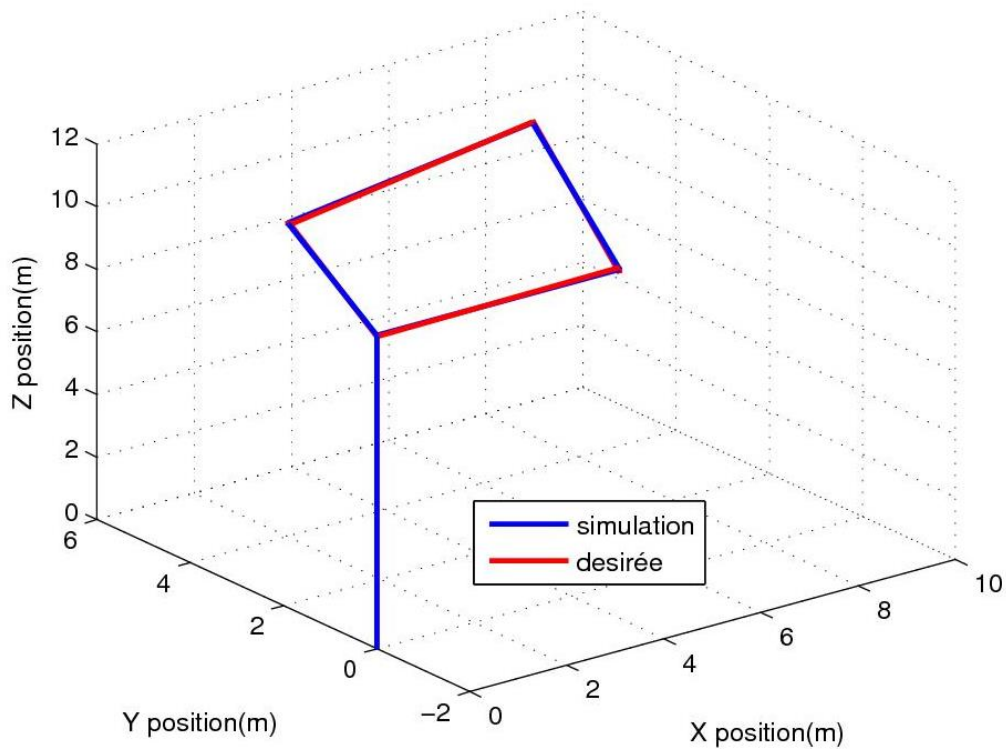


Figure III.2 : Suivi de trajectoire désirée par le robot volant dans l'espace tridimensionnel.

Les figures III.(3, 4, 5) présentent le suivi de la trajectoire désirée selon les axes X , Y , et Z assuré par la commande. Comme nous venons de constater sur les Figures nous obtenons des bons résultats en simulation, soit un suivi parfait de la trajectoire désirée selon différentes directions X , Y , et Z

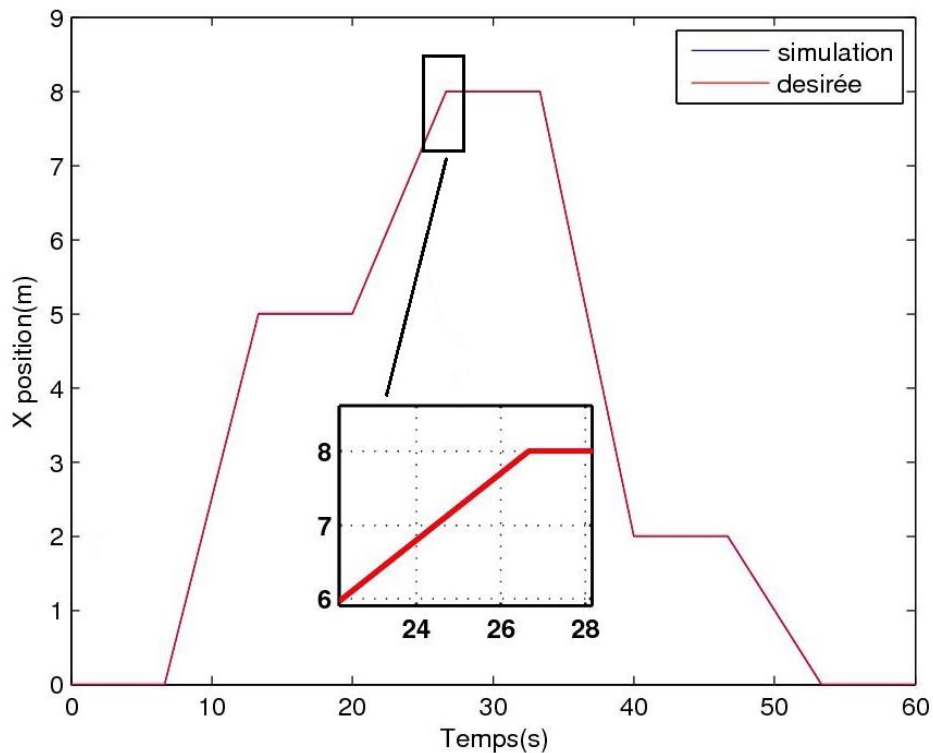


Figure III.3 : Suivi de trajectoire désirée par le robot volant selon X

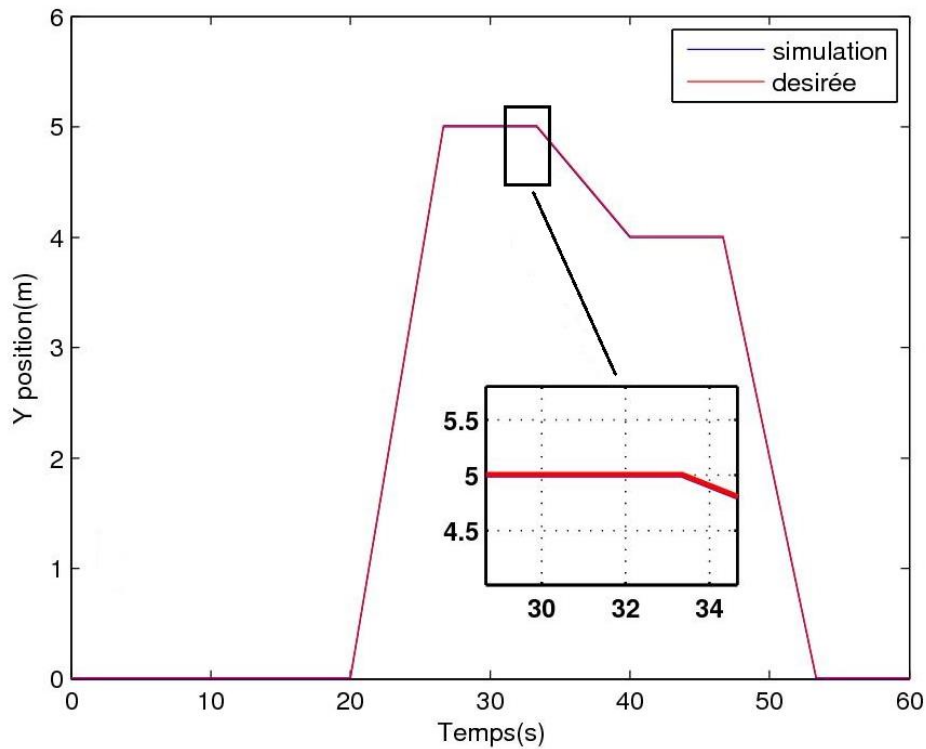


Figure III.4 : Suivi de trajectoire désirée par le robot volant selon Y

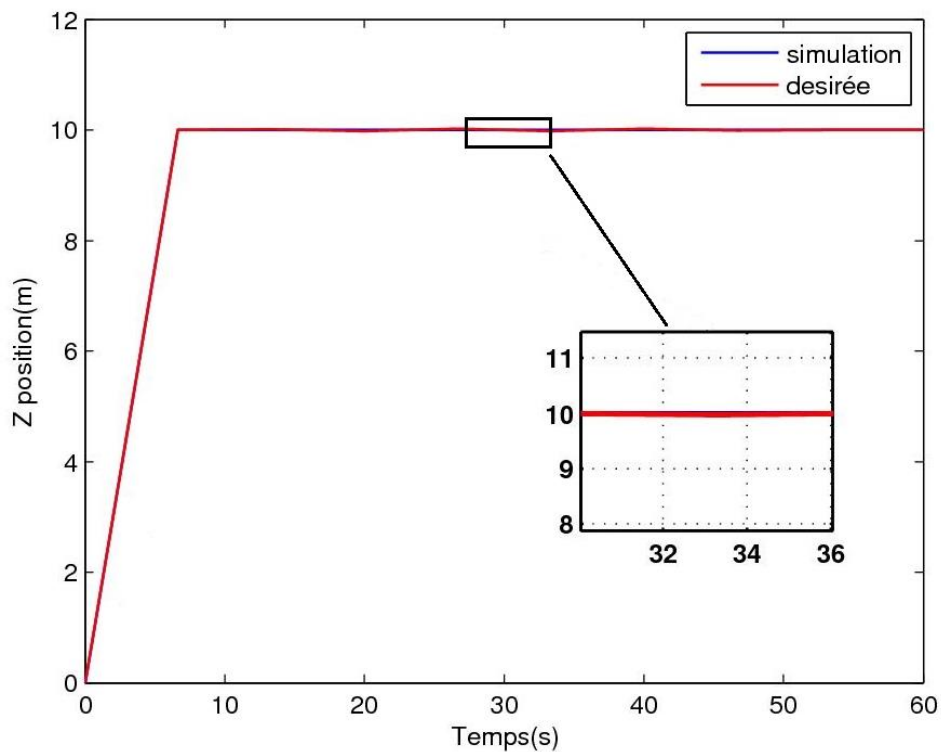


Figure III.5 : Suivi de trajectoire désirée par le robot volant selon Z.

Les figure (III.6), (III.7) et (III.8) présentent les résultats de simulation pour les angles d'orientation du quadrotor, soit la suivie de par rapport aux angles des trajectoires désirées générer par la commande de position du quadrotor. Nous pouvons ainsi constater des variations brusques au niveau des angles d'Euler du quadrotor. Ces derniers sont à l'origine des discontinuités dans la trajectoire causée par le passage entre deux points intermédiaires.

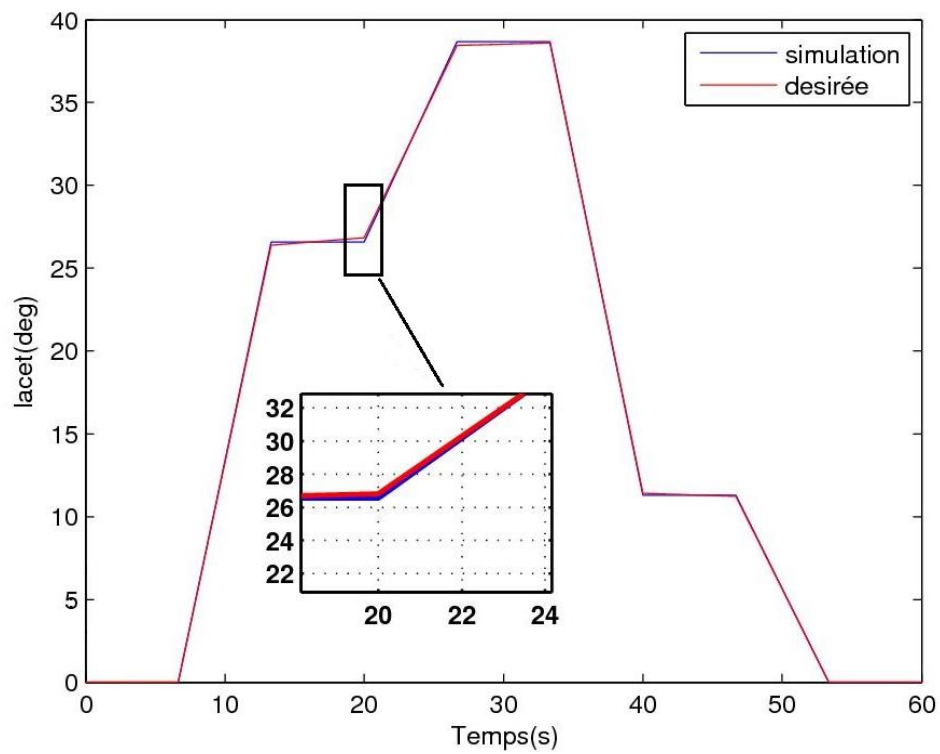


Figure III.6 : variation d'angle du lacet par rapport l'angle du lacet désirée.

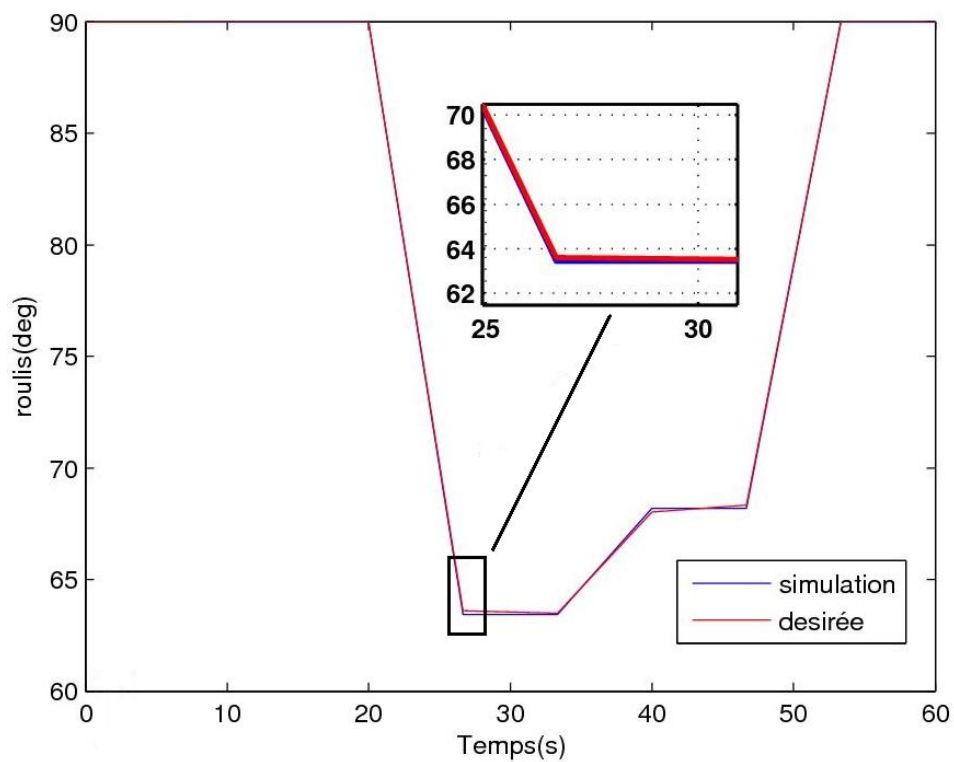


Figure III.7: variation d'angle du roulis simulée par rapport l'angle du lacet désirée.

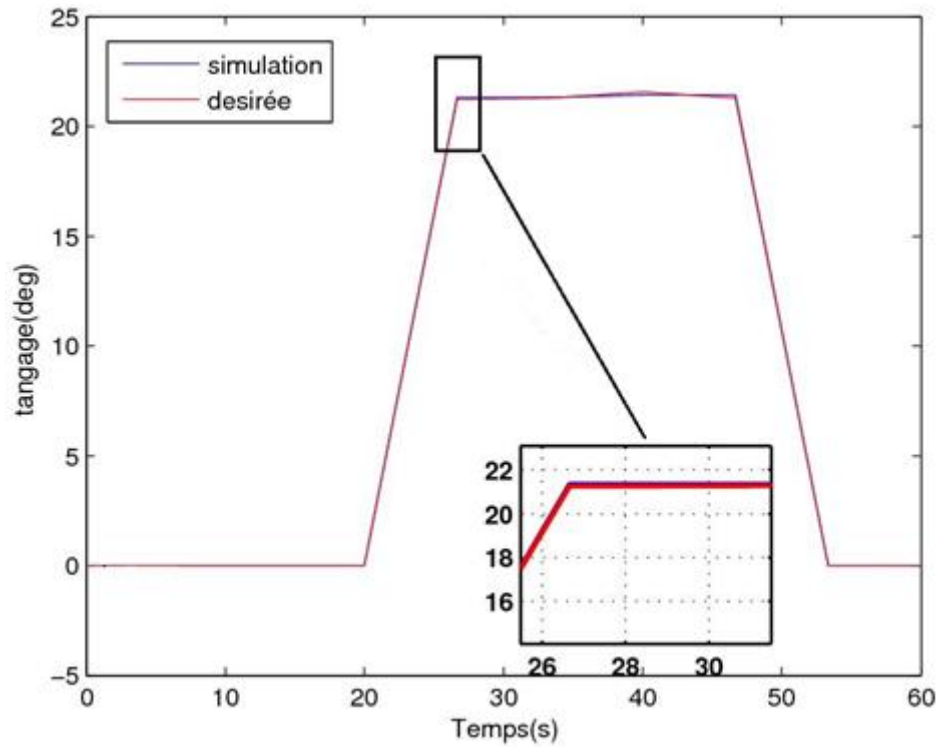


Figure III.8: variation d'angle du roulis simulée par rapport à l'angle du lacet désirée.

La figure III.9 présente l'erreur de suivi des trajectoires désirées du robot volant selon les angles d'Euler lacet, roulis et tangage.

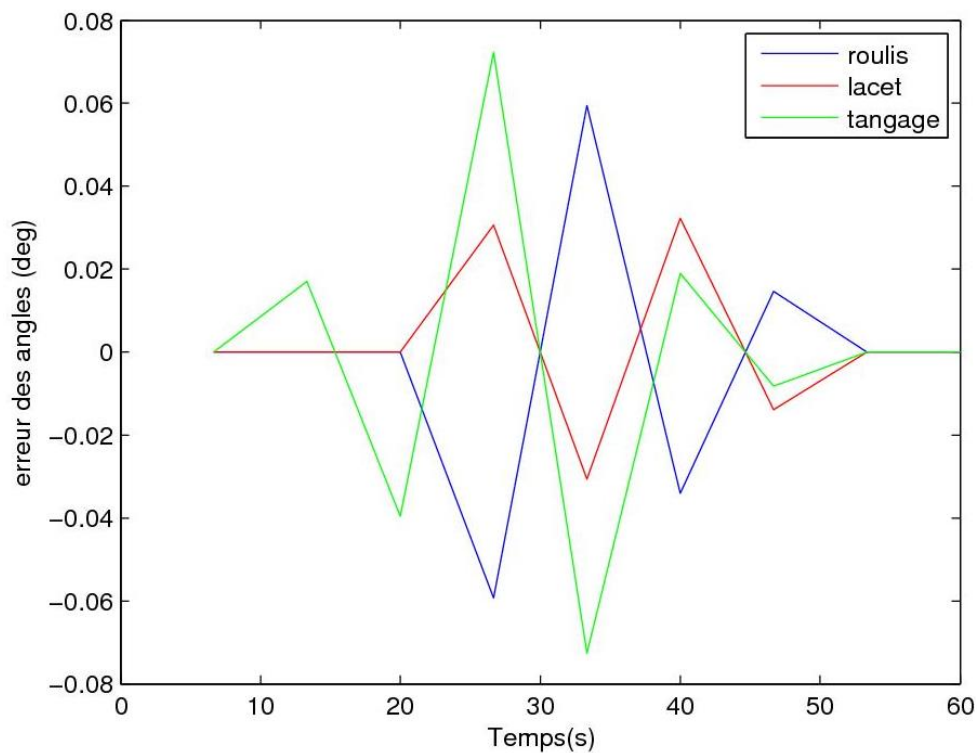


Figure III.9 : Erreur de suivi selon les angles d'orientation.

5. Deuxième simulation de vol

Cette deuxième simulation de vol est effectuée pour valider la performance de notre approche de commande à l'aide d'un autre type de trajectoire variante au cours du temps et dont la dérivée de position ne sera pas nulle.

5.1 Fonctions de trajectoire désire

Les équations des mouvements de la trajectoire sont présentées comme suit:

$$x_d = 2 * \cos\left(\frac{t}{4}\right), \quad y_d = 2 * \sin\left(\frac{t}{4}\right), \quad z_d = 5 + \log\left(\frac{t}{2}\right),$$

Tableau III.7 : présente les paramètres de deuxième essai de vol en simulation.

Paramètres	Valeurs
$t = [t_i \quad t_f]$: Temps de simulation	[0s 60s]
Accélération maximale	50 m/s ²

5.2 Simulation

La figure III.10 présente le suivi de la trajectoire désirée effectuée par le robot volant dans le plan X Y Z. Malgré une erreur de suivi selon les axes, X Y et Z dans les dix premières secondes, on remarque que le quadrotor converge rapidement entre l'instant initial et l'instant final de la trajectoire.

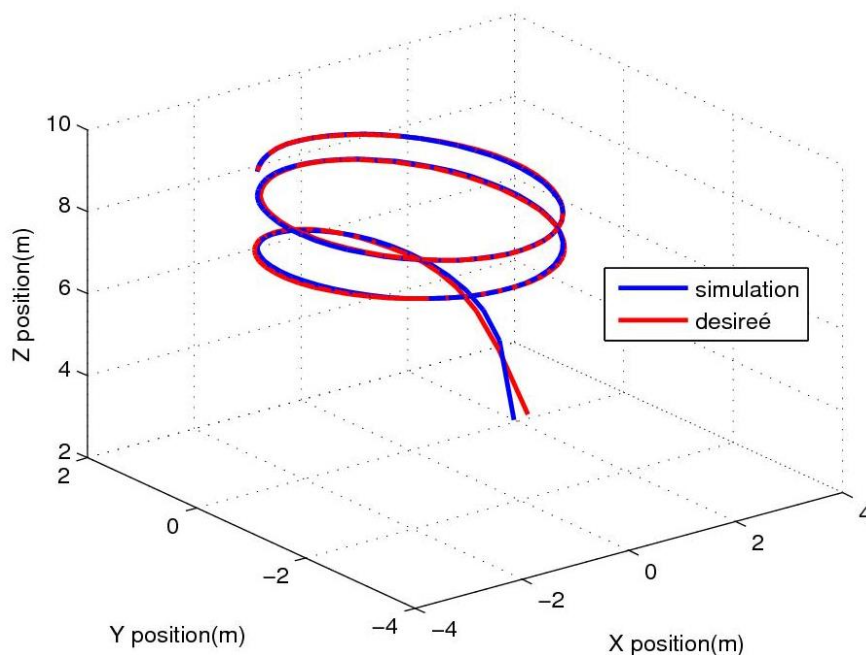


Figure III.10 : Suivi de trajectoire désirée par le robot volant dans l'espace tridimensionnel.

Les figures III.11, III.12 et la figure III.13 présentent le suivi des trajectoires individuellement selon les directions X, Y, et Z. Et ainsi que les erreurs de suivi pour chacun présentés dans la figure III.14. Tel qu'on peut le constater, on a une erreur de suivi initial de 0.2 m sur l'axe X et de 0.15 m sur l'axe Y et une erreur initiale de 0.25 m sur l'axe Z. Mais comme il est démontré sur les figures, on remarque que les erreurs de suivi converge rapidement vers 0 lorsque le temps tendent vers le temps final pendant l'ensemble de la mission et que la commande assure une bonne suivie de trajectoire selon X, Y, et Z.

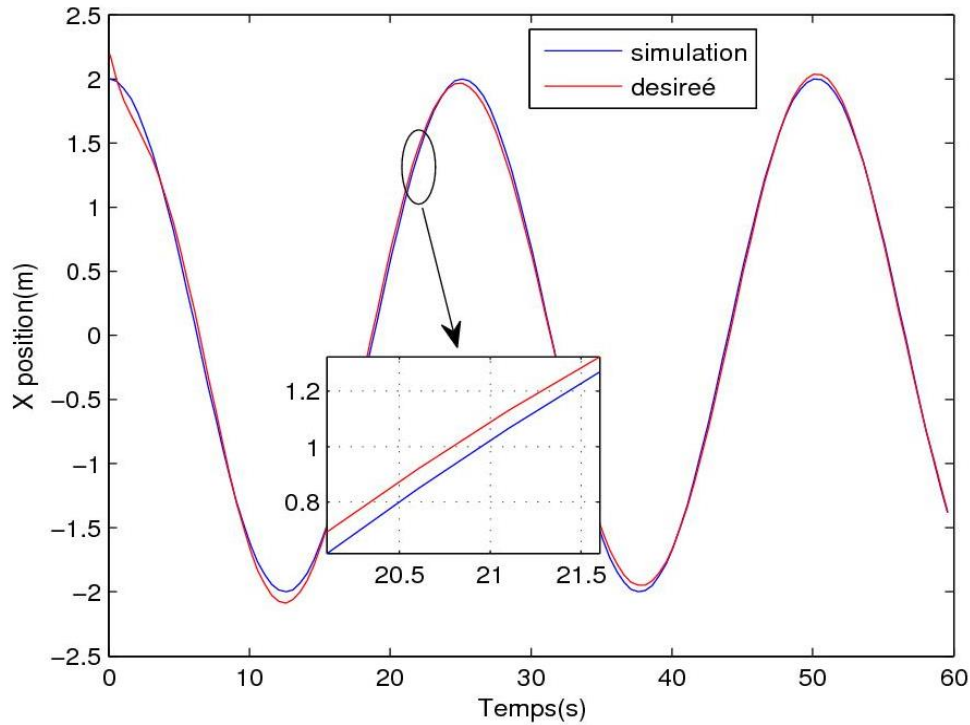


Figure III.11 : Trajectoire suivi la direction X.

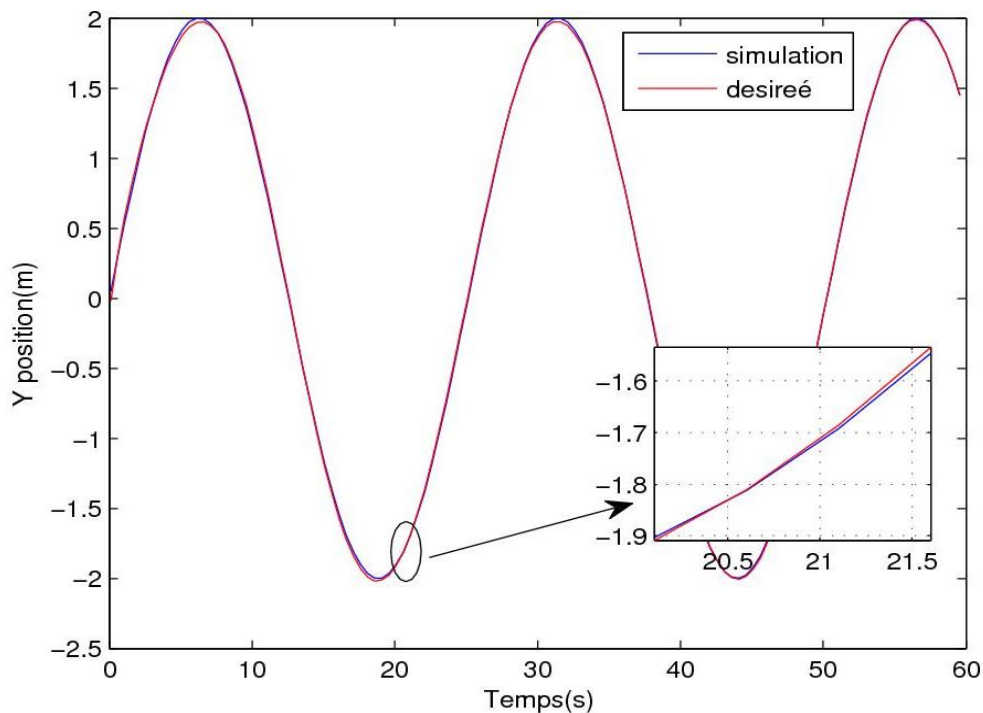


Figure III.12 : suivi de trajectoire désirée par le quadrirotor selon la direction Y.

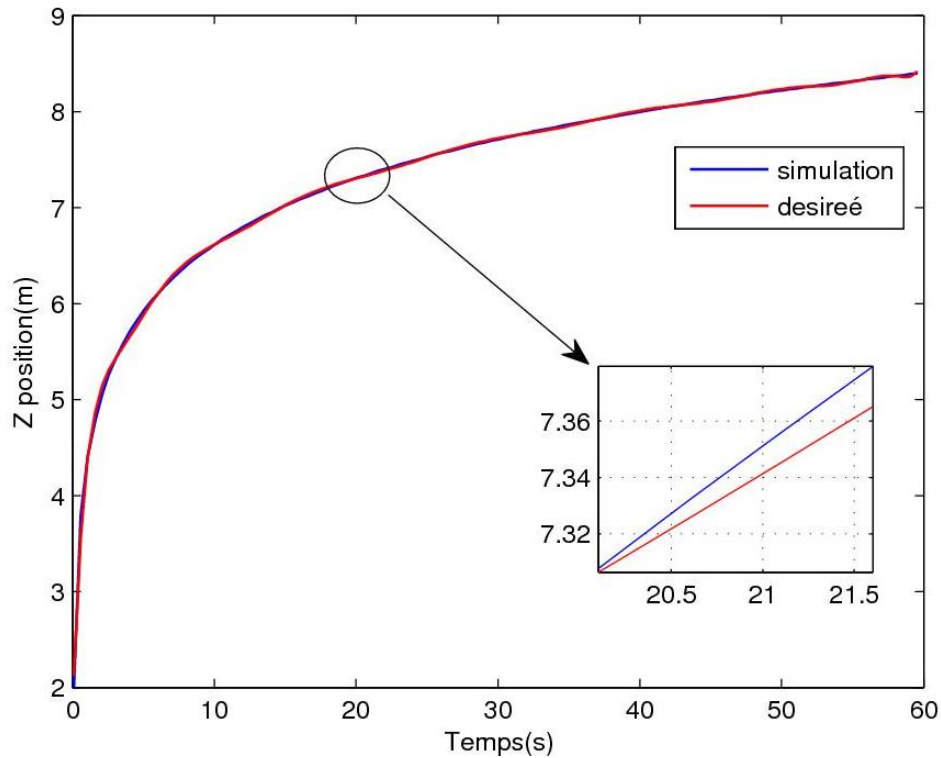


Figure III.13 : suivi de trajectoire désirée par le quadrirotor selon la direction Z.

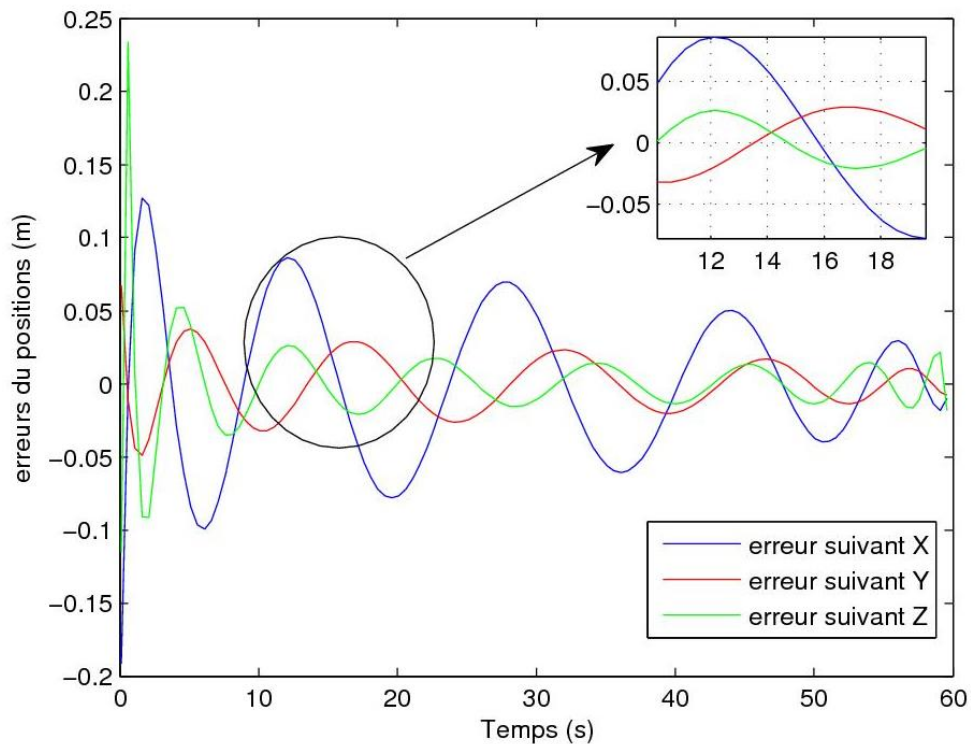
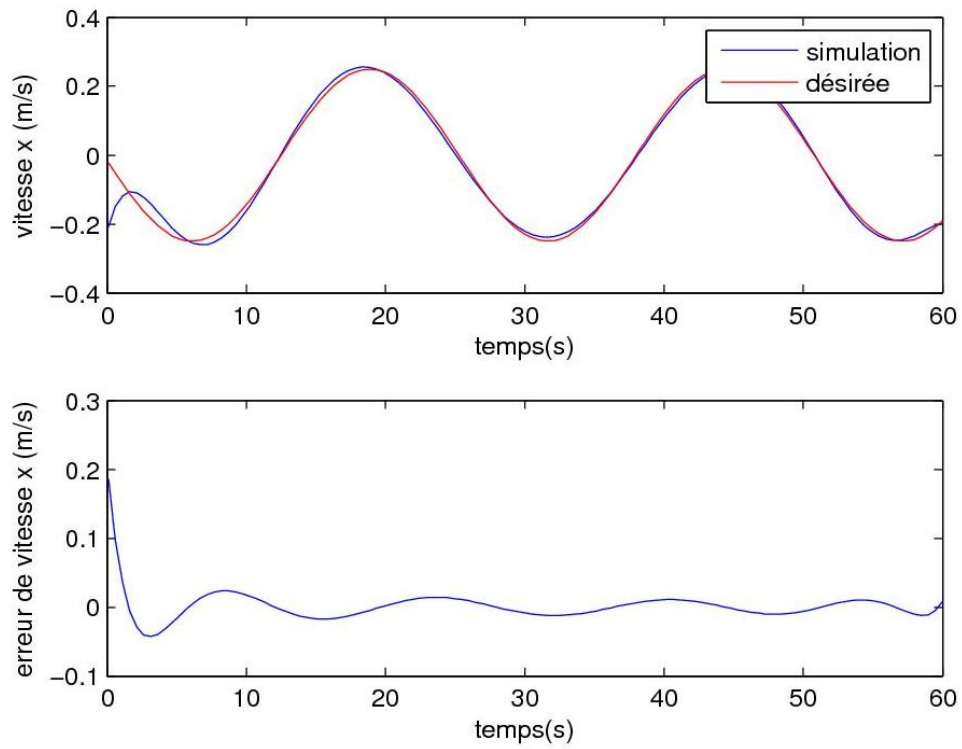
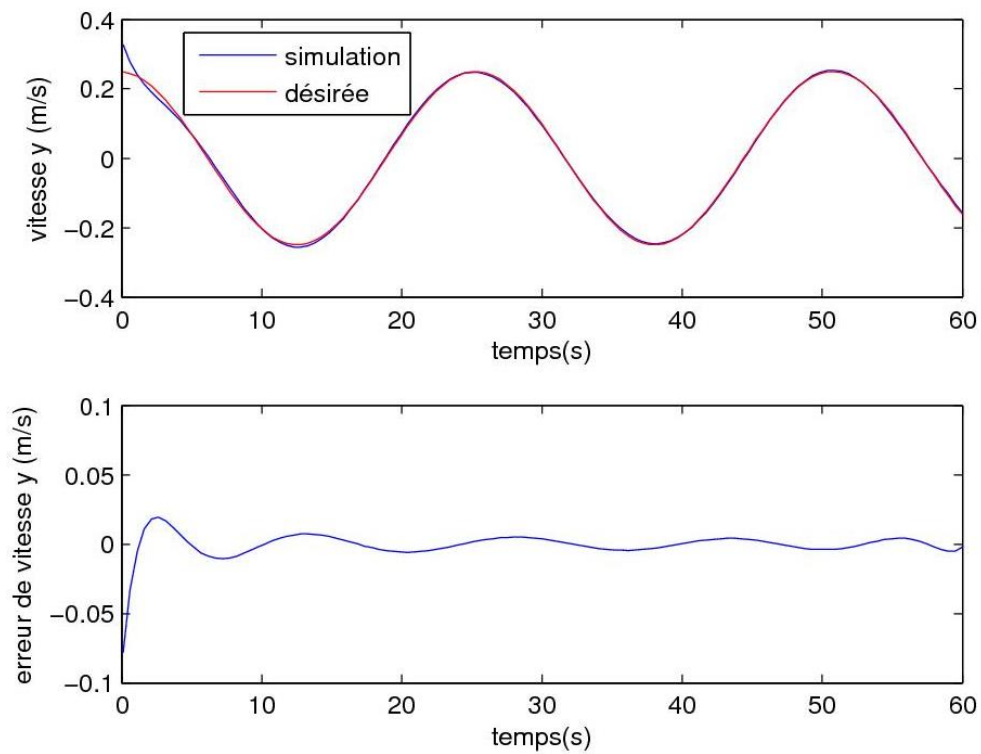


Figure III.14 : Erreur de suivi selon X, Y, et Z.

Les figures III.15, III.16 et III.17 présentent le suivi des vitesses désirées $\dot{X}_d$, $\dot{Y}_d$, et $\dot{Z}_d$ ainsi que les vitesses linéaires simulées du quadrirotor et les erreurs correspondantes de chaque vitesse présente dans la deuxième partie de courbe.

**Figure III.15 :** Suivi de vitesse désirée selon X.**Figure III.16 :** Suivi de vitesse désirée selon Y.

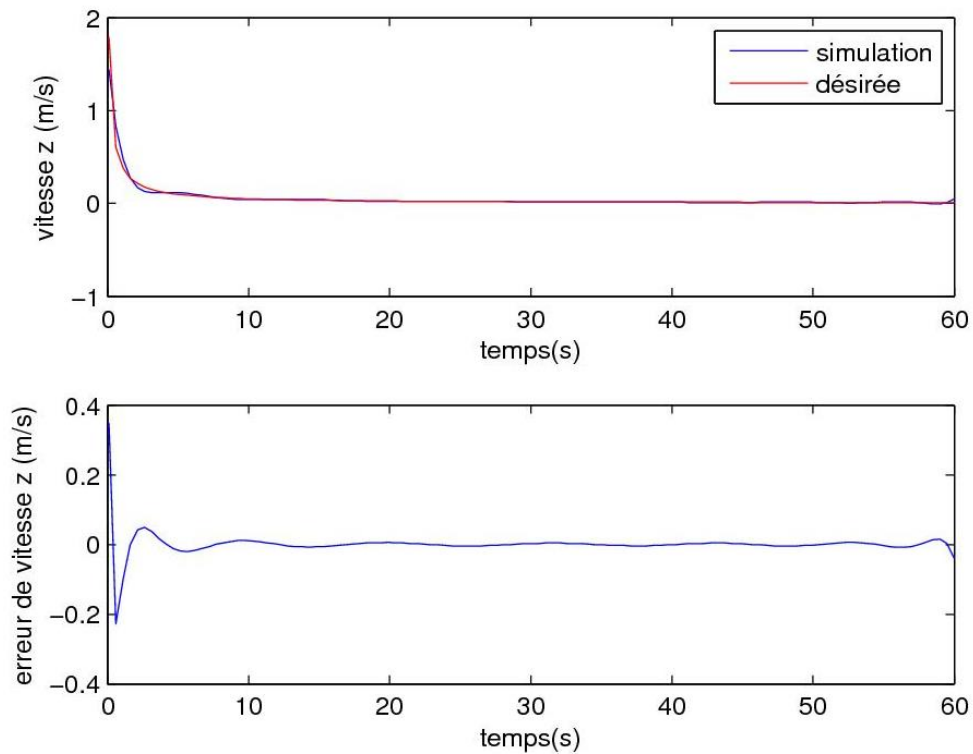


Figure III.17 : Suivi de vitesse désirée selon Z.

Les figures III.18 ; III.19, et la figure III.20 présentent la variation des positions angulaires désirées θ_d , ϕ_d , et ψ_d générées par la commande de la position du quadrotor ainsi que le suivi assuré par la commande PID adaptative au notre module.

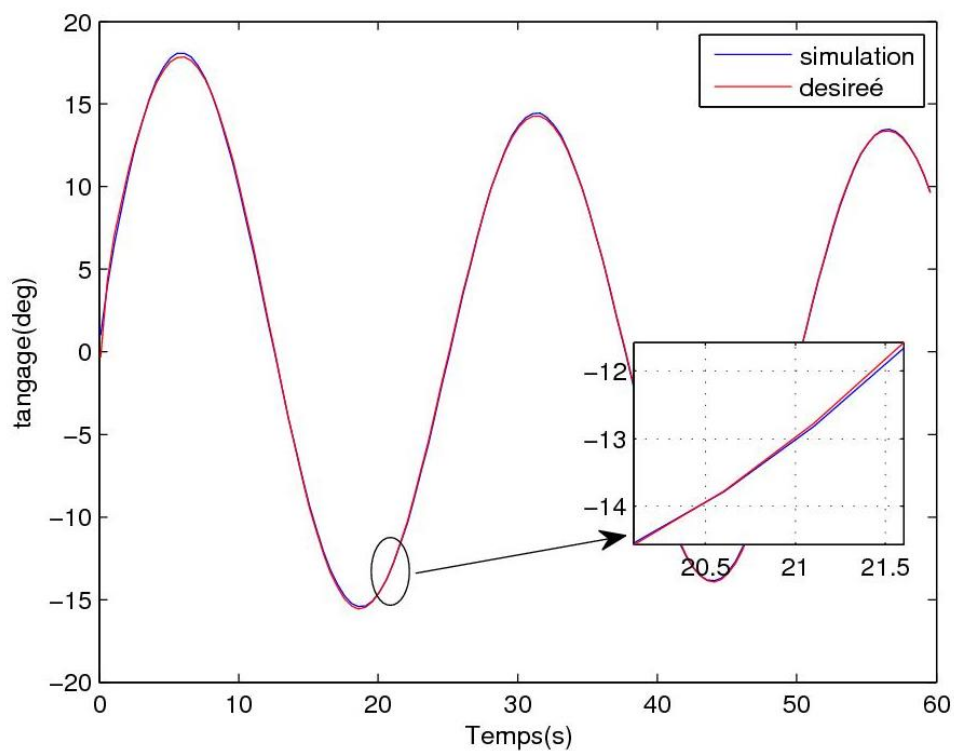


Figure III.18 : Suivi de position angulaire de tangage.

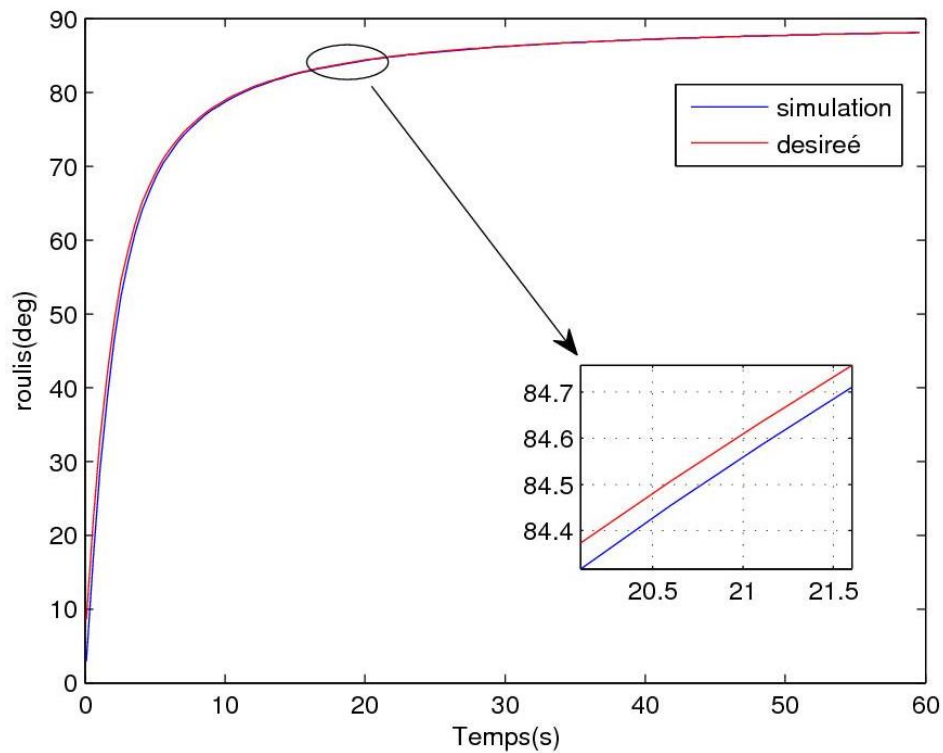


Figure III.19 : Suivi de position angulaire de roulis.

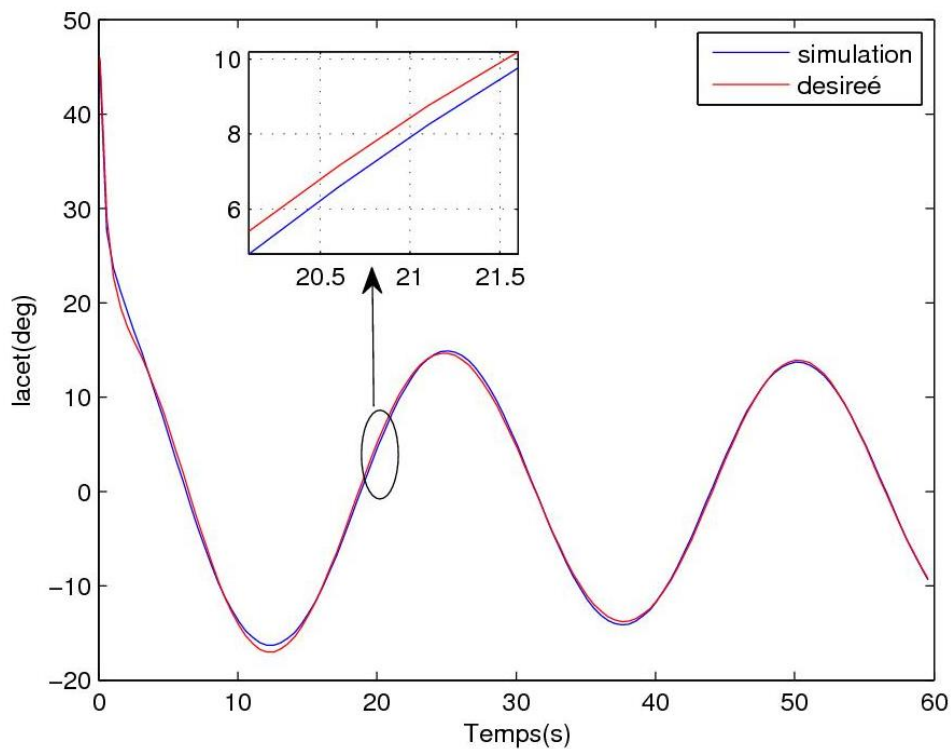


Figure III.20: Suivi de position angulaire de lacet.

La figure III.21 monte la variation de l'erreur des angles d'orientation en fonction de temps, et d'après cette figure on remarque que les angles d'Euler se stabilise vers l'infini, ils suivent la référence désirée. Ce qui implique que les graphes de position angulaire ce rapprochent de la

stabilité ils suivent la trajectoire désirée. Juste on remarque dans l'intervalle $t=[0 \ 10]$ l'stabilisation des angle dû à l'erreur initiale des positions linéaires X, Y, et Z.

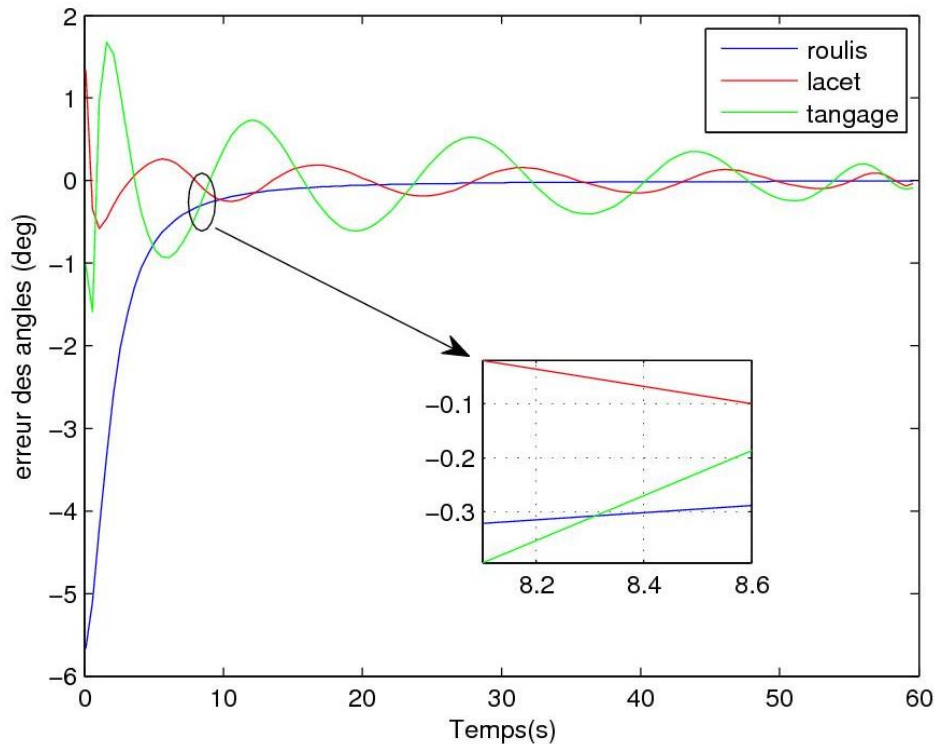


Figure III.21 : Erreurs des positions angulaires (les angles d'orientation).

À l'aide des résultats des simulations trouvés dans ce deuxième essai et la première simulation de vol pour le quadrotor, nous avons démontré l'efficacité de notre approche de commande à suivre une trajectoire variante dans le temps. En effet, nous pouvons conclure que la commande à saturation garde sa performance avec une trajectoire plus complexe dont la dérivée par rapport au temps n'est pas nulle aussi bien que pour une trajectoire générée à partir de 5 Points intermédiaires dont la dérivée est nulle au cours du temps de la simulation.

6. Troisième essai de vol

Pour cette simulation, nous avons choisi la même trajectoire générée à partir des fonctions mathématiques avec un terme qui présente la perturbation et le bruit et en utilise une fonction de MATLAB randn. Les mêmes paramètres de simulation et les mêmes gains pour la commande de la position ainsi que pour la commande de l'orientation.

6.1 Simulations

Les figures (III.22, III.23, et III.24) présentent le suivi des trajectoires individuellement selon les directions X, Y, et Z ; ainsi que les erreurs de suivi pour chacun qui sont présentées dans les figures (III.25, III.26, et III.27) respectueusement. Tel qu'on peut le constater, qu'il a une erreur de suivi initial de 0,03 m sur l'axe X et de 0,2 m sur l'axe Y avec une erreur de 0,025 m sur le reste de l'intervalle de temps pour la trajectoire suivant X et on remarque que l'erreur suivant l'axe Y est stabilise a 0,014 m. et finalement pour la trajectoire dans la direction Z on

a une erreur de 0,04 m pendant la simulation avec une valeur initiale de 1 m . Mais comme il est démontré sur les figures, on remarque que les erreurs de suivi tendent toujours vers 0 pendant l'ensemble de la simulation et que la commande assure une bonne suivie de trajectoire selon les différentes directions XYZ.

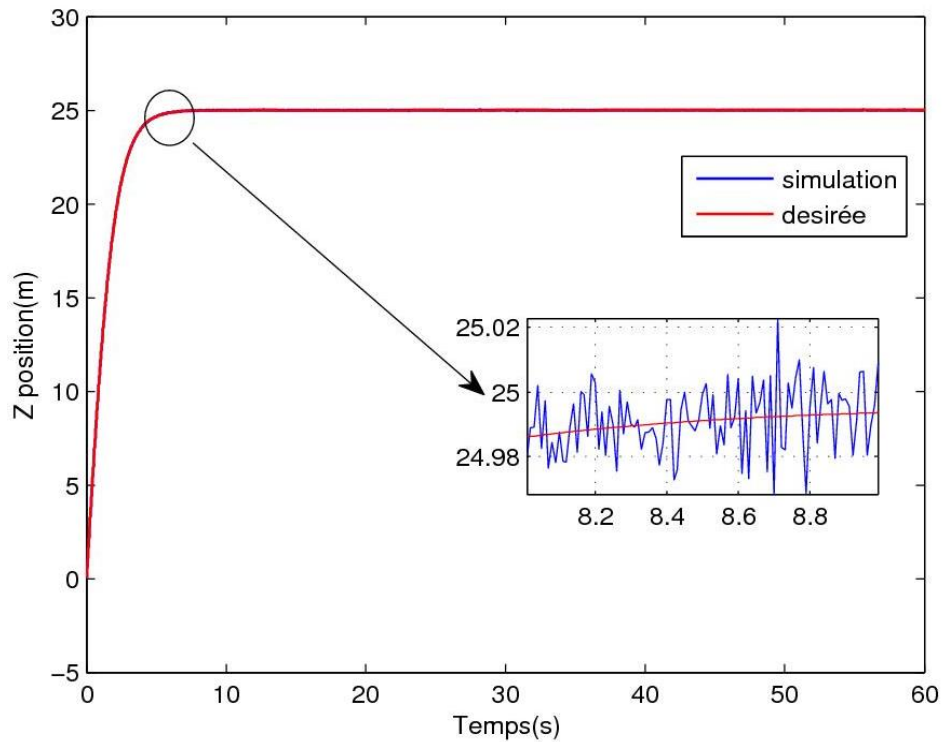


Figure III.22 : La trajectoire de la position Z par rapport à la référence de l'UAV.

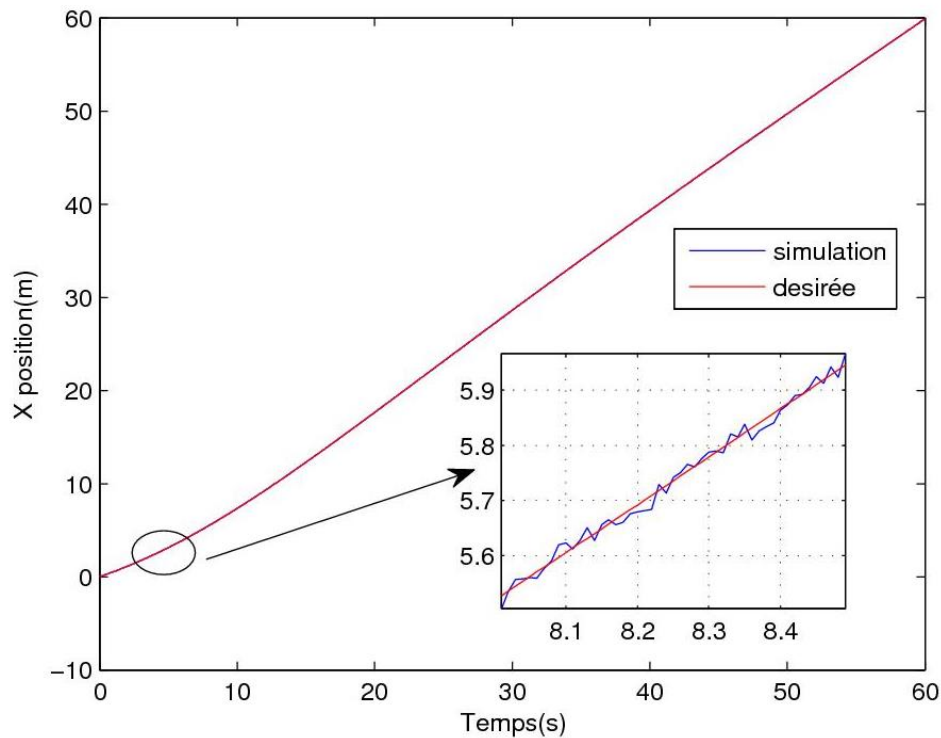


Figure III.23 : Le chemin de la position X par rapport à la référence de l'UAV.

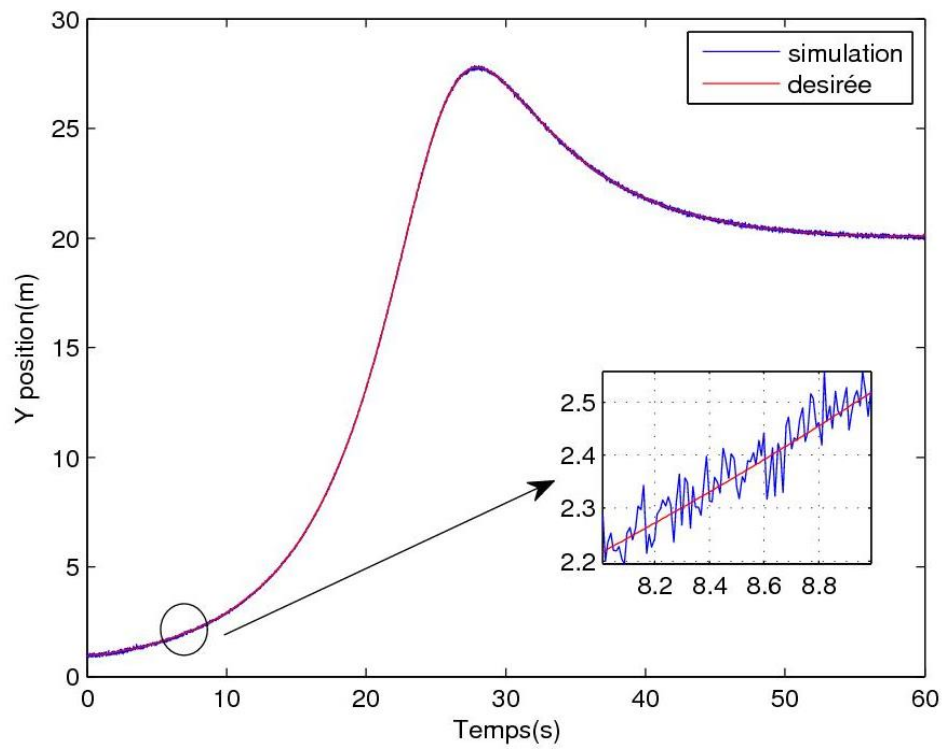


Figure III.24 : Le chemin de la position Y par rapport à la référence de l'UAV.

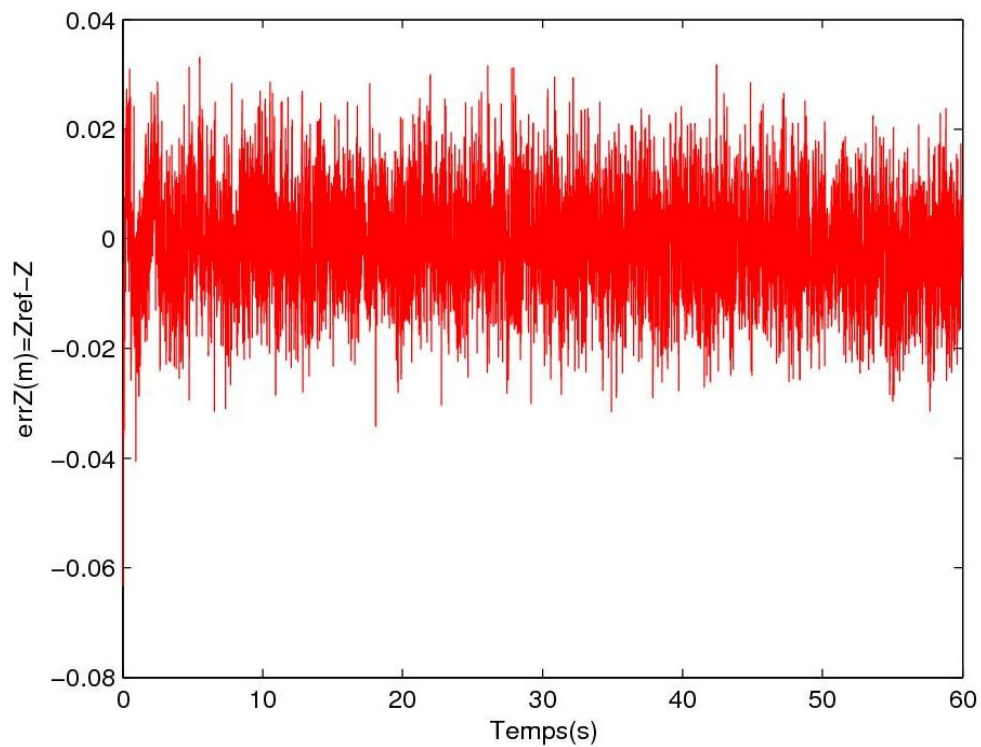


Figure III.25 : Chemin d'erreur en altitude Z.

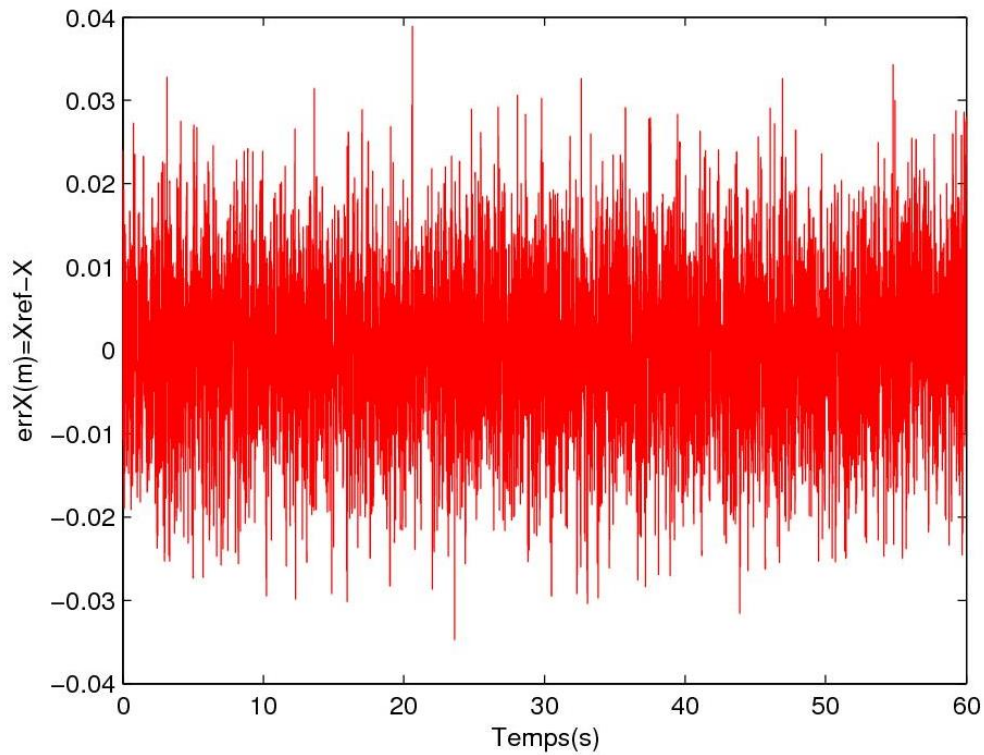


Figure III.26 : Trajectoire d'erreur en position X.

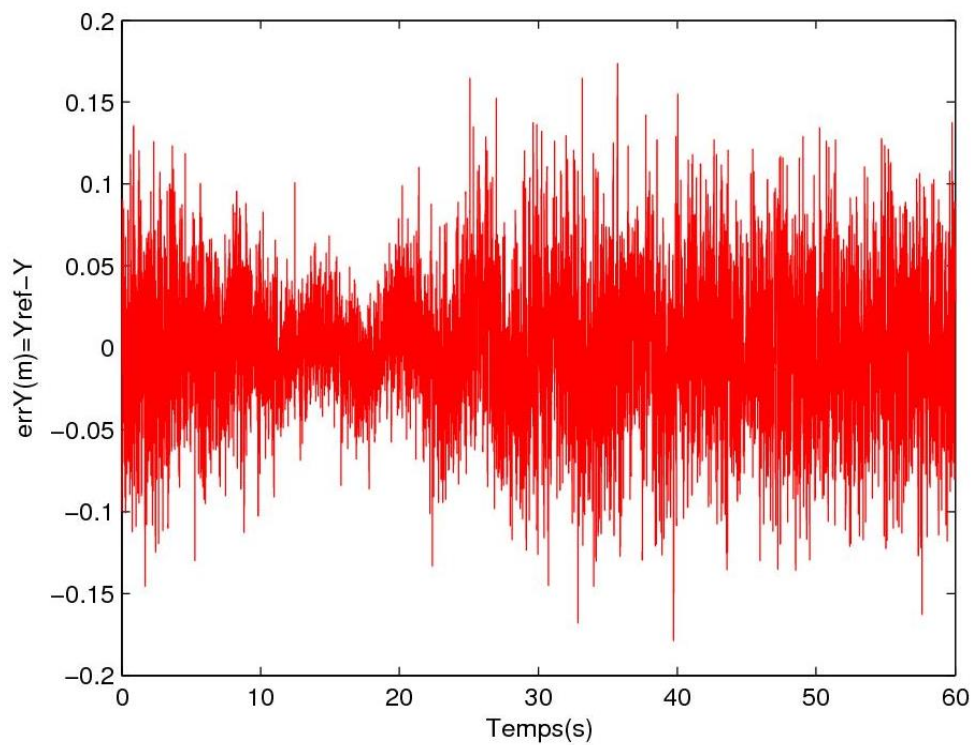


Figure III.27 : Erreur de trajectoire dans la direction Y.

Les figures (III.28, III.29, et III.30) présentent la variation des positions angulaires désirées θ_d , ϕ_d , ψ_d (roulis, tangage et d'angle de lacet) générées par la commande de la position du quadrotor ainsi que le suivi assuré par la commande PID adaptative.

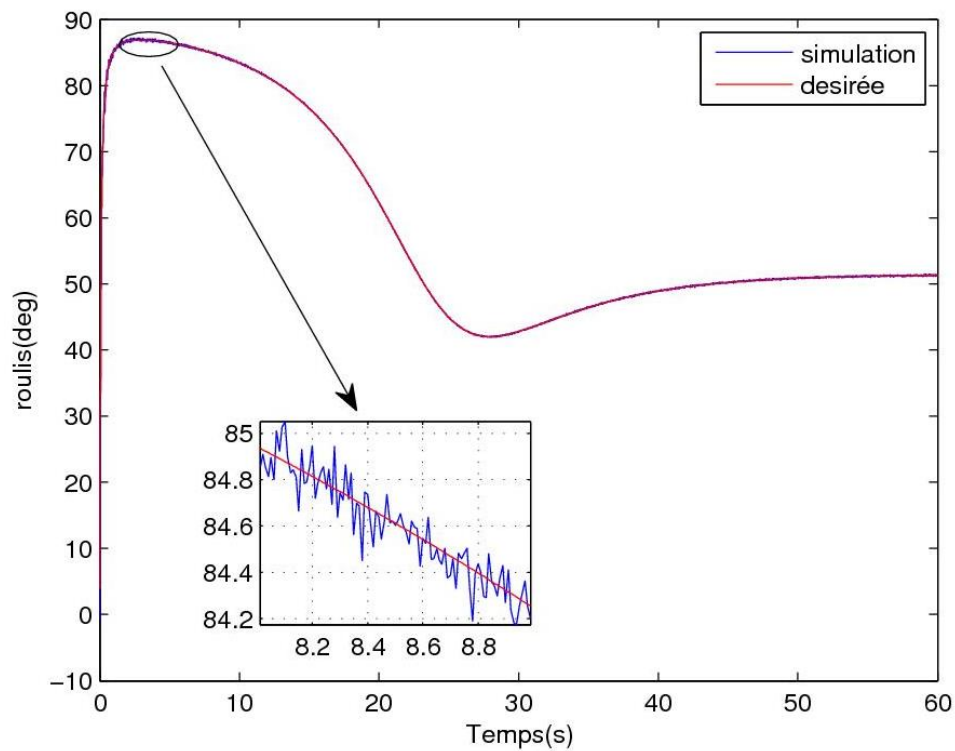


Figure III.28 : Résultats de simulation de trajectoires le long du Roll.

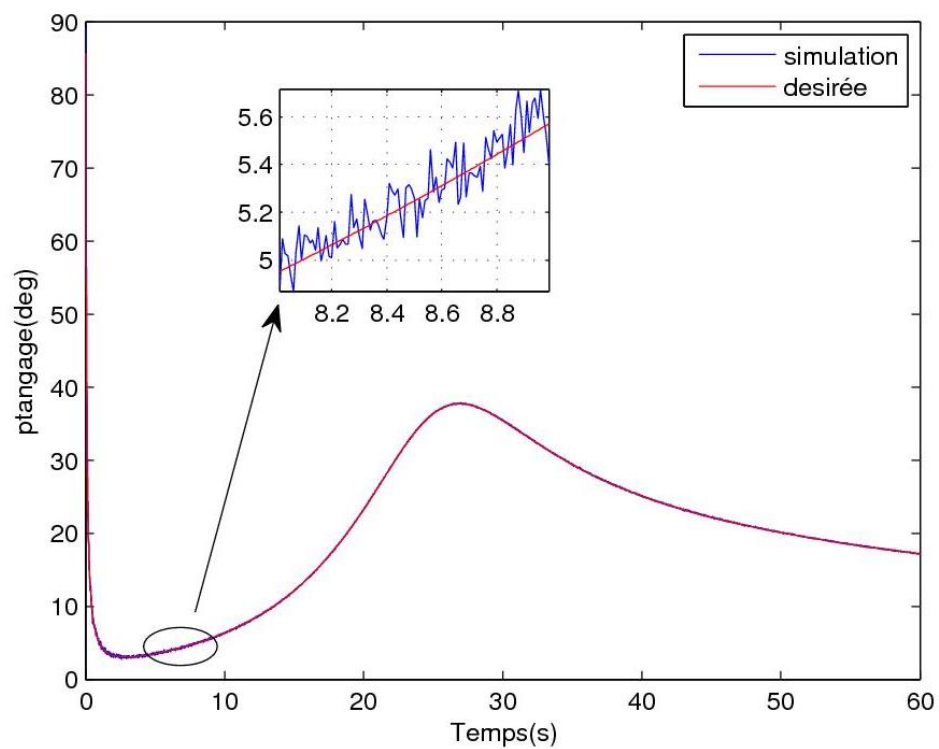


Figure III.29 : Résultats de la simulation des trajectoires le long du terrain.

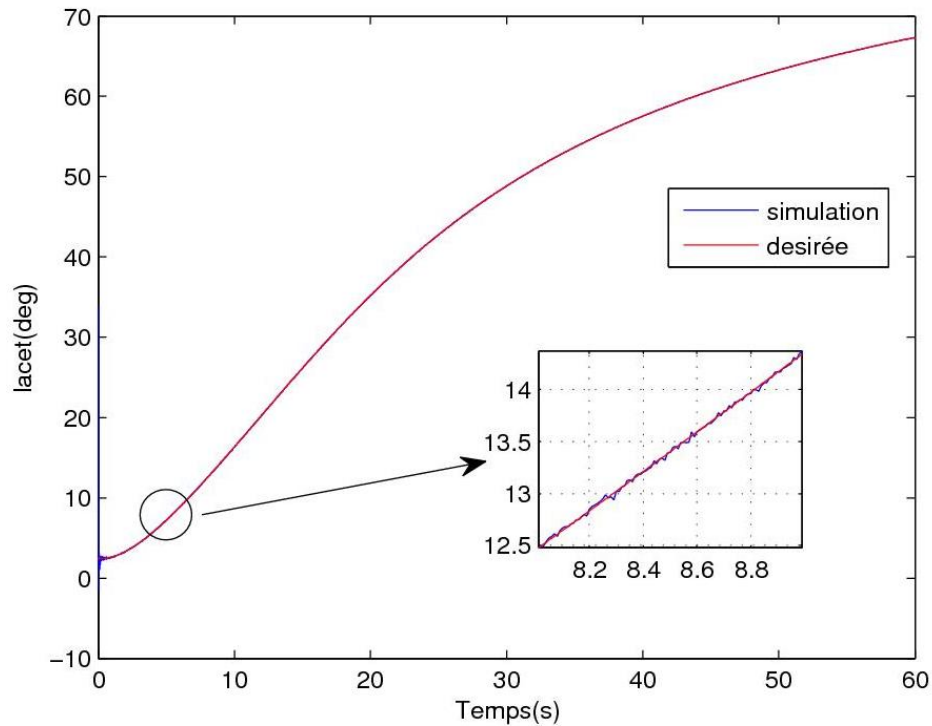


Figure III.30: Résultats de la simulation des trajectoires le long du lacet.

La figure III.31 présente les erreurs du suivi de l'angle de roulis, l'angle de tangage, et l'angle de lacet θ, ϕ, ψ par rapport aux trajectoires désirées θ_d, ϕ_d, ψ_d générées par la commande de position du quadrotor. Nous pouvons constater ainsi qu'il y a un bon suivi de trajectoire pour et sur l'ensemble de mission malgré une certaine erreur remarquable entre $t=0$ s et $t=10$ s.

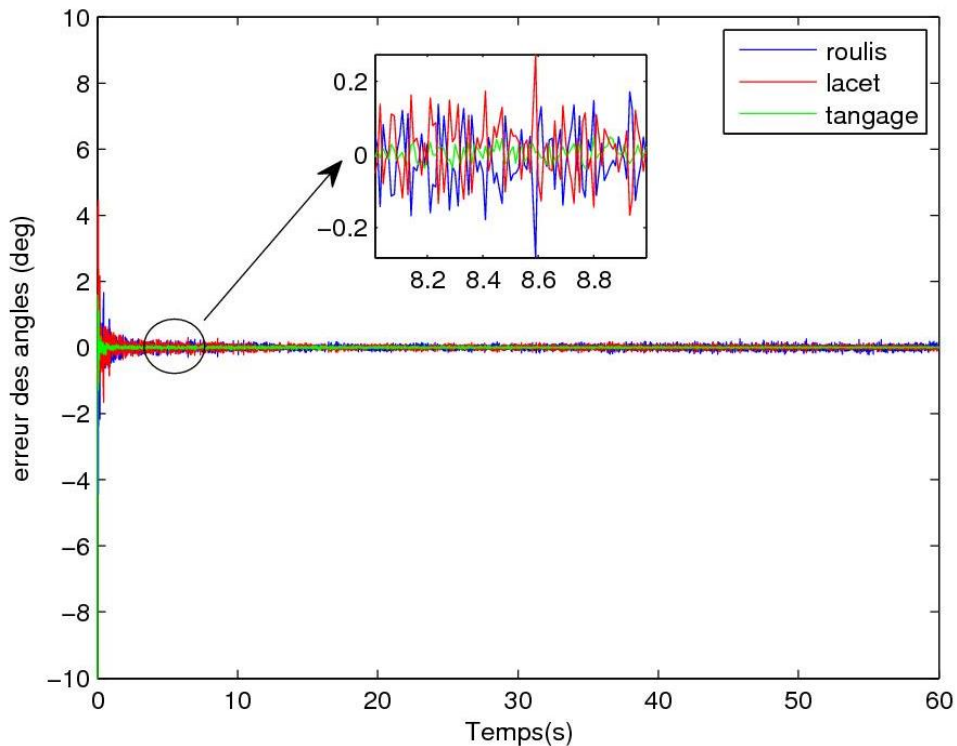


Figure III.31 : Erreur d'angles de rotation (ϕ, θ, ψ).

Les figures III.32, III.33, et III.34 présentent le suivi des vitesses désirées $\dot{X}_d, \dot{Y}_d$, et $\dot{Z}_d$ ainsi que les vitesses linéaires simulées du quadrotor et les erreurs correspondantes de chaque vitesse.

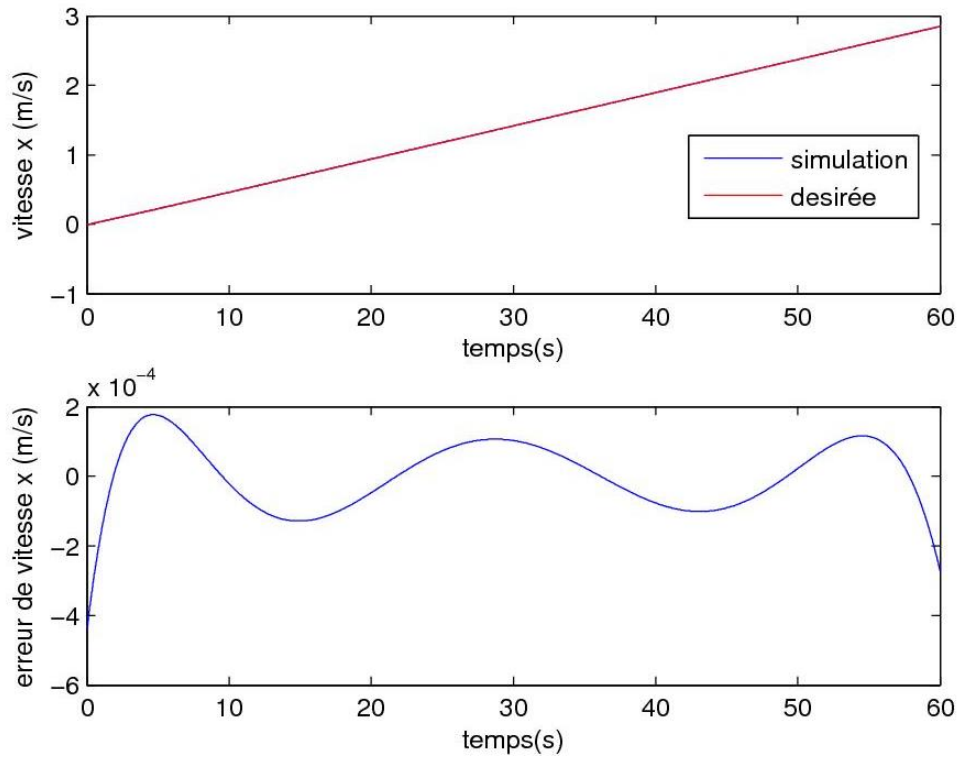


Figure III.32 : Suivi de vitesse désirée selon $\dot{X}$.

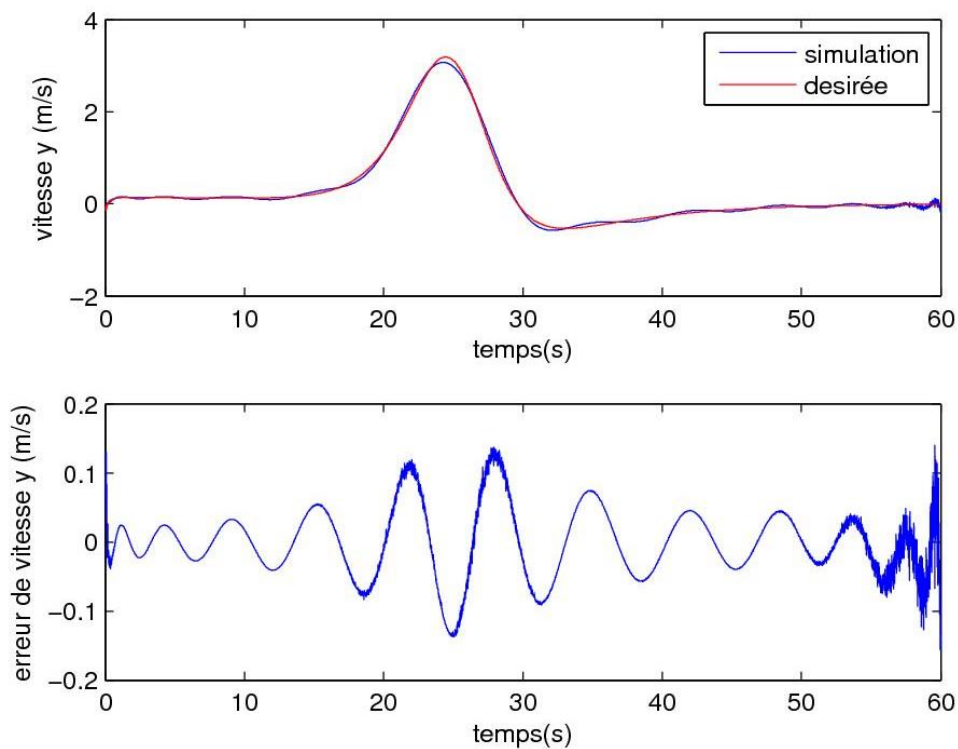


Figure III.33 : Suivi de vitesse désirée selon $\dot{Y}$.

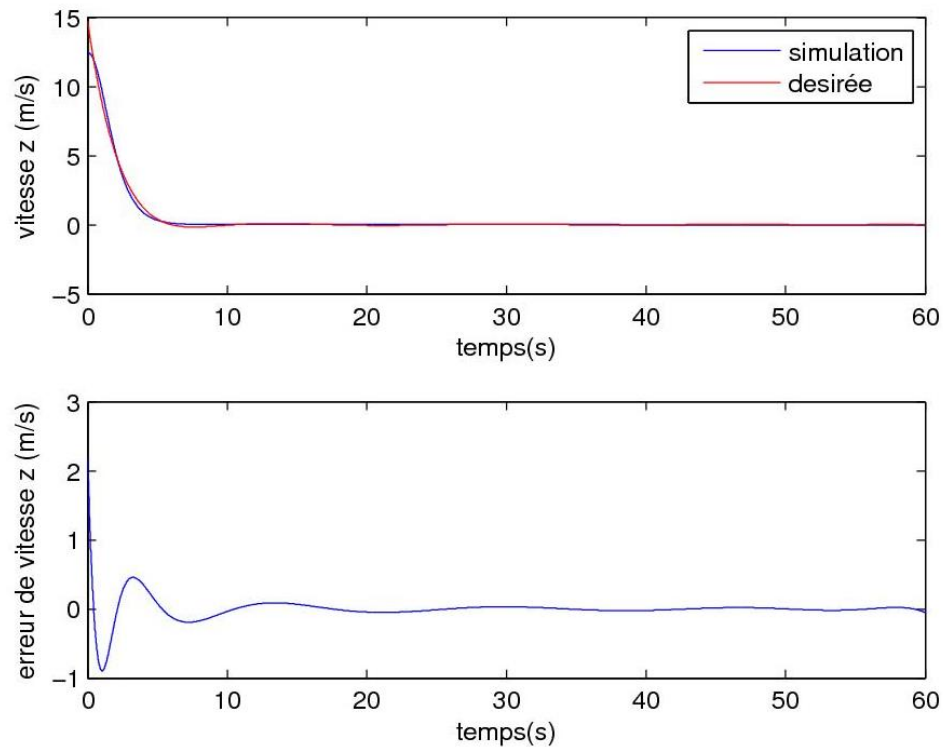


Figure III.34 : Suivi de vitesse désirée selon $\dot{Z}$.

La figure III.35 montre le déplacement du rotor Quad dans les plans XY et YZ. La figure III.36 présente le suivi de la trajectoire désirée effectuée par le robot volant dans l'espace tridimensionnel pendant le vol. Nous constatons que malgré une erreur initiale de 1 m sur l'axe z, le robot volant suit parfaitement la trajectoire désirée pendant la durée totale de la simulation. Il montre une bonne robustesse vers la stabilité et le suivi de la trajectoire désirée. Ceci explique l'efficacité et la stabilisation de la stratégie de contrôle développée dans cet article. Les résultats de simulation présentés à la fin confirment que la stratégie de stabilisation et de contrôle proposée pourrait être utilisée avec succès. Le contrôleur PID s'est avéré être bien adapté au quadrotor en vol normal et en vol stationnaire.

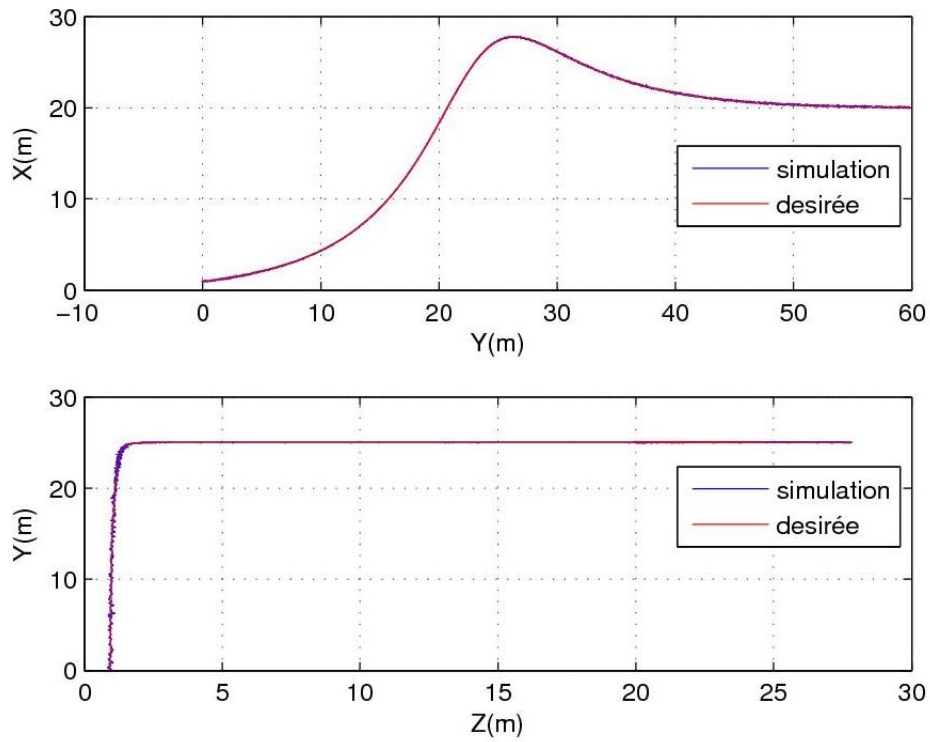


Figure III.35 : Le chemin du Quadrotor se déplace dans le plan XY et YZ.

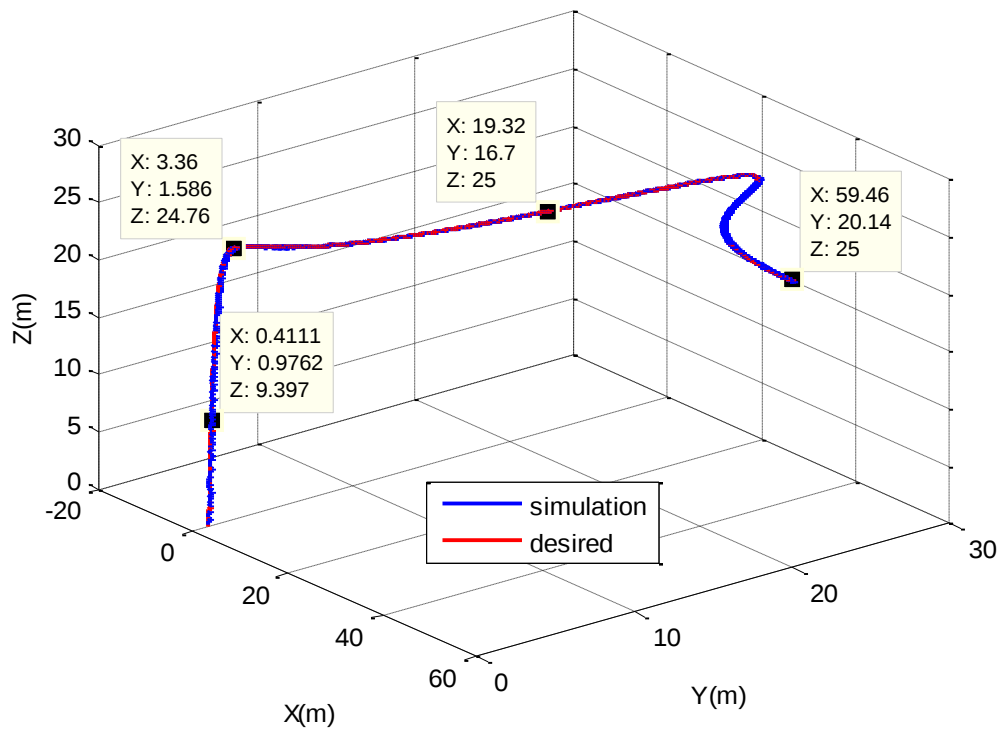


Figure III.36 : Les résultats de la simulation finale des trajectoires globales en 3D.

7. Conclusion

Ce chapitre étudie la modélisation mathématique, la stabilisation et le contrôle d'un drone miniature type quadrotor en mode plus (+). Le modèle est développé sur la base de l'approche de Newton-Euler. Avec une nouvelle compréhension des angles d'Euler Le modèle obtenu est couplé avec un algorithme de contrôle PID. Le système résultant est converti en un algorithme Matlab pour étudier les performances du modèle actuel. Les résultats de la simulation prouvent que le processus de modélisation et de contrôle adopté est simple, rapide et efficace pour guider la trajectoire. L'erreur entre la trajectoire désirée et la trajectoire de simulation est très faible pour les trois angles de contrôle, et l'altitude qui prouve la robustesse vers la stabilité et le suivi du modèle proposé.

Conclusion générale

CONCLUSION GENERALE

L'approche de commande a été validée en effectuant deux essais de vol différent. Le premier consiste en une simulation du modèle dynamique du quadrotor et l'approche de commande avec des trajectoires désirées à partir de 5 points intermédiaires. Cette simulation nous a permis de valider l'approche de commande avec des trajectoires prédéfinies. Le deuxième essai consiste en une simulation avec des trajectoires désirées variantes dans le temps. Ceci nous a permis de valider la conception de l'approche de commande avec un autre type de trajectoire plus complexe, ainsi que d'analyser ses performances. Pour finir, l'approche de commande a été validée en ajoutant une perturbation sous forme d'un bruit dans les données des trajectoires de la position du quadrotor. Ceci nous a permis de tester la robustesse

Les résultats présentés dans cette thèse montrent que l'application du contrôleur PID peut fournir un contrôle satisfaisant en termes de poursuite du quadrotor. Si tous les paramètres sont correctement définis et le choix des paramètres de l'algorithme K_p , K_i , K_d établit correctement pour toutes les coordonnées, le contrôleur peut être implémenté sur un système embarqué tout en obtenant des résultats satisfaisants dans la plupart des situations de poursuite des trajectoires désirées. Certes, il existe d'autre contrôleurs plus robustes et plus performants face à la non-linéarité du système dynamique, cependant le PID est plus simple et plus économique en terme d'énergie consommée lors d'une mission de poursuite.

Le grand nombre de paramètres qui doivent être définis avec une grande précision est, dans la majorité des cas, le problème principal de cette application du contrôleur PID. En particulier, l'aspect relatif à la non-linéarité de la dynamique du quadrotor influence à la fois le capteur et le modèle de transition d'état, ce qui peut conduire à de grandes erreurs d'estimation et même à une instabilité lorsque la boucle d'asservissement est fermée. L'apport de l'adaptation du contrôleur PID est considérable. En effet, le fait d'appliquer le contrôleur PID simple engendre le théorème de Pythagore et en appliquant les hypothèses et annulations implicite. De plus, le fait d'introduire un nouveau critère qui oblige le contrôleur d'altérer les performances afin d'allonger la durée de la mission est un autre niveau de simplicité pour atteindre un bon résultat.

D'autres limites à la validité des résultats présentés dans cette thèse proviennent des Hypothèses utilisées pour simplifier le modèle de simulation, en particulier:

- Le quadrotor est considéré comme un corps rigide avec une masse constante et une structure symétrique.
- La matrice d'inertie (I) du véhicule est très petite et à négliger.
- Le centre de gravité et le centre de gravité coïncident.
- La poussée est proportionnelle au carré de la vitesse des hélices. Sur la base de la supposition ci-dessus et en considérant le drone comme un point matériel, que leurs angles de rotation peuvent être identifiés en utilisant la position désire,

Conclusion générale

- le choix du point d'équilibre. En effet, la linéarisation opérée sur la dynamique autour du point d'équilibre stable que le quadrotor est continuellement en vol stationnaire. Ainsi, pour obtenir les équations de transition d'état du PID, on introduit donc une marge d'erreur;
- le modèle ne tient pas compte de la réponse des moteurs, ce qui peut influencer les manœuvres rapides, car ils peuvent ne pas être assez réactives pour changer les vitesses angulaires des hélices comme requis par le dispositif de commande;
- le modèle mathématique utilisé lors de la simulation du PID adapté est simplifié.

En raison de simplifications énumérées ci-dessus, la thèse ne garantit pas le fait d'une mise en œuvre réelle du système décrit, à la place, il ne fournit qu'une analyse théorique de ses performances réalisables et les problèmes connexes.

ANNEXES

ANNEXE I

Modélisation de drone Quarotor par matlab programmation

% The function used with the program: Quadrotor control

```
function xdot = quad_control_fn(t,x)

% time for change start of each variable
ztime = 3;
phitime = 1;
thetetime = 0.2;
psitime = 2;
%%% HEIGHT %%%
if t < ztime
    Zd = Zinit;
end

if t >= ztime
    Zd = ZdF;
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%% Phi %%%
if t < phitime
    Phid = Phiinit;
end

if t >= phitime
    Phid = PhidF;
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%% Theta %%%
if t < thetetime
    Thetad = Thetainit;
end

if t >= thetetime
    Thetad = ThetadF;
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%% Psi %%%
if t < psitime
    Psid = Psiinit;
end

if t >= psitime
    Psid = PsidF;
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

ANNEXES

```

PsidF = 2*pi;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

thetaddot = 0;
phiddot = 0;
psiddot = 0;
Zddot = 0;
% Zd = 10;

% Bounding the angles within the -2*pi / 2*pi range
if (x(7)> 2*pi || x(7)< - 2*pi)
    x(7) = rem(x(7),2*pi);
end

if (x(9)> 2*pi || x(9)< - 2*pi)
    x(9) = rem(x(9),2*pi);
end

if (x(11)> 2*pi || x(11)< 2*pi)
    x(11) = rem(x(11),2*pi);
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%PD-Z-Control%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Evaluate the Controls
U = []; % The control vector
U(1) = m*(g + Kpz*(Zd - x(5)) + Kdz*( -
x(6)))/(cos(x(9))*cos(x(7))); % Total Thrust on the body
along z-axis
U(2) = (Kpp*(Phid - x(7)) + Kdp*( - x(8))); % Roll input
U(3) = (Kpt*(Thetad - x(9)) + Kdt*( - x(10))); % Pitch
input
U(4) = (Kpps*(Psid - x(11)) + Kdps*( - x(12))); % Yawing
moment

U = real(U);
U = [U(1);U(2);U(3);U(4)]; % The control vector

% %Bounding the controls
% if U(1) > 15.7
%     U(1) = 15.7;
% end
%
% if U(1) < 0
%     U(1) = 0;
% end
%
% for j = 2:4
%     if U(j) > 1
%         U(j) = 1;

```

ANNEXES

```

%           end
%
%           if U(j) < -1
%           U(j) = -1;
%           end
%       end

% Calculation of angular velocities
omegasqr(1) = (1/4*b)*U(1) + (1/2*b*1)*U(3) -
(1/4*d)*U(4);
omegasqr(2) = (1/4*b)*U(1) - (1/2*b*1)*U(2) +
(1/4*d)*U(4);
omegasqr(3) = (1/4*b)*U(1) - (1/2*b*1)*U(3) -
(1/4*d)*U(4);
omegasqr(4) = (1/4*b)*U(1) + (1/2*b*1)*U(2) +
(1/4*d)*U(4);
omegasqr = real(omegasqr);

omega(1) = sqrt(omegasqr(1));
omega(2) = sqrt(omegasqr(2));
omega(3) = sqrt(omegasqr(3));
omega(4) = sqrt(omegasqr(4));
% Bounding the angular velocities
for j = 1:4
    if omega(j) > 523
        omega(j) = 523;
    end

    if omega(j) < 125
        omega(j) = 125;
    end
end
omegasqr(1) = (omega(1))^2;
omegasqr(2) = (omega(2))^2;
omegasqr(3) = (omega(3))^2;
omegasqr(4) = (omega(4))^2;
% Bounding the angular velocities
% for j = 1:4
%     if omegasqr(j) > 523
%         omegasqr(j) = 523;
%     end
%
%     if omegasqr(j) < 125
%         omegasqr(j) = 125;
%     end
% end
% end
% Disturbance
Omega = d*(- sqrt(omegasqr(1)) + sqrt(omegasqr(2)) -
sqrt(omegasqr(3)) + sqrt(omegasqr(4)));

```

ANNEXES

```
% Evaluation of the State space wrt H-frame
xdot(1) = x(2); % Xdot
xdot(2) = (sin(x(11))*sin(x(7)) +
cos(x(11))*sin(x(9))*cos(x(7)))*(U(1)/m); % Xdotdot
xdot(3) = x(4); % Ydot
xdot(4) = (-cos(x(11))*sin(x(7)) +
sin(x(11))*sin(x(9))*cos(x(7)))*(U(1)/m); % Ydotdot
xdot(5) = x(6); % Zdot
xdot(6) = - g + (cos(x(9))*cos(x(7)))*(U(1)/m); %
Zdotdot
xdot(7) = x(8); % phidot
xdot(8) = ((Iyy - Izz)/Ixx)*x(10)*x(12) -
(Jtp/Ixx)*x(10)*Omega + (U(2)/Ixx); % pdot = phidotdot
xdot(9) = x(10); % thetadot
xdot(10) = ((Izz - Ixx)/Iyy)*x(8)*x(12) +
(Jtp/Iyy)*x(8)*Omega + (U(3)/Iyy); % qdot = thetadotdot
xdot(11) = x(12); % thetadot
xdot(12) = ((Ixx - Iyy)/Izz)*x(8)*x(10) + (U(4)/Izz); %
rdot = psidotdot

xdot = xdot';
```

ANNEXES

ANNEXE II

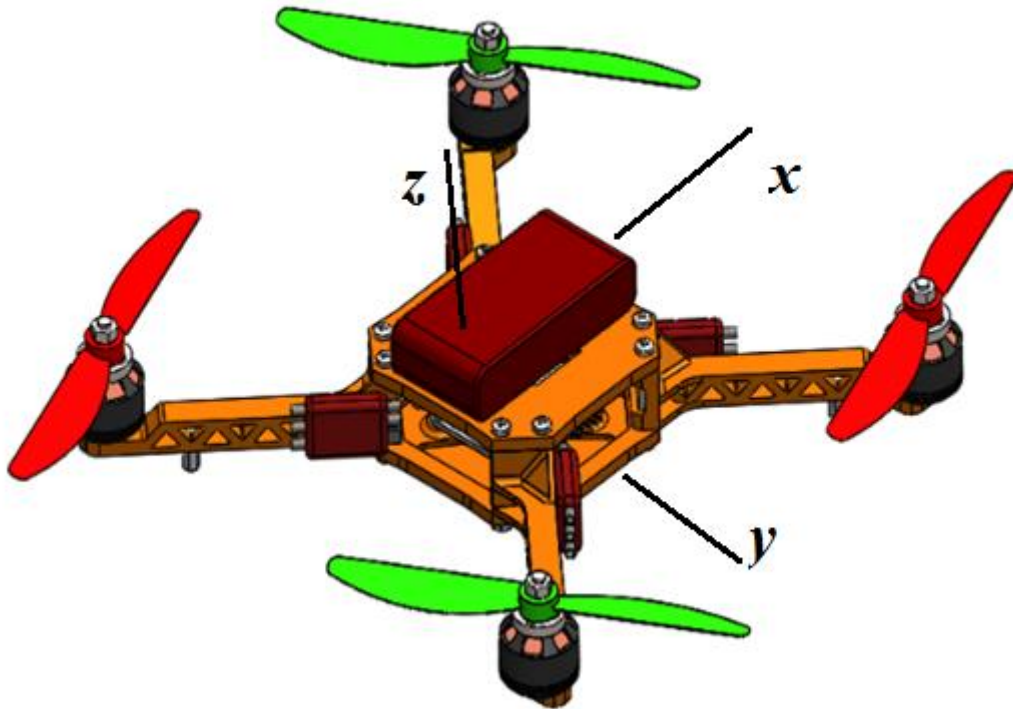


Figure : Quadrotor Exécuté Par Solidworks type (×).

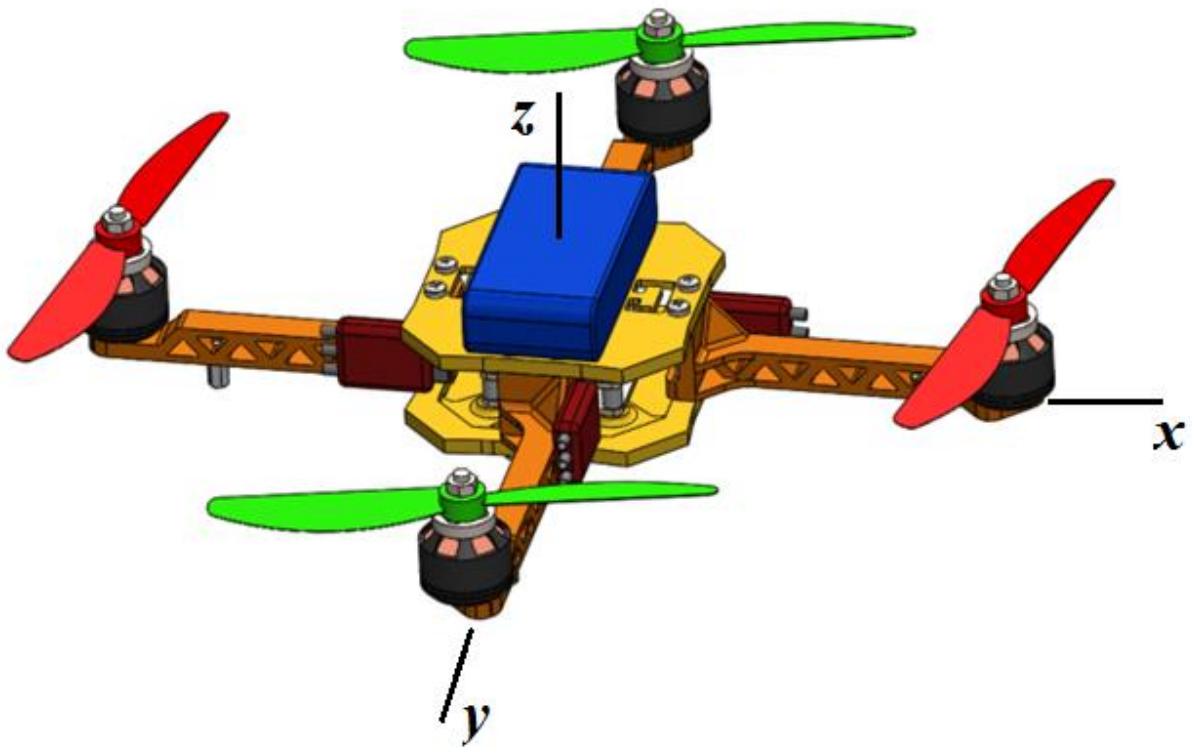


Figure : Quadrotor Effectué Par Solidworks type (+).

ANNEXE III

Contrôle proportionnel

Nous essayons tout d'abord d'utiliser un contrôleur proportionnel avec un gain compris entre 1 et 21. Il est possible de construire un tableau de modèles LTI, chacun avec un gain proportionnel différent, à l'aide d'une boucle for. Les fonctions de transfert en boucle fermée peuvent être générées à l'aide de la commande de retour. Nous Ajoutons le code suivant à la fin de notre fichier.m et exécutons-le dans la fenêtre de commande MATLAB:

```
Kp = 1;
```

```
for i = 1:3
```

```
    C(:,i) = pid(Kp);
```

```
    Kp = Kp + 10;
```

```
end
```

```
sys_cl = feedback(C*P_motor,1);
```

Avec:

```
J = 3.2284E-6;
b = 3.5077E-6;
K = 0.0274;
R = 4;
L = 2.75E-6;
s = tf('s');
P_motor = K / (s * ((J*s+b) * (L*s+R) + K^2));
```

Voyons maintenant à quoi ressemblent les réponses aux étapes. Nous additionnons le code suivant à la fin de notre fichier.m et exécutons-le à nouveau dans la fenêtre de commande. Nous devons générer le graphique présenté dans la figure ci-dessous.

```
t = 0:0.001:0.2;
```

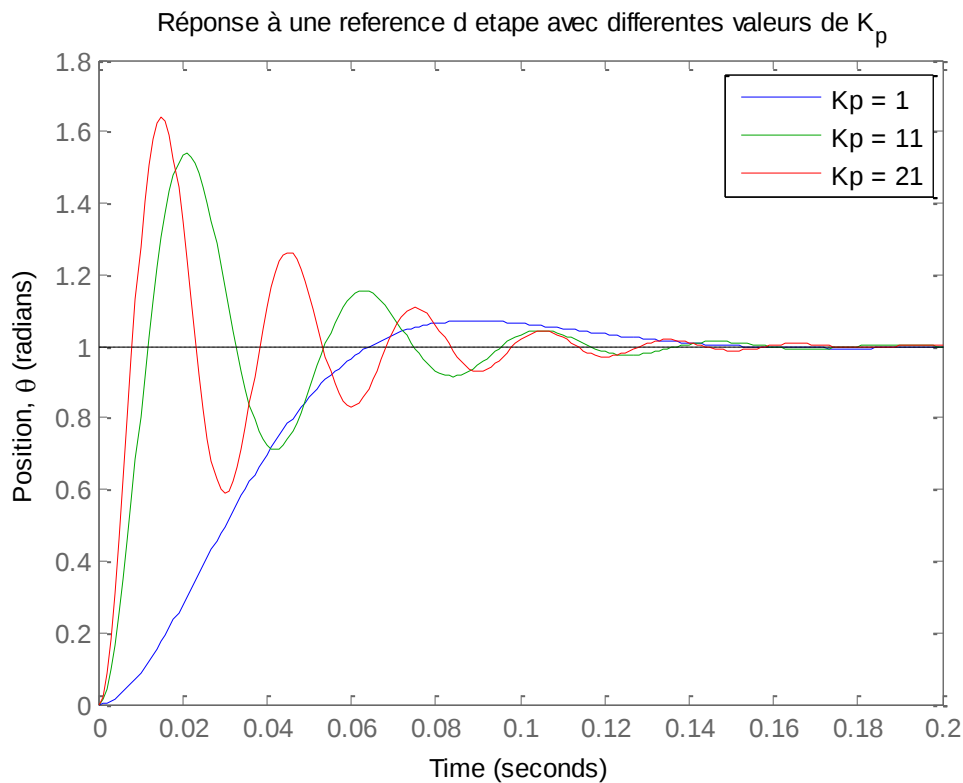
```
step(sys_cl(:,1), sys_cl(:,2), sys_cl(:,3), t)
```

```
ylabel('Position, \theta (radians)')
```

```
title(' Réponse à une reference d etape avec differentes valeurs de K_p')
```

```
legend('Kp = 1', 'Kp = 11', 'Kp = 21')
```

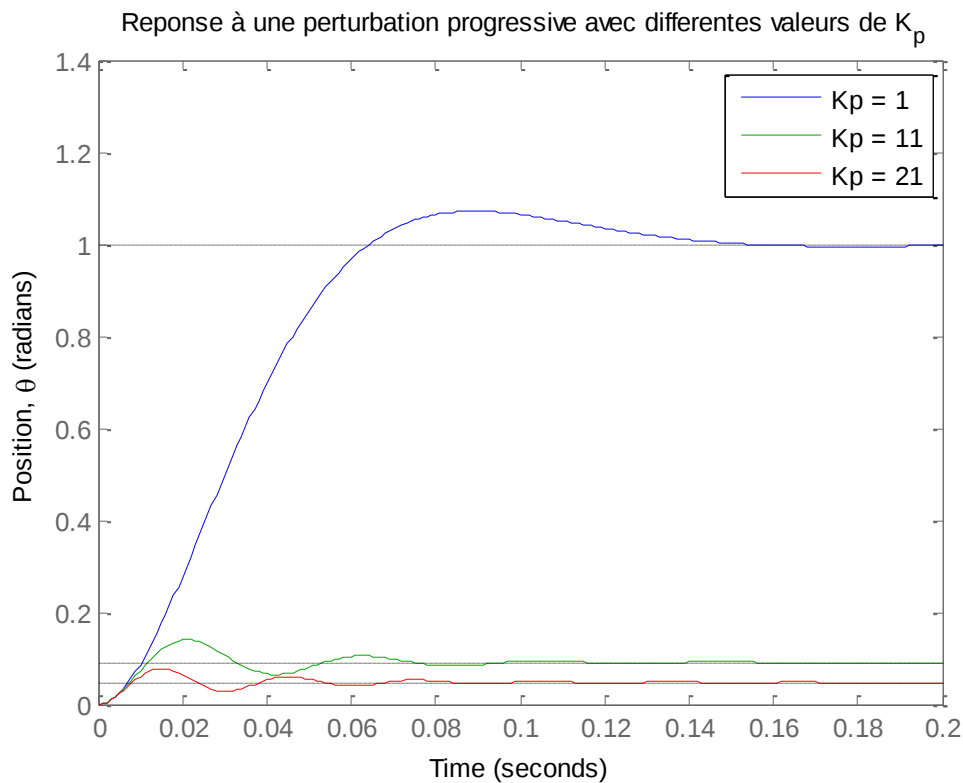
ANNEXES



Considérons également la réponse du système à une perturbation progressive. Dans ce cas, supposons une référence de zéro et examinons comment le système réagit à la perturbation par lui-même. La commande de retour peut toujours être utilisée pour générer la fonction de transfert en boucle fermée dans laquelle il y a toujours un retour négatif. Cependant, seule la fonction de transfert de l'installation se trouve maintenant dans le chemin allé et le contrôleur C est le chemin de retour. Nous ajoutons ce qui suit à la fin de notre fichier.m et exécutons-le dans la fenêtre de commande. Nous devons générer le graphique présenté dans la figure ci-dessous.

```
dist_cl = feedback(P_motor,C);  
step(dist_cl(:,1), dist_cl(:,2), dist_cl(:,3), t)  
ylabel('Position, \theta (radians)')  
title(' Reponse à une perturbation progressive avec differentes valeurs de  $K_p$ ')  
legend('Kp = 1', 'Kp = 11','Kp = 21')
```

ANNEXES



Les graphiques ci-dessus montrent que le système ne présente aucune erreur d'état stable en réponse à la référence de pas, quel que soit le choix du gain proportionnel. Cela est dû au fait que l'installation dispose d'un intégrateur, c'est-à-dire que le système est de type 1. Cependant, le système a une erreur d'état stable significative lorsque la perturbation est ajoutée. Plus précisément, la réponse due à la référence et à la perturbation appliquée simultanément est égale à la somme des deux graphiques illustrés ci-dessus. Cela découle de la propriété de superposition qui est valable pour les systèmes linéaires. Par conséquent, pour avoir une erreur de régime permanent nulle en présence d'une perturbation, il faut que la réponse à la perturbation décroisse à zéro. Plus la valeur de l'erreur d'équilibre est faible, plus elle est due à la perturbation, mais elle n'atteint jamais zéro. En outre, l'utilisation de valeurs de plus en plus grandes de K_p a pour effet négatif d'augmenter le temps de dépassement et de stabilisation, comme le montre le graphique de référence par étapes.

Contrôle PI

Essayons tout d'abord un contrôleur PI pour supprimer l'erreur liée à la stabilité. Nous allons définir $k_p = 21$ et tester les gains intégraux allant de $k_i = 100$ à 500. On modifie notre fichier.m comme suit et nous exécutons-le dans la fenêtre de commande. nous devrions générer un chiffre comme celui présenté ci-dessous

$K_p = 21;$

$K_i = 100;$

ANNEXES

```

for i = 1:5

    C(:,i) = pid(Kp,Ki);

    Ki = Ki + 200;

end

sys_cl = feedback(C*P_motor,1);

t = 0:0.001:0.4;

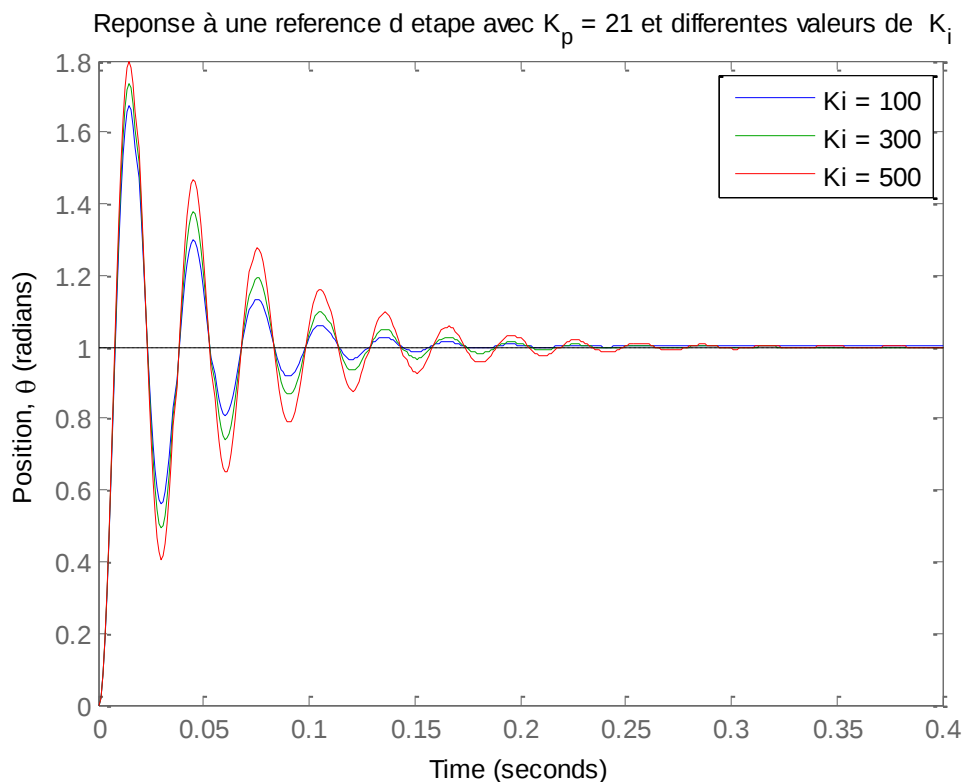
step(sys_cl(:,1), sys_cl(:,2), sys_cl(:,3), t)

ylabel('Position, \theta (radians)')

title(' Reponse à une reference d etape avec Kp = 21 et differentes valeurs de Ki')

legend('Ki = 100', 'Ki = 300', 'Ki = 500')

```



Maintenant ce qui est arrivé à la réponse de perturbation par étapes. On modifie les commandes suivantes dans notre fichier.m et relance l'exécution dans la fenêtre de commande. nous devrions générer un graphique comme celui présenté dans la figure ci-dessous.

```

dist_cl = feedback(P_motor,C);

step(dist_cl(:,1), dist_cl(:,2), dist_cl(:,3), t)

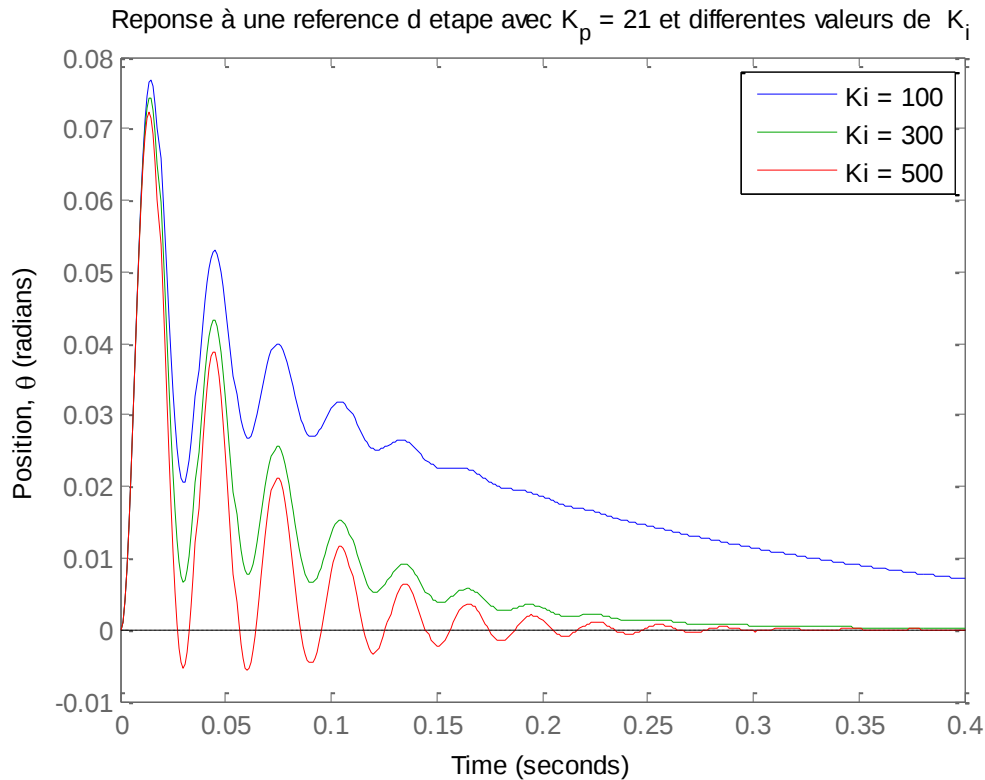
```

ANNEXES

```
ylabel('Position, \theta (radians)')
```

```
title('Reponse à une reference d etape avec  $K_p = 21$  et differentes valeurs de  $K_i$ ')
```

```
legend('Ki = 100', 'Ki = 300', 'Ki = 500')
```



Le contrôle intégral a réduit l'erreur en régime permanent à zéro, même en cas de perturbation progressive. C'était le but de l'ajout du terme intégral. Pour la réponse à la référence de pas, toutes les réponses semblent similaires, la quantité d'oscillation augmentant légèrement au fur et à mesure que le volume augmente. Cependant, la réponse due à la perturbation change de manière significative lorsque le gain intégral est modifié. Plus précisément, plus la valeur employée est grande, plus l'erreur disparaît rapidement. Nous choisirons $k_i = 500$ car l'erreur due à la perturbation décroît rapidement à zéro, même si la réponse à la référence a un temps de stabilisation plus long et plus de dépassement. Nous tenterons de réduire le temps de stabilisation et le dépassement en ajoutant un terme dérivé au contrôleur

Contrôle PID

L'ajout d'un terme dérivé au contrôleur signifie que nous avons maintenant les trois termes du contrôleur PID. Nous étudierons les gains dérivés allant de 0,05 à 0,25. On Retourne au fichier.m et apporte les modifications suivantes. L'exécution du fichier m modifié va générer un graphique similaire à celui présenté ci-dessous.

$K_p = 21;$

$K_i = 500;$

ANNEXES

```

Kd = 0.05;

for i = 1:3

    C(:,i) = pid(Kp,Ki,Kd);

    Kd = Kd + 0.1;

end

sys_cl = feedback(C*P_motor,1);

t = 0:0.001:0.1;

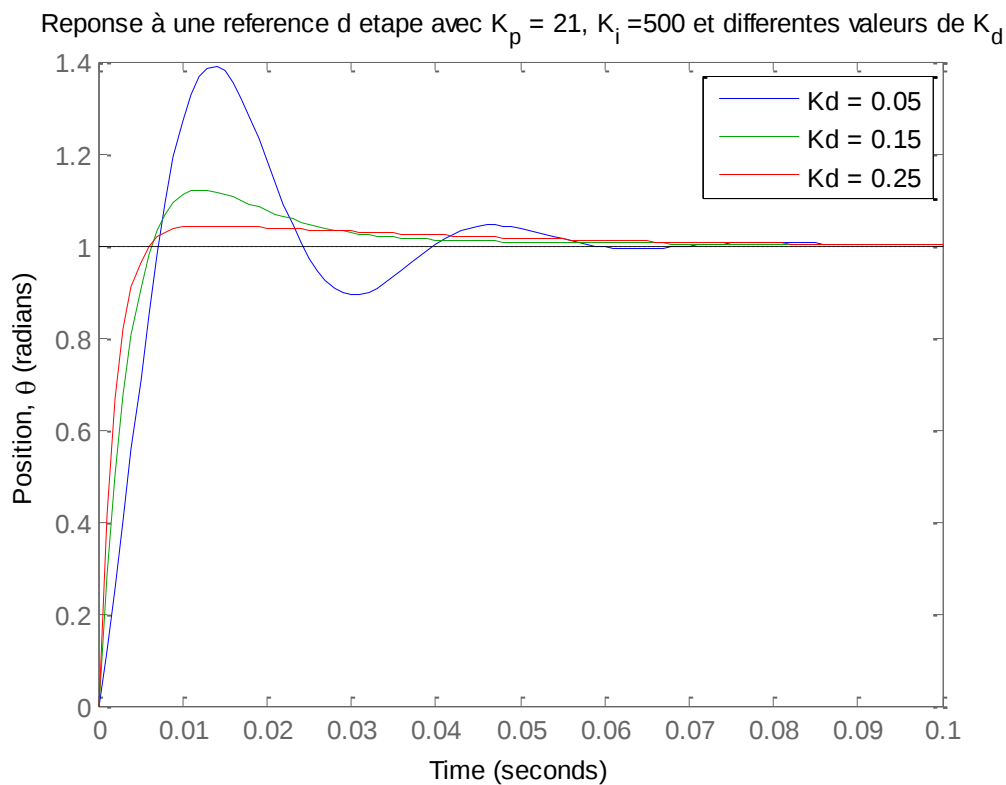
step(sys_cl(:,1), sys_cl(:,2), sys_cl(:,3), t)

ylabel('Position, \theta (radians)')

title(' Reponse à une reference d etape avec Kp = 21, Ki =500 et differentes valeurs de Kd')

legend('Kd = 0.05', 'Kd = 0.15', 'Kd = 0.25')

```

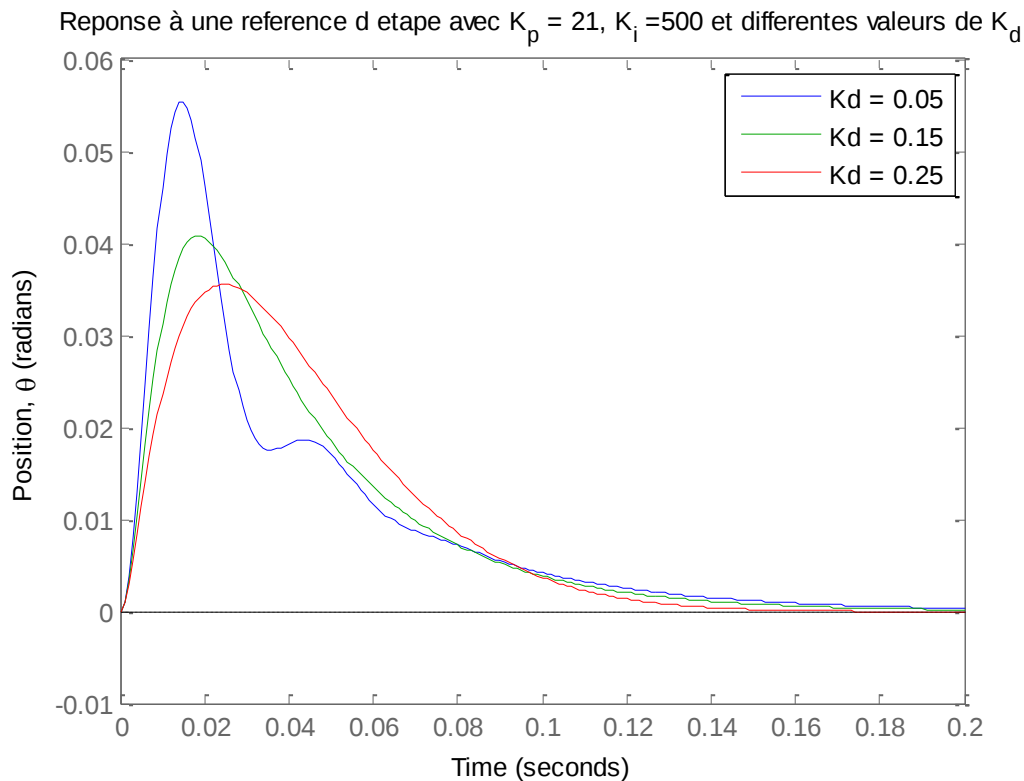


Voyons ce qui est arrivé à la réponse de perturbation d'étape, on a modifié les commandes suivantes dans notre fichier.m et on a réexécuté-les sur la ligne de commande

```
dist_cl = feedback(P_motor,C);
```

ANNEXES

```
t = 0:0.001:0.2;  
step(dist_cl(:,1), dist_cl(:,2), dist_cl(:,3), t)  
ylabel('Position, \theta (radians)')  
title('Reponse à une reference d etape avec  $K_p = 21$ ,  $K_i = 500$  et differentes valeurs de  $K_d$ ')  
legend('Kd = 0.05', 'Kd = 0.15', 'Kd = 0.25')
```



Il semble que lorsque $k_d = 0,15$, nous pouvons répondre à nos exigences de conception. Pour déterminer les caractéristiques précises de la réponse à une étape, vous pouvez utiliser le menu contextuel du tracé de la réponse à une étape ou la commande MATLAB stepinfo, comme indiqué ci-dessous

```
stepinfo(sys_cl(:,2))
```

RECOMMENDATIONS

Bien que le travail présenté dans cette thèse a permis d'atteindre nos objectifs principaux, certains aspects auraient pu être améliorés. En effet, l'approche de commande proposée reste performante au niveau théorique en simulation malgré l'effet de bruit sur le système qui donne naissance à des perturbations. Maintenant que le système a été validé avec succès en simulation, il est envisageable dans des travaux futurs d'améliorer les capacités du système afin de l'implémenter en pratique. Parmi les points à l'améliorer :

Premièrement, la minimisation des perturbations et parmi les solutions que l'on peut proposer:

- Nous pouvons ajouter des compensateurs de bruits, soit un filtre de Kalman ou bien un observateur.

Deuxièmement, la minimisation des erreurs de suivi des trajectoires désirées pour la commande de la position en ajoutant par exemple une loi d'adaptation des gains.

Pour finir, nous notons que plusieurs essais ont été faits au niveau pratique, mais à cause des matérielles et de la plateforme, ainsi que le problème de retard au niveau de la communication nous n'avons pas pu arriver à avoir des résultats expérimentaux malgré tous les efforts.

References

REFERENCES

- [1] D. Krijnen, C. Dekker, AR Drone 2.0 with Subsumption Architecture, In Artificial intelligence research seminar, 2014.
- [2] A. Cavoukian, Privacy and Drones: Unmanned Aerial Vehicles, Information and Privacy Commissioner of Ontario, Canada, 2012.
- [3] S.G. Gupta, M.M. Ghonge, P.M. Jawandhiya, Review of unmanned aircraft system (UAS), Technology 2 (4) (2013).
- [4] U.K. MoD, Joint Doctrine Note 2/11 the UK Approach to Unmanned Aircraft Systems, UK MoD The Development, Concepts and Doctrine Centre, SWINDON, Wiltshire, 2011.
- [5] R.J. Bachmann, F.J. Boria, R. Vaidyanathan, P.G. Ifju, R.D. Quinn, A biologically inspired micro-vehicle capable of aerial and terrestrial locomotion, Mech. Mach. Theory 44 (2009) 513–526.
- [6] M. Hassanalian, H. Khaki, M. Khosrawi, A new method for design of fixed wing micro air vehicle, Proc. Inst. Mech. Eng. J. Aerosp. Eng. 229 (2014) 837–850. [7] M. Hassanalian, A. Abdelkefi, M. Wei, S. Ziaei-Rad, A novel methodology for wing sizing of bio-inspired flapping wing micro air vehicles: theory and prototype, Acta Mech. (2016). <http://dx.doi.org/10.1007/s00707-016-1757-4v>.
- [8] M. Radmanesh, M. Hassanalian, S.A. Fegghi, M. Niliahmabadadi, Numerical Investigation of Azarakhsh MAV, Proceeding of International Micro Air Vehicle Conference (IMAV2012), Braunschweig, Germany, 3–6 July, 2012.
- [9] J.M. McMichael, M.S. Francis, Micro air vehicles – toward a new generation of flight, USAF, DARPA TTO document, July, 1996.
- [10] K. Sibilski, Dynamics of micro-air vehicle with flapping wings, ActaPolytechnica 44 (2004).
- [11] V.I. Binenko, V.L. Andreev, R.V. Ivanov, Remote sensing of environment on the base of the microavition, in: Proceedings of the 31st International Symposium on Remote Sensing of Environment, Saint Petersburg, Russia, 20–24 May, 2005.
- [12] N. Sitnikov, Borisov; Y., Akmulin; D., I. Chekulaev, D. Efremov, V. Sitnikova, A. Ulanovsky, O. Popovicheva, Unmanned aerial vehicles (UAV) in atmospheric research and satellite validation, In: Proceedings of the 40th COSPAR Scientific Assembly., Moscow, Russia, 2–10 August, 2014.
- [13] A.C. Watts, V.G. Ambrosia, E.A. Hinkley, Unmanned aircraft systems in remote sensing and scientific research: classification and considerations of use, Remote Sens. 4 (6) (2012) 1671–1692.

- [14] L. Brooke-Holland, Unmanned Aerial Vehicles (drones): An Introduction, House of Commons Library, UK, 2012.
- [15] A. Arjomandi, S. Agostino, M. Mammone, M. Nelson, T. Zhou, Classification of Unmanned Aerial Vehicle, Report for Mechanical Engineering class, University of Adelaide, Adelaide, Australia, 2006.
- [16] A. Cavoukian, Privacy and Drones: Unmanned Aerial Vehicles, Information and Privacy Commissioner of Ontario, Canada, 2012, pp. 1–30.
- [17] R.E. Weibel, R.J. Hansman, Safety considerations for operation of different classes of UAVs in the NAS, in: Proceedings of the 4th Aviation Technology, Integration and Operations Forum, AIAA 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit, September, 2004.
- [18] N. Homainejad, C. Rizos, Application of multiple categories of Unmanned Aircraft Systems (UAS) in different airspaces for bushfire monitoring and response, *Int. Arch. Photogrammetry Remote Sens. Spat. Inf. Sci.* 40 (1) (2015) 55.
- [19] Unmanned Aerial Vehicle Operations in U.K. Airspace – Guidance, CAP 722, Section 2.1, Directorate of Airspace Policy, Civil Aviation Authority, 2002.
- [20] CAP 722, —Unmanned Aircraft System Operations in UK Airspace – Guidance (www.caa.co.uk), ISBN 978 0 11792 372 0, Civil Aviation Authority 2010.
- [21] B. Zakora, A. Molodchick, Classification of UAV (Unmanned Aerial Vehicle), Retrieved from http://read.meil.pw.pl/abstracts/StudentAbstract_Zakora_Molodchik.pdf. [cited January], 2014.
- [22] E. Turanoguz, Design of a Medium Range Tactical UAV and Improvement of its Performance by using Winglets, Master of Science dissertation in Aerospace Engineering Department, Middle East Technical University, 2014.
- [23] D. Floreano, R.J. Wood, Science, technology and the future of small autonomous drones, *Nature* 521 (7553) (2015) 460–466.
- [24] https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Conдор.
- [25] J.M. Kahn, R.H. Katz, K.S. Pister, August. Next century challenges: mobile networking for Smart Dust, in: Proceedings of the 5th annual ACM/IEEE international conference on Mobile computing and networking, ACM, 1999, pp. 271–278.
- [26] M. Hassanalian, A. Abdelkefi, Design, manufacturing, and flight testing of a fixed wing micro air vehicle with Zimmerman planform, *Meccanica* (2016) 1–18. <http://dx.doi.org/10.1007/s11012-016-0475-2>.
- [27] G. Cai, J. Dias, L. Seneviratne, A survey of small-scale unmanned aerial vehicles: recent advances and future development trends, *Unmanned Syst.* 2 (02) (2014) 175–199.
- [28] <https://www.aviationsmilitaires.net/v2/base/view/Model/927.html>.

- [29] <<http://diydrones.com/profiles/blogs/vtol-uav-to-give-cargo-ships>>.
- [30] <<http://www.naval-technology.com/projects/belleagleeyeuav/>>.
- [31] <<http://pics-about-space.com/uavs-rc-nasa?P=1#img951931467808894860>>.
- [32] <<http://www.freewing.com/PivotingWing/>>.
- [33] <<http://www.homelandsecuritynewswire.com/darpa-looking-vtol-uav-plant-covert-spy-devices>>.
- [34] <<http://www.uavglobal.com/mq-8-fire-scout/>>.
- [35] <https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_X-50_Dragonfly>.
- [36] <<http://gizmodo.com/383281/aquajelly-and-airjelly-robot-jellyfish-at-home-in-the-water-or-the-sky>>.
- [37] V. Stefanovic, M. Marjanovic, M. Bajovic, Conceptual system designs civil UAV for typical aerial work applications, in: Proceedings of the 5th International Scientific Conference on Defensive Technologies, Belgrade, Serbia, 18–19 September, 2012.
- [38] R. Austin, Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment 54, John Wiley & Sons, 2011.
- [39] <https://en.wikipedia.org/wiki/Bell_Boeing_V-22_Osprey>.
- [40] R. Salazar, M. Hassanalian, A. Abdelkefi, Defining a conceptual design for a tilt- rotor micro air vehicle for a well-defined mission, in: Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas, 9–13 January, 2017.
- [41] K. Ro, W. Park, K. Kuk, J.W. Kamman, Flight Testing of a Free-wing Tilt-body Aircraft, In AIAA Infotech@ Aerospace, Atlanta, Georgia, 20–22 April 2010, 2010.
- [42] R.F. Porter, R.G. Luce, J.H. Brown, Evaluation of the Gust Alleviation Characteristics and Handling Qualities of a Free-wing Aircraft, NASA CR-1523, July, 1970.
- [43] R.F. Porter, R.G. Luce, J.H. Brown, Investigation of the Application of the Freewin Principle to Light General Aviation Aircraft, NASA CR-2046, June, 1972.
- [44] R.F. Porter, D.W. Hall, Brown, Jr., J.H., G.M. Gregorek, Analytical Study of Freewing Free-Trimmed Concept, NASA CR-2946, February, 1978.
- [45] C.G. Spratt, U.S. Patent No. 2623712, December, 1952.
- [46] S.W. Gee, S.R. Brown, Flight Tests of a Radio-Controlled Airplane Model with a Free-Wing, Free-Canard Configuration, NASA TM-72583.

- [47] A. Ko, O.J. Ohanian, P. Gelhausen, Ducted fan UAV modeling and simulation in preliminary design, in: AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, August, 2007.
- [48] H. Romero, R. Benosman, R. Lozano, Stabilization and location of a four rotor helicopter applying vision, in: American Control Conference, IEEE, Minneapolis, Minnesota, USA, 14–16 June, 2006.
- [49] S. Pace, X-planes: Pushing the Envelope of Flight, Zenith Imprint, 2003.
- [50] V. Singh, S.M. Skiles, J. Krager, C.C. Seepersad, K.L. Wood, D. Jensen, Concept Generation and Computational Techniques Applied to Design for Transformation, IDETC/CIE in: Proceedings of the 32nd Design Automation Conference, Philadelphia, PA, 10–13 September, 2006.
- [51] A.G. Festo, K.G. Co, Bionic LearningNetwork, <<http://www.festo.com/cms/de-de/4981.htm>>, (accessed .06.09), 2009.
- [52] F. Rosa, E. Rovida, R. Vigano, E. Razzetti, Design in nature and engineering: Knowledge transfer through a data-base of biological solutions, in: Proceedings of TMCE Symposium, Ancona, Italy, 12–16 April 2010, 2010.
- [53] A.C. Watts, J.H. Perry, S.E. Smith, M.A. Burgess, B.E. Wilkinson, Z. Szantoi, P.G. Ifju, H.F. Percival, Small unmanned aircraft systems for low-altitude aerial surveys, *J. Wildl. Manag.* 74 (7) (2010) 1614–1619.
- [54] <<https://www.aviationsmilitaires.net/v2/base/view/Model/927.html>>.
- [55] <<https://www.droneuniversities.com/drones/there-is-a-new-micro-autonomous-vehicle/>>.
- [56] <<http://www.network54.com/Search/view/248068/1282407539/Turkish+UAV+research,+development+and+manufacture:+an+overview?Term=29&page=52171>>.
- [58] <<http://www.avidaaerospace.com/t-hawk-mav/>>.
- [59] <<http://drasticnews.com/2015/06/alpha-unmanned-systems-sl-takes-off-in-israel/>>.
- [60] <<http://informaticglobe.blogspot.com/2016/02/smart-bird-by-festo.html>>.
- [61] <<https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?T=199182&page=2>>.
- [62] <http://bizion.mk.co.kr/bbs/board.php?Bo_table=product&wr_id=661>.
- [63] <<http://mirsin.egloos.com/v/2399071>>.
- [64] N. Chronister, *The Ornithopter Design Manual*, Published by the Ornithopter Zone, Fifth Edition, 2008.
- [65] <<http://www.ornithopter.org>>.

- [66] L.J. Yang, C.Y. Kao, C.K. Huang, Development of flapping ornithopters by precision injection molding, *Appl. Mech. Mater.* 163 (2012) 125–132.
- [67] Festo. (n.d.). SmartBird- bird flight deciphered. Retrieved from festo.com: <http://www.festo.com/cms/en_corp/11369_11437.htm#id_11437>.
- [68] T. van Holten, M. Heiligers, G.J. van de Waal, The Ornicopter: A Single Rotor without Reaction Torque, Basic Principles, in: *Proceedings of the 24th International Congress of the Aeronautical Sciences*, Yokohama, Japan, 29 August–3 September, 2004.
- [69] <<http://www.fmp.lr.tudelft.nl>>.
- [70] B. Mols, A helicopter that flaps its wings: the Ornicopter flaps its wings like a bird to get into the air, *Delft Outlook*, 2003.
- [71] C.Y. Yun, I. Park, H.Y. Lee, J.S. Jung, I.S. Hwang, S.J. Kim, S.N. Jung, A new VTOL UAV cyclocopter with cycloidal blades system, in: *American Helicopter Society 60th Annual Forum*, Baltimore, June, 2004.
- [72] H. Yu, L.K. Bin, H.W. Rong, The research on the performance of cyclogyro, in: *Proceedings of the 6th Aviation Technology, Integration and Operations Conference Proceedings*, AIAA Paper, Vol. 7704, Wichita, Kansas, 25–27 September, 2006.
- [73] IMAV 2010 Flight Competition, Mission Description and Rules, <<https://www.scribd.com/document/38262061/Mission-on-and-Rules-IMAV-2010>>.
- [74] T.J. Mueller, Fixed and flapping wing aerodynamics for micro air vehicle applications, *AIAA* 195 (2001), 2001.
- [75] K. Nonami, M. Kartidjo, K.J. Yoon, A. Budiyo, Autonomous control systems and vehicles, *Intell. Syst. Control Autom.: Sci. Eng.* 65 (2013).
- [76] C. Galinski, R. Zbikowski, Materials challenges in the design of an insect-like flapping wing mechanism based on a four-bar linkage, *Mater. Des.* 28 (2007) 783–796.
- [77] M. Radmanesh, O. Nematollahi, M. Nili-Ahmadabadi, M. Hassanalian, A novel strategy for designing and manufacturing a fixed wing MAV for the purpose of increasing maneuverability and stability in longitudinal axis, *J. Appl. Fluid Mech.* 7 (3) (2014) 435–446.
- [78] E.T. Gabriel, T.J. Mueller, low-aspect-ratio wing aerodynamics at low Reynolds number, *AIAA J.* 42 (5) (2004) 865–873.
- [79] X. Deng, L. Schenato, S.S. Sastry, Attitude control for a micromechanical flying insect including thorax and sensor models, *International Conference on Robotics & Automation*, Taipei, Taiwan, 14–19 September, 2003.
- [80] Y.S. Shao, J. Porter, M. Lyons, G.Y. Wei, D. Brooks, Power, performance and portability: system design considerations for micro air vehicle applications, *Conference proceeding, Sixth International Summer School on Advanced Computer Architecture and Compilation for Embedded Systems*, 2010.

- [81] A. Mohamed, M. Abdulrahim, S. Watkins, R. Clothier, Development and flight testing of a turbulence mitigation system for micro air vehicles, *J. Field Robot.* (2015).
- [82] T.P. Combes, A.S. Malik, G. Bramesfeld, M.W. Mc Quilling, Efficient fluidstructure interaction method for conceptual design of flexible, fixed-wing microair-vehicle wings, *AIAA J.* 53 (6) (2015) 1442–1454.
- [83] M. Hassanalian, A. Abdelkefi, Methodologies for weight estimation of fixed and flapping wing micro air vehicles. *Meccanica*, pp. 1–22.
- [84] K.D. Jones, C.J. Bradshaw, J. Papadopoulos, M.F. Platzer, Bio-inspired design of flapping-wing micro air vehicles, *Aeronaut. J.* 109 (1098) (2005) 385–393.
- [85] <<https://www.pinterest.com/stresstensor/quadcopters/>>.
- [86] <<http://www.cranfieldaerospace.com/news-media/>>.
- [87] <<https://www.pinterest.com/pin/427349452118692131/>>.
- [88] <<https://elementarian.wordpress.com/>>.
- [89] <<https://www.rcgroups.com/forums/attachment.php?Attachmentid=3830515>>.
- [90] T.J. Mueller, Aerodynamic Measurements at Low Reynolds Numbers for Fixed Wing Micro-Air Vehicles, Hessert Center for Aerospace Research, University of Notre Dame, 1999.
- [91] M. Hassanalian, A. Abdelkefi, Design, manufacturing, and flight testing of a fixed wing micro air vehicle with Zimmerman planform, *Meccanica* 51 (7) (2016) 1–18.
- [92] G.E. Torres, T.J. Mueller, Low aspect ratio aerodynamics at low Reynolds numbers, *AIAA J.* 42 (5) (2004) 865–873.
- [93] S.E. Taylor, Biologically Inspired Wing Planform Optimization, M.Sc. Dissertation, Mechanical Engineering Dept, Worcester Polytechnic Institute, 2009.
- [94] A. Pelletier, T.J. Mueller, Low Reynolds number aerodynamics of low-aspectratio, thin/flat/cambered-plate wings, *J. Aircr.* 37 (5) (2000) 825–832.
- [95] F. Zhang, R. Zhu, P. Liu, W. Xiong, X. Liu, Z. Zhou, A novel Micro Air Vehicle with flexible wing integrated with on-board electronic devices, In *Robotics, Automation and Mechatronics*, IEEE Conference, Chengdu, China, September, pp. 252–257, 2008.
- [96] Z. Chen, Micro Air Vehicle Design for Aerodynamic Performance and Flight Stability (Doctoral dissertation), Mechanical Engineering Dept, University of Sheffield, 2014.
- [97] P.L. Marek, Design, Optimization and Flight Testing of a Micro Air Vehicle (Doctoral dissertation), University of Glasgow, 2008.

- [98] M.A.A. Fenelon, T. Furukawa, Design of an active flapping wing mechanism and a micro aerial vehicle using a rotary actuator, *Mech. Mach. Theory* 45 (2010) 137–146.
- [99] W. Shyy, Y. Lian, J. Tang, D. Viieru, H. Liu, *Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers*, Cambridge University Press, New York, 2008.
- [100] W. Shyy, H. Aono, S.K. Chimakurthi, P. Trizila, C.K. Kang, C.E. Cesnik, H. Liu, Recent progress in flapping wing aerodynamics and aeroelasticity, *Progress.Aerosp.Sci.* 46 (7) (2010) 284–327.
- [101] A.M. Mountcastle, L.D. Thomas, *Aerodynamic and Functional Consequences of Wing Compliance, Animal Locomotion*, Springer, Berlin Heidelberg, 2010, pp. 311–320.
- [102] T. Nakata, H. Liu, Y. Tanaka, N. Nishihashi, X. Wang, A. Sato, Aerodynamics of a bio-inspired flexible flapping-wing micro air vehicle, *Bioinspiration Biomim.* 6 (4) (2011) 045002.
- [103] J.P. Whitney, R.J. Wood, Conceptual design of flapping-wing micro air vehicles, *Bioinspiration Biomim.* 7 (2012) 036001.
- [104] W. Shyy, H. Aono, C.K. Kang, H. Liu, *An Introduction to Flapping Wing Aerodynamics* 37, Cambridge University Press, Vancouver, 2013.
- [105] J. Windte, R. Radespiel, U. Scholz, B. Eisfeld, RANS simulation of the transitional flow around airfoils at low Reynolds Numbers for steady and unsteady onset conditions, Technical University Braunschweig,, Institute of Fluid Mechanics, Germany, 2004.
- [106] D. Viieru, J. Tang, Y. Lian, H. Liu, W. Shyy, Flapping and flexible wing aerodynamics of low Reynolds number flight vehicles, in: *Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 9-12 January, 2006.
- [107] J.D. DeLaurier, An aerodynamic model for flapping-wing flight, *Aeronaut. J.* 97 (1993) 125–130.
- [108] C.T. Orłowski, A.R. Girard, Dynamics, stability, and control analyses of flapping wing micro-air vehicles, *Progress. Aerosp. Sci.* 51 (2012) 18–30.
- [109] K.D.V. Ellenrieder, K. Parker, J. Soria, Fluid mechanics of flapping wings, *Exp. Therm. Fluid Sci.* 32 (2008) 1578–1589.
- [110] C. Gerrard, M. Ward, Final Year Honours Project Micro Air Vehicle, The University of Adelaide, Australia, 2007.
- [111] M. Groen, B. Bruggeman, B. Remes, R. Ruijsink, B.W. Van Oudheusden, H. Bijl, Improving flight performance of the flapping wing MAV DelFly II, in: *International Micro Air Vehicle Conference and Competition (IMAV, 2010)* Braunschweig, Germany, July 2010.
- [112] <<https://www.wired.com/2012/08/next-gen-drones/>>.

- [113] P.M. Joshi, wing analysis of a flapping wing Unmanned aerial vehicle using CFD, *Int. J. Adv. Eng. Res. Dev.* 2 (5) (2015) 216–221.
- [114] K. Schauwecker, N.R. Ke, S.A. Scherer, A. Zell, *Markerless Visual Control of a Quadrotor Micro Aerial Vehicle by Means of On-board Stereo Processing* Autonomous Mobile Systems, Springer, Berlin Heidelberg, 2012.
- [115] F.Charavgis, *Monitoring and Assessing Concrete Bridges with Intelligent Techniques*, TU Delft, Delft University of Technology, Doctoral dissertation, 2016.
- [116] W.J. Han, Y.H. Lei, X.W. Zhou, Application of unmanned aerial vehicle survey in power grid engineering construction, *Electr. Power Surv. Des.* 3 (2010) 019.
- [117] C. Hockley, B. Butka, The SamarEye: A biologically inspired autonomous vehicle, In *Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, 2010 IEEE/AIAA 29th, Salt Lake City, UT, USA, October, 2010.
- [118] M. Tafreshi, I. Shafieenejad, A.A. Nikkhah, Open-loop and closed-loop optimal guidance policy for Samarai aerial vehicle with novel algorithm to Consider wind Effects, *Int. J. Eng. Tech. Res. (IJETR)* 2 (12) (2014). [119] H. Ubaya, M. Iqbal, First person view on flying robot for real time monitoring, *ICON-CSE* 1 (1) (2015) 41–44.
- [120] R. O'Connor, *Developing a Multirotor UAV Platform to Carry Out Research Into Autonomous Behaviours, Using On-board Image Processing Techniques* (BE Thesis), Faculty of Engineering, Computing and Mathematics, University of Western Australia, 2013.
- [121] J. Houghton, W. Hoburg, *Fly-by-wire Control of a Monocopter*, Massachusetts Inst. of Technology TR-16.622, Cambridge, MA, 2008, pp. 1–36.
- [122] <https://spinoff.nasa.gov/Spinoff2010/t_4.html>.
- [123] <<http://myfirstdrone.com/tutorials/best-multirotor-frame/>>.
- [124] <<http://bilgi-birikimi.blogspot.com/2011/05/taktik-operasyonlar-icingoruntuleme.html>>.
- [125] <<http://www.directindustry.com/industrial-manufacturer/mini-uav-102095.html>>.
- [126] <<https://www.entrepreneur.com/article/230733>>.
- [127] <<http://raffaello.name/projects/distributed-flight-array/>>.
- [128] <<http://www.71668.net/stupian/1857/hangpaifeixingqijiage/>>.
- [129] M. James, C.M.S.F. McMichael, *Micro Air Vehicles Toward a New Dimension in Flight*, <<http://www.fas.org/irp/program/collect/docs/mavauvsi.htm>>, 1997.
- [130] L. Petricca, P. Ohlckers, C. Grinde, Micro-and nano-air vehicles: state of the art, *Int. J. Aerosp. Eng.* (2011).

- [131] M.R. Franceschini, D.W. Meyers, K.P. Muldoon, Honeywell International Inc., Transponder-based beacon transmitter for see and avoid of unmanned aerial vehicles, U.S. Patent 7,969,346, 2011.
- [132] U. Yearbook, UAS: The Global Perspective, Vol. 164, UAS Yearbook, 7th edition, 2009/2010.
- [133] <<http://menzelphoto.photoshelter.com/image/I0000cEu3zYbZaBA>>.
- [134] <<http://www.techbriefs.com/component/content/article/moco/applications/20422>>.
- [135] <<http://info.dron.pl/mikrusy-dla-polskiego-wojska/>>.
- [136] <<https://mytreetv.wordpress.com/2011/02/13/tree-helicopter/>>.
- [137] <<http://www.dessy.ru/catalog-pdc383648.html>>.
- [138] <<https://www.pinterest.com/pin/355854808029056928/>>.
- [139] <<http://www.spaceref.com/news/viewpr.html?Pid=6761>>.
- [140] <<http://www.commondreams.org/news/2010/04/14/indiana-connectionsdrone-warfare-technology>>.
- [141] H. Tanaka, K. Hoshino, K. Matsumoto, I. Shimoyama, Flight dynamics of a butterfly-type ornithopter, in: Intelligent Robots and Systems, (IROS, 2005). IEEE/RSJ International Conference, pp. 2706–2711, August 2005, 2005.
- [142] R.J. Wood, B. Finio, M. Karpelson, K. Ma, N.O. Pérez-Arancibia, P.S. Sreetharan, H. Tanaka, J.P. Whitney, Progress on ‘pico’ air vehicles, Int. J. Robot. Res. 31 (11) (2012) 1292–1302.
- [143] L. Shimoyama, H. Miura, K. Suzuki, Y. Ezura, Insect-like microrobots with external skeletons, Control Syst., IEEE 13 (1) (1993) 37–41.
- [144] M.H. Dickinson, F.O. Lehmann, S.P. Sane, Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight, Science 284 (5422) (1999) 1954–1960.
- [145] <<http://www.hongkiat.com/blog/photo-manipulation-26-excellentphotoshopped-robotic-animals/>>.
- [146] <<http://www.sciencefriday.com/segments/the-flight-of-the-robobees/>>.
- [147] <<https://www.rt.com/news/us-drones-swarms-274/>>.
- [148] <https://royofinnigan.blogspot.com/2014_05_01_archive.html>.
- [149] <<http://adg.stanford.edu/mesicopter/imageArchive/>>.

- [150] L.Sun, S. Baek, D. Pack, Distributed Probabilistic Search and Tracking of Agile Mobile Ground Targets Using a Network of Unmanned Aerial Vehicles Human Behavior Understanding in Networked Sensing, Springer International Publishing, 2014, pp. 301–319.
- [151] B. Warneke, M. Last, B. Liebowitz, K.S.J. Pister, Smart dust: communicating with a cubic-millimeter, Computer 34 (1) (2001) 44–51.
- [152] M. Hassanalian, A. Abdelkefi ,Classifications, applications, and design challenges of drones: A review, <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.04.003>
- [153] Al-Younis., Al-Jarrah., & Jhmi. (2010). Linear vs. Nonlinear Control Techniques for Quadrotor Vehicle.7th Symposium of Mechatronics and its Applications
- [154] Ashfaq, Ahmad, Mian., Wang, Daobo. (2008). Nonlinear Flight Control Strategy for an Under actuated Quadrotor Aerial Robot. IEEE International Conference on Networking, Sensing, and Control
- [155] R, Mahony., V, Kumar., & P, Corke. (2012). Multi-layer Aerial Vehicles Modling Simulation and Control of Quadrotor. IEEE Robotics and Automation Magazine
- [156] A.Koszewnik. (2014). the parrot uav controlled by pid controllers. acta mechanica et automatica, vol.8 no.2 (2014), DOI 10.2478/ama-2014-0011
- [157] Anusha, Gururaj, Jamkhandi., Saeetulpule , Ashvini, Chaturvedi., & Jean-Noel, Charvet.(2012). Controlling the Position and Velocity in Space of the Quad-Rotor UAV AR.Drone Using Predictive Functional Control and Image Processing in Open CV.IPCSIT vol. 58 (2012) © (2012) IACSIT Press, Singapore DOI: 10.7763/IPCSIT.2012.V58.3.
- [158] Atheer L, Salih.,M, Moghavvemi., Haider A. F. Mohamed., & Khalaf, Sallom, Gaeid. (2010). Flight PID controller design for a UAV quadrotor, Scientific Research and Essays Vol. 5(23), pp. 3660-3667, 4 December, 2010
- [159] E.Altuğ. (2003). Vision based control of unmanned aerial vehicles with applications to an autonomous four rotor helicopter, Quadrotor. PhD thesis, University of Pennsylvania. <http://repository.upenn.edu/dissertations/AAI3109146/>
- [160] B.Çamlica. (2004). Demonstration of a stabilized hovering platform for undergraduate laboratory. <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.633.4925&rep=rep1&type=pdf>
- [161] Bouabdalth S., Noth A. (2004). PID vs LQ Control Techniques Applied to Indoor Micro Quadrotor. IROS.
- [162] Al-Younis. (2009). Establishing Autonomous AUS-Quadrotor. Thesis at the American University of Sharjah. <https://dspace.aus.edu/xmlui/bitstream/handle/11073/131/Final%20Thesis.pdf?sequence=1>
- [163] A. K. Cooke(2002). Helicopter test and evaluation. Black well and QinetiQ, Oxford, England.
- [164] Khatoon, S., Shahid, M., & Chaudhary, H.(2014). Dynamic modeling and stabilization of quadrotorusing PID controller.Advances in Computing, Communications and Informatics (ICACCI, 2014 International Conference on (pp.746-750).IEEE.(2014, September).

Références

- [165] M. J. Mohammed., M. T. Rashid., A. A. Ali. (2014). Design Optimal PID Controller for Quad Rotor System. International Journal of Computer Applications (0975 – 8887) Volume 106 – No.3, November 2014.
- [166] A. Tayebi, and S. McGilvray Attitude stabilisation of a four rotor aerial robot, Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Atlantis, Paradise Island, Bahamas, December 2004.
- [167] A. Tayebi, and S McGilvray Attitude stabilisation of a VTOL Quadrotor Aircraft, IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 14, No. 3, pp. 562-571, May 2006.