

Sommaire

Introduction générale.....	6
CHAPITRE 1 : GENERALITE SUR LES DRONES	7
I. Introduction.....	8
II. Définition d'un drone	8
III. Les premiers drones opérationnels	8
IV. Classification des drones	9
1. Principales catégories (par taille)	9
2. Les mini et micros drones	9
3. Les drones tactiques	10
4. Les drones stratégiques à « haute endurance ».....	10
V. Les quadrirotors.....	11
VI. Avantages du quadrirotor	12
VII. Applications	13
VIII. Fonctionnement du quadrirotor	13
IX. Conclusion.....	13
CHAPITRE 2 : MODELISATION DE QUADRIROTOR.....	15
I. Introduction.....	16
II. Mouvements du quadrirotor	16
III. Définition des repères.....	18
1. Repère inertiel	18
2. Repère mobile	19
IV. Cinématique d'une quadri rotor	19
V. Les angles d'Euler:.....	20
1. Vitesses linéaires	20
2. Vitesses angulaires	20
VI. Etude dynamique de Quadri-rotor.....	21
VII. Equations de mouvement de translation.....	23
VIII. Equations de mouvement de rotation	23
IX. Dynamique du rotor	24
X. Le modèle dynamique complet	24
XI. La représentation d'état du système	25

XII.	Résultats de modélisation.....	26
XIII.	Conclusion	32
CHAPITRE 3 : COMMANDE DU DRONE QUADRIROTOR.....		33
I.	Introduction.....	34
II.	Méthode de la commande par Logique Floue	34
1.	Introduction	34
2.	Contrôleur flou	34
III.	Commande par PID Classique	35
IV.	Les caractéristiques des contrôleurs P. I et D.....	36
1.	Action proportionnelle	36
2.	Action intégrale	36
3.	Action dérivée	37
4.	Action proportionnelle-intégrale-dérivée (PID).....	37
V.	Contrôle PID	37
VI.	Résultats du régulateur PI	38
VII.	Conclusion.....	42
Conclusion générale		43
Bibliographie.....		44
Annexe 1 : Modélisation sur MATLAB de drone.....		45
Annexe 2 : Commande sur MATLAB de drone		46

Liste des figures

Figure 1 : Mini et micros drones.	10
Figure 2 : Drones tactiques.....	10
Figure 3 : Drones MALE.	11
Figure 4 : Drones HALE.	11
Figure 5 : Drone quadrirotor.	12
Figure 6 : Mouvement vertical.	16
Figure 7 : Mouvement de roulis.	17
Figure 8 : Mouvement de tangage.....	17
Figure 9 : Mouvement de lacet.....	18
Figure 10 : Mouvement de translation.	18
Figure 11 : Angles d'Euler.	20
Figure 12 : Modèle de quadrirotor.	26
Figure 13 : Altitude de delta.....	27
Figure 14 : Altitude de psi.....	27
Figure 15 : Altitude de dérive de psi.	28
Figure 16 : Altitude de téta.....	28
Figure 17 : Altitude de dérive de phi.....	29
Figure 18 : Altitude de phi.	29
Figure 19 : Altitude de dérive de Z.	30
Figure 20 : Altitude de Z.	30
Figure 21 : Altitude de dérive de Y.....	31
Figure 22 : Altitude de Y.....	31
Figure 23 : Altitude de dérive de X.....	32
Figure 24 : Altitude de X.....	32
Figure 25 : Principe de la commande à logique flou.....	35
Figure 26 : Structure PID classique.....	36
Figure 27 : Schéma synoptique de commande par PID.	38
Figure 28 : Altitude de Z.	39
Figure 29 : Altitude de Z.	39
Figure 30 : Altitude de Z.	40
Figure 31 : Altitude de Z.	40
Figure 32 : Altitude de Z.	41
Figure 33 : Altitude de Z.	41

Liste des tableaux

Tableau 1 : Tableau d'inférence à trois classes.....	35
--	----

Introduction générale

Depuis quelques années, le développement des plateformes volantes ne cesse de croître grâce aux remarquables progrès dans le domaine des systèmes embarqués tel que la miniaturisation des capteurs, des actionneurs et l'évolution des calculateurs numériques.

Les drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicle) sont plus couramment appelés ces plateformes volantes, parmi lesquelles on peut mentionner : les drones à voilure fixe, à voilure battante et à voilure tournante. Le Quadri rotor, qui est l'objet de ce mémoire, se distingue comme l'un des systèmes les plus prometteurs dans le domaine des drones à voilure tournante en raison de sa grande variété d'applications : surveillance et observation, prises de vue aériennes, poursuite, espionnage, contrôle de l'état d'un bâtiment difficilement accessible ou même transport de marchandises. Le Quadri rotor est un avion à voilure tournante qui est soutenu par quatre rotors et connaît six degrés de liberté.

Les drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicle) sont plus couramment appelés ces plateformes volantes, parmi lesquelles on peut mentionner : les drones à voilure fixe, à voilure battante et à voilure tournante. Le Quadri rotor, qui est l'objet de ce mémoire, se distingue comme l'un des systèmes les plus prometteurs dans le domaine des drones à voilure tournante en raison de sa grande variété d'applications : surveillance et observation, prises de vue aériennes, poursuite, espionnage, contrôle de l'état d'un bâtiment difficilement accessible ou même transport de marchandises. Le Quadri rotor est un avion à voilure tournante qui est soutenu par quatre rotors et connaît six degrés de liberté.

CHAPITRE 1 : GENERALITE SUR LES DRONES

I. Introduction

Ces dernières années, des chercheurs et ingénieurs de différentes régions se sont concentrés sur le développement d'avions efficaces, capables d'effectuer des missions avec et sans intervention humaine. Ce type de véhicule est appelé véhicule aérien sans pilote (UAV).

II. Définition d'un drone

Un drone désigne un aéronef sans-pilote et sans humain à bord (et le plus souvent télécommandé). Le drone peut avoir un usage civil ou militaire. Les drones sont utilisés au profit des forces armées ou de sécurité police, douane, d'un Etat. Sa taille et masse (de quelques grammes à plusieurs tonnes) dépendent des capacités recherchées. Le pilotage automatique ou à partir du sol permet des vols longs de plusieurs dizaines d'heures (à comparer aux deux heures typiques d'autonomie d'un chasseur). Certains missiles non balistiques, en particulier les missiles de croisière, ont l'apparence aérodynamique de drones, mais ne sont cependant pas réutilisables, car détruits en fin de mission, contrairement au drone qui est ramené à sa base.

Le terme anglais «drone» désigne d'abord et surtout un avion-cible. Un aérodyne automatisé et le système associé de mise en œuvre sont aussi appelés «UAV» (pour «Unmanned Aerial Vehicle», soit «véhicule aérien sans humain à bord») et de plus en plus souvent «UAS» pour «Unmanned Aircraft System», soit «système d'aéronef(s) sans humain(s) à bord»[1]

III. Les premiers drones opérationnels

C'est lors de la Seconde Guerre mondiale, devant les importantes pertes de l'aviation d'observation de chacun des antagonistes, que l'idée de développer des engins d'observation sans équipage (ni pilote ni observateur), en vue d'applications opérationnelles, a vu le jour. Toutefois, la sensibilité au brouillage de leurs systèmes de guidage rendait leur emploi difficile, voire impossible.

L'arrivée de l'informatique dans les années 1960 a alors permis d'envisager des engins autonomes, capables d'opérer au-dessus d'une zone donnée afin d'y recueillir de précieuses informations. C'est à cette époque que sont apparus en France les premiers drones européens, tel le R20 développé par la société Nord-Aviation et dérivé de l'engin cible CT20 utilisé comme cible pour les avions de chasse ou les missiles. Destiné à la surveillance des champs

de bataille, ce drone de reconnaissance R20, opérationnel de 1966 à 1976, est muni d'un programme de vol interne, ce qui le rend insensible aux brouillages. [1]

IV. Classification des drones

1. Principales catégories (par taille)

Il n'existe pas une façon unique de classer les drones car ils peuvent être classés selon plusieurs critères : autonomie, portée, altitude, mission, système de contrôle, etc. Cependant, pour des raisons de sécurité dans l'espace aérien national, plusieurs pays se sont penchés sur la classification de ces drones.

La famille des drones est classifiée par taille comme suit :

- les mini et micros drones
- les drones tactiques, lents ou rapides, (à voilure fixe ou tournante) appelés TUAV (Tactical Unmanned Air Vehicle)
 - les drones de combat, encore appelés UCAV (Unmanned Combat Air Vehicle)
- Les drones stratégiques à « haute endurance » :
 - les drones volant à moyenne altitude et de grande autonomie appelés MALE (Medium Altitude Long Endurance)
 - les drones volant à haute altitude et de grande autonomie appelés HALE (High Altitude Long Endurance)

2. Les mini et micros drones

Le mini drone est parfait pour débiter dans l'apprentissage du pilotage d'un véritable drone. Petit, léger, facilement transportable et pratiquement incassable, le mini-drone est le must du must pour s'entraîner dans des conditions réelles de vol.

Les micro-drones, dont les dimensions sont inférieures à 15 cm, pèsent environ 50 grammes, pour une vitesse de croisière de l'ordre de 50 Km/h, une autonomie d'une vingtaine de minutes et un rayon d'action d'une dizaine de kilomètres. Comme montre la Figure 1.



Figure 1 : Mini et micros drones.

3. Les drones tactiques

Ayant un rayon d'action jusqu'à plus de cent kilomètres, leur poids peut largement dépasser la tonne. Ils nécessitent une empreinte logistique importante et parfois des installations aménagées. Leur endurance peut atteindre 8 heures et leurs charges utiles multifonctionnelles.

L'emploi de drones à hautes performances, spécifiquement conçus pour le combat, est envisagé au sein de véritables systèmes de combat mixtes, aux côtés des avions de combat pilotés. Comme représente la Figure 2.



Figure 2 : Drones tactiques.

4. Les drones stratégiques à « haute endurance »

- Les drones MALE (Figure 3) (Moyenne Altitude Longue Endurance)

L'altitude de vol est, pour cette catégorie, comprise entre 5000 et 12000 mètres, ce qui permet de parcourir jusqu'à 1000 km, à des vitesses relativement faibles, de 220 à 360 km/h (induites par des moteurs à pistons ou des turbopropulseurs). La masse peut cette fois atteindre 3,5 tonnes, et l'envergure est généralement comprise entre 10 et 20 mètres).



Figure 3 : Drones MALE.

- Les drones HALE (Figure 4) (Haute Altitude Longue Endurance)

On atteint dans cette catégorie les dimensions d'un avion civil (Airbus A320 par exemple) pour des autonomies de plusieurs milliers de kilomètres (10 000 km et plus) parcourues en volant largement au-dessus des trafics aériens courants, tant civils que militaires (jusqu'à 20000 m d'altitude). Les moteurs sont cette fois des turboréacteurs.

Dans cette étude on s'intéresse à un seul type des drones appelé le quadrirotor.



Figure 4 : Drones HALE.

V. Les quadrirotors

Le quadrirotor (Figure 5) est un drone à voilure tournante composé de quatre rotors. Il est constitué de quatre pales à pas fixe accouplées à des moteurs à courant continu.

Les quadrirotors utilisent deux paires d'hélices à pas fixe identiques, deux dans le sens des aiguilles d'une montre (CW) et deux dans le sens inverse (CCW). Pour diriger l'appareil, les rotors tournant dans le même sens doivent être placés l'un en face de l'autre.



Figure 5 : Drone quadrirotor.

VI. Avantages du quadrirotor

Le quadrirotor offre de réels avantages par rapport à d'autres configurations :

- Taille réduite et manœuvrabilité permettent de se déplacer dans des environnements fermés ou ouverts en évitant les obstacles.
- Simplicité de la mécanique ce qui facilite la maintenance.
- Aucun embrayage n'est exigé entre le moteur et le rotor et aucune exigence sur l'angle d'attaque des rotors.
- Décollage et atterrissage verticaux.
- Commandé en variant seulement la vitesse de rotation des quatre moteurs.
- Capacité de portance à cause de la présence de quatre rotors au lieu d'un.
- Dynamique plus faible que celle de l'hélicoptère ce qui ne nécessite pas un temps de réaction rapide.
- Quatre petits rotors remplacent le grand rotor de l'hélicoptère ce qui réduit énormément l'énergie cinétique stockée et minimise les dégâts en cas d'accidents.

VII. Applications

- Recherche : Les quadrirotors sont très utiles pour tester et évaluer de nouvelles idées dans différents domaines.
- Militaire et maintien de l'ordre : Les quadrirotors sont utilisés pour les missions de surveillance et de reconnaissance par les forces armées et les forces de l'ordre, ainsi que pour les missions de recherche et de sauvetage dans les endroits urbains.
- Photographie : Les quadrirotors sont favorisés à cet emploi à cause de leur nature autonome et de leurs économies considérables.
- Journalisme : Les drones quadrirotors sont utilisés par les médias afin de rapporter et de vérifier des informations sur des événements tels que les inondations, les manifestations et les guerres.
- Livraison : Les drones quadrirotors sont employés pour acheminer des colis à leur destinataire.

VIII.Fonctionnement du quadrirotor

Le quadrirotor comporte quatre (04) rotors définis dans l'espace par six (06) Degrés de Liberté (DDL), trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation. Les quatre rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de commande est habituellement placée au centre de la croix. Les hélices opposées tournent dans un sens, et les deux autres tournent dans le sens inverse afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même. Le quadrirotor est un système sous actionné (le nombre des actionneurs est inférieur au nombre des DDL à pouvoir réaliser) et son fonctionnement est assez particulier. En faisant varier astucieusement les vitesses de rotation 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). [2]

IX. Conclusion

Après avoir défini et introduit le terme « drone » et classé les différents types de ces derniers, nous présentons dans ce chapitre les concepts les plus reconnus parmi les premiers avions conçus. Des configurations de quadricoptère ainsi que des prototypes modernes construits par des chercheurs universitaires et même des entreprises militaires. Dans le chapitre suivant nous

nous intéressons à la mécanique du vol en quadricoptère afin de développer le modèle mathématique.

CHAPITRE 2 : MODELISATION DE QUADRIROTOR

I. Introduction

L'objectif de ce chapitre est de modéliser le quadrirotor en exploitant les équations de dynamique.

II. Mouvements du quadrirotor

Les mouvements de base du quadrirotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor changeant ainsi la poussée produite. Ces mouvements sont couplés, ce qui signifie que le quadrirotor ne peut pas faire de translation sans réaliser un mouvement de roulis (ϕ) ou de tangage (θ). Le quadrirotor a cinq mouvements principaux : Mouvement vertical, mouvement de roulis, mouvement de tangage, mouvement de lacet et mouvement de translation.

- Mouvement vertical : (Figure 6) Le mouvement vertical correspond tout simplement à la montée/descente du quadrirotor. La montée est obtenue en augmentant à valeur égale la vitesse des quatre moteurs ce qui a pour effet d'annuler les couples de rotation générés. La descente, s'obtient par la réduction de la vitesse des moteurs.

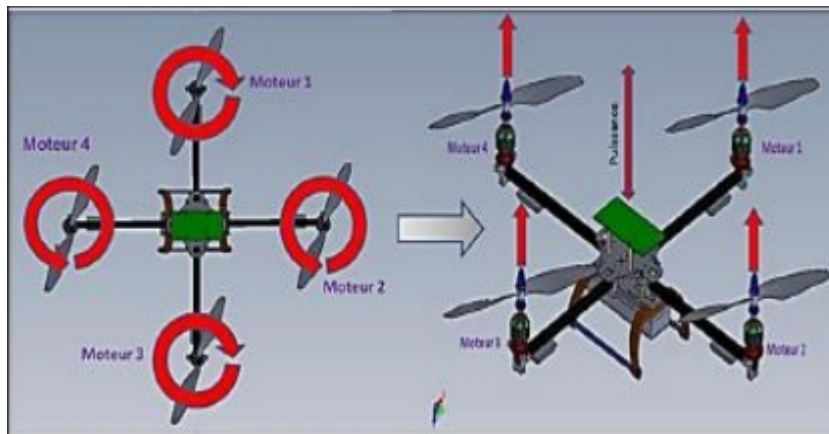


Figure 6 : Mouvement vertical.

- Mouvement de roulis : Pour obtenir un mouvement de roulis, on applique un couple autour de l'axe, c'est-à-dire une différence de poussée entre le rotor (02) et le rotor (04). Ce mouvement (rotation autour de l'axe x) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe y. Comme montrée la Figure 7.

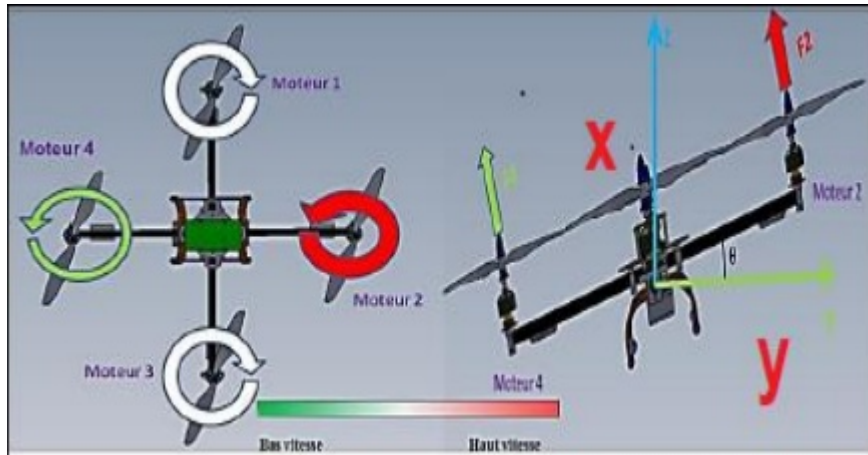


Figure 7 : Mouvement de roulis.

- Mouvement de tangage : De la même façon en appliquant un couple autour de l'axe y, donc une différence de poussée entre le rotor (01) et le rotor (03) on obtient un mouvement de tangage. Ce dernier est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe x. Comme représente le Figure 8.

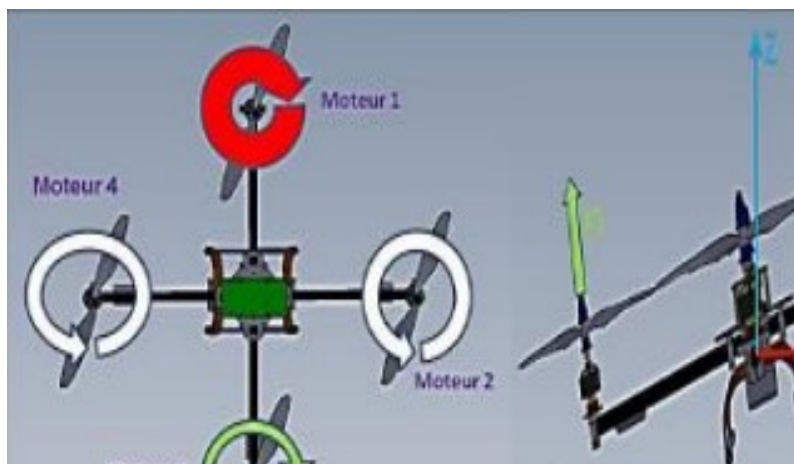


Figure 8 : Mouvement de tangage.

- Mouvement de lacet : (Figure 9) Le mouvement de lacet sert à faire tourner le quadrirotor sur lui-même. Il est obtenu en augmentant la vitesse des rotors (1 et 3) et en diminuant proportionnellement la vitesse des rotors (2 et 4).

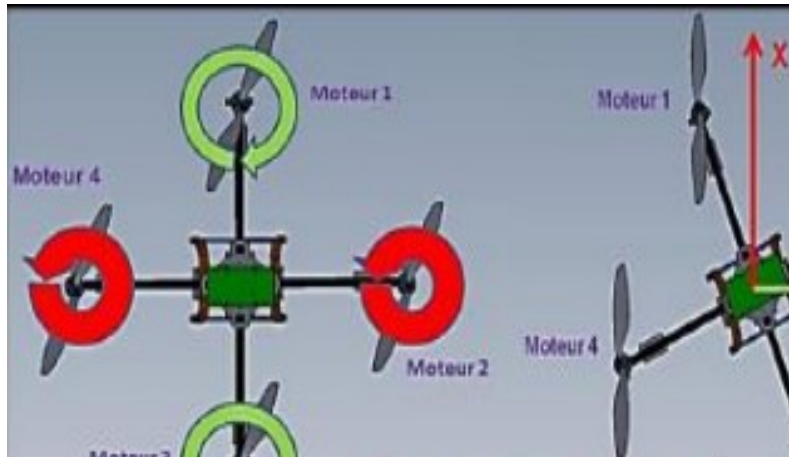


Figure 9 : Mouvement de lacet.

- Mouvement de translation : (Figure 10) Pour obtenir un mouvement de translation selon l'axe (X) ou (Y), il suffit de réaliser un roulis ou un tangage, en effet ces mouvements dépendent directement de la dynamique d'attitude.

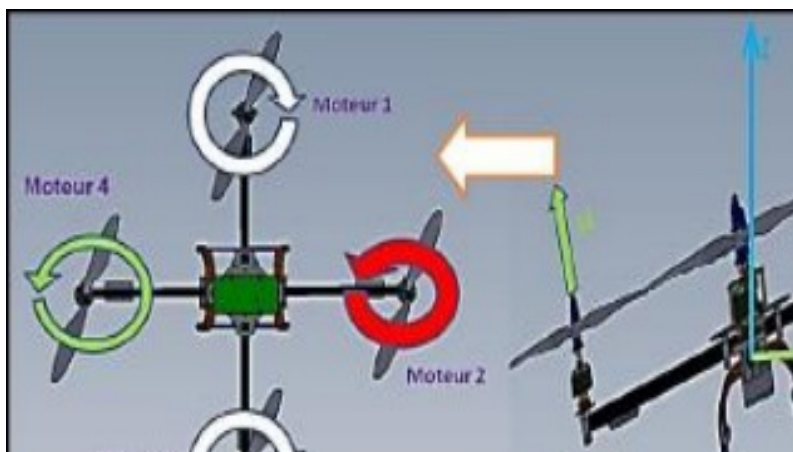


Figure 10 : Mouvement de translation.

III. Définition des repères

Pour décrire la position et l'orientation du quad-rotor, nous avons besoin de deux repères : repère inertiel R^l et repère mobile R^m . [3]

1. Repère inertiel

Il s'agit d'un référentiel orthogonal fixe de type galiléen, au sens que celui-ci n'accélère pas et ne tourne pas par rapport à un observateur étant dans un repère inertiel.

Ainsi, il s'agit d'un repère dans lequel les lois de Newton s'appliquent. Soit :

$$R^l = \{O^l, i^l, j^l, k^l\}. \text{ Tel que:}$$

- i^l : Pointe vers le nord géographique;
- j^l : Pointe vers l'est;
- k^l : Pointe vers le centre de la Terre.

Nous considérerons ici que la surface de la Terre est plate, donc i^l et j^l sont parallèles au sol et k^l est perpendiculaire au sol. Le repère inertiel est de type main droite, tel que

$$i^l \times j^l = k^l$$

La position de l'origine O^l est arbitraire. Typiquement, celle-ci est choisie comme étant la position initiale du quad-rotor.

2. Repère mobile

Ce repère est nécessaire pour décrire l'orientation du quad-rotor. Celui-ci est attaché au châssis du quad-rotor et se déplace donc avec celui-ci. Il est dénommé le repère du quad-rotor. Celui-ci est identifié par l'indice b, soit $R^m = \{O^m, i^m, j^m, k^m\}$

L'origine O^m coïncide avec le centre de gravité du quad-rotor,

- i^m Pointe vers l'avant;
- j^m Pointe vers le bras droit;
- k^m Pointe vers le bas.

Le repère du quad-rotor est de type main droite, telle que $i^m \times j^m = k^m$

IV. Cinématique d'une quadri rotor

Soit (b_1, b_2, b_3) soit le repère fixe du quadrirotor, où le b_1 l'axe est dans la direction de vol normale de quadrirotor, b_2 est orthogonal à b_1 et positif à tribord dans le plan horizontal, alors que b_3 est orienté dans le sens ascendant et orthogonal au plan (b_1, b_2) . Le repère inertiel $E = (E_x, E_y, E_z)$ est considéré comme cadre fixe avec respect vers la terre. Le vecteur $\xi = [x, y, z]$ représente la position de l'hélicoptère au centre de masse exprimé dans le repère d'inertie E la rotation de drone est donnée par le matrix R ou R^c c'est un matrix de rotation ortho-normal La matrice de rotation peut être obtenue par trois rotations successives autour des axes du quadrirotor du repère fixe.

$$T = \begin{bmatrix} R & \xi \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

V. Les angles d'Euler:

Les angles Euler fixes XYZ (Figure 11) ont été utilisés pour décrire la rotation de quadrirotor par rapport au sol. Ces angles sont délimités comme suit : Angle de roulis, $\phi(-\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2})$ Angle d'inclinaison $\theta(-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2})$ Angle de lacet $\psi(-\frac{\pi}{2} < \psi < \frac{\pi}{2})$ comme elle démontre.

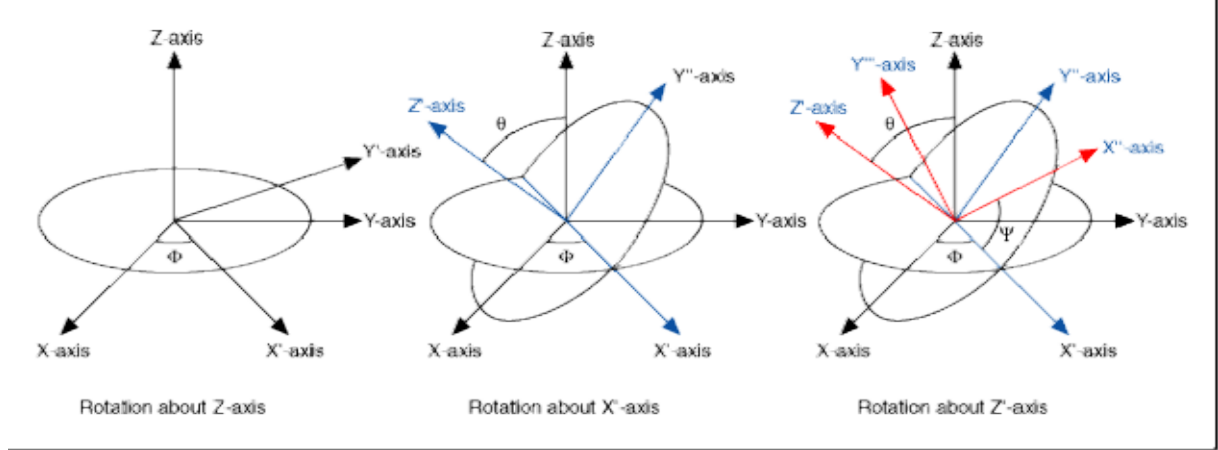


Figure 11 : Angles d'Euler.

1. 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 :

$$V = \begin{bmatrix} v_x^b \\ v_y^b \\ v_z^b \end{bmatrix} = R \times \begin{bmatrix} v_x^m \\ v_y^m \\ v_z^m \end{bmatrix}$$

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 :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_x(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + (Rot_y(\phi) Rot_x(\phi))^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

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 subies deux rotations. On arrive ainsi à :

$$\Omega = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} s\phi \\ -\dot{\theta} c\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi} s\theta \\ \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} c\phi c\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta} - \dot{\psi} s\theta \\ \dot{\theta} s\phi + \dot{\psi} s\phi c\theta \\ \dot{\psi} c\phi c\theta - \dot{\theta} c\phi \end{bmatrix}$$

$$\Omega \Omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\phi \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

VI. Etude dynamique de Quadri-rotor

En utilisant la formulation de Newton-Euler pour le développement mathématique du quadri-rotor, le système d'équations qui exprime la dynamique du quadri-rotor est décrite sous la forme suivante.

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

Avec :

ξ : Vecteur de position du quadri-rotor,

m : La masse totale du quadri-rotor,

Ω : Vitesse angulaire exprimée dans le repère fixe,

R : Matrice de rotation,

\wedge : Produit vectoriel,

J : Matrice d'inertie symétrique de dimension (3x3), la structure du quadri-rotor est supposée rigide et parfaitement symétrique selon l'hypothèse exprimée au début, ce implique que la matrice d'inertie est diagonale:

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}$$

Chaque terme de la matrice d'inertie dépend de la distribution de la masse de l'objet tel que:

$$I_x = \iiint_v (y^2 + z^2) dm$$

$$I_y = \iiint_v (x^2 + z^2) dm$$

$$I_z = \iiint_v (x^2 + y^2) dm$$

$S(\Omega)$: la matrice antisymétrique. Pour un vecteur de vitesse $\Omega = [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3]^T$.

Cette matrice est exprimée par :

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

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

$$F_f = R[0 \ 0 \ \sum_{i=1}^4 F_i]^T$$

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

$$F_t = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \dot{\xi}$$

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

F_g : représente la force de gravité. Elle est donnée par le vecteur suivant :

$$F_g = [0 \ 0 \ -mg]^T$$

M_f : est le moment provoqué par les forces de poussée et de traînée. Il est donné par :

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

M_a : est le moment résultant des frottements aérodynamiques, il est décrit par l'expression :

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

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

VII. Equations de mouvement de translation

D'après la deuxième loi de la dynamique de Newton

$$\frac{d(mv)}{dt} = \sum F_{ext}$$

On a:

$$m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g$$

On remplace chaque force par sa formule, on trouve :

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

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

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

VIII. Equations de mouvement de rotation

D'après la deuxième loi de la dynamique de Newton :

$$\frac{d(J\Omega)}{dt} = \sum M_{ext}$$

On a:

$$J\dot{\Omega} = -M_{gm} - M_{gh} - M_a + M_f$$

$$J\dot{\Omega} = -\dot{\Omega} \wedge J\Omega - \sum_1^4 \Omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \omega_i]^T - M_a + M_f$$

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

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

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

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

Avec :

$$\overline{\Omega_r} = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$$

IX. Dynamique du rotor

Le rotor est un ensemble constitué d'un moteur à courant continu entraînant une hélice via un réducteur ; le moteur à courant continu est régi par les équations dynamiques suivantes :

$$\begin{cases} v = ri + l \frac{di}{dt} + K_e \omega \\ K_m i = J_r \frac{d\omega}{dt} + C_s + K_r \omega^2 \end{cases}$$

Avec

v: La tension d'entrée du moteur.

r, L : La résistance du moteur et l'inductance.

K_e : La constante des couples électrique.

ω_i : La vitesse angulaire du rotor.

K_m : La constante des couples mécanique.

J_r : L'inertie du rotor.

C_s : Le frottement sec.

K_r : La constante du couple de charge.

Le modèle choisis pour le rotor est le suivant :

$$\dot{\omega}_i = bV_i - \beta_0 - \beta_1 \omega_1 - \beta_2 \omega_i^2 \quad i \in [1, 4]$$

Avec:

$$\beta_0 = \frac{C_s}{J_r}, \beta_1 = \frac{K_e K_m}{r J_r}, \beta_2 = \frac{K_r}{J_r} \text{ et } b = \frac{K_m}{r J_r}$$

X. Le modèle dynamique complet

Le modèle dynamique complet qui régit le quadri-rotor est le suivant :

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\phi} = -\frac{(I_z - I_y)}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \overline{\Omega_r} \dot{\theta} - \frac{K_{fax} \dot{\phi}^2}{I_x} + \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} = -\dot{\phi} \dot{\psi} \frac{(I_z - I_x)}{I_y} + \frac{J_r}{I_y} \overline{\Omega_r} \dot{\phi} - \frac{K_{fay}}{I_y} \dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} = -\dot{\phi} \dot{\theta} \frac{(I_y - I_x)}{I_z} - \frac{K_{faz}}{I_z} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z} u_4 \\ \ddot{x} = -\frac{K_{ftx}}{m} \dot{x} + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \ddot{y} = -\frac{K_{fty}}{m} \dot{y} + \frac{1}{m} u_y u_1 \\ \ddot{z} = -\frac{K_{ftz}}{m} \dot{z} - g + \frac{\cos \phi \cos \theta}{m} \end{array} \right.$$

Avec :

$$\begin{cases} u_x = \cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi \\ u_y = \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \end{cases}$$

Et :

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

A partir de cette équation, on a :

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

XI. La représentation d'état du système

Il existe un multiple des représentations d'état pour un système physique, on considère

$X = [x_1 \dots x_{12}]^T$ comme vecteur d'état du système :

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

On obtient la représentation d'état :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \overline{\Omega_r} x_4 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_2 \overline{\Omega_r} x_2 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \frac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_{11} x_{12} + \frac{\cos \phi \cos \theta}{m} u_1 - g \end{array} \right.$$

Avec :

$$\left\{ \begin{array}{l} a_1 = \frac{(I_y - I_z)}{I_x}, a_2 = -\frac{K_{fax}}{I_x}, a_3 = -\frac{J_r}{I_x}, a_4 = \frac{(I_z - I_x)}{I_y}, a_5 = -\frac{K_{fay}}{I_y}, a_6 = -\frac{J_r}{I_y} \\ a_7 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z}, a_8 = -\frac{K_{faz}}{I_z}, a_9 = -\frac{K_{ftx}}{m}, a_{10} = -\frac{K_{fty}}{m}, a_{11} = -\frac{K_{ftz}}{m}, b_1 = \frac{l}{I_x} \\ b_2 = \frac{l}{I_y}, b_3 = \frac{l}{I_z} \end{array} \right.$$

La Figure (12) suivant représente le modèle dynamique du quadrirotor.



Figure 12 : Modèle de quadrirotor.

XII. Résultats de modélisation

D'après le résultat de l'annexe 1, on donne le résultat de modélisation dans la figure suivante :

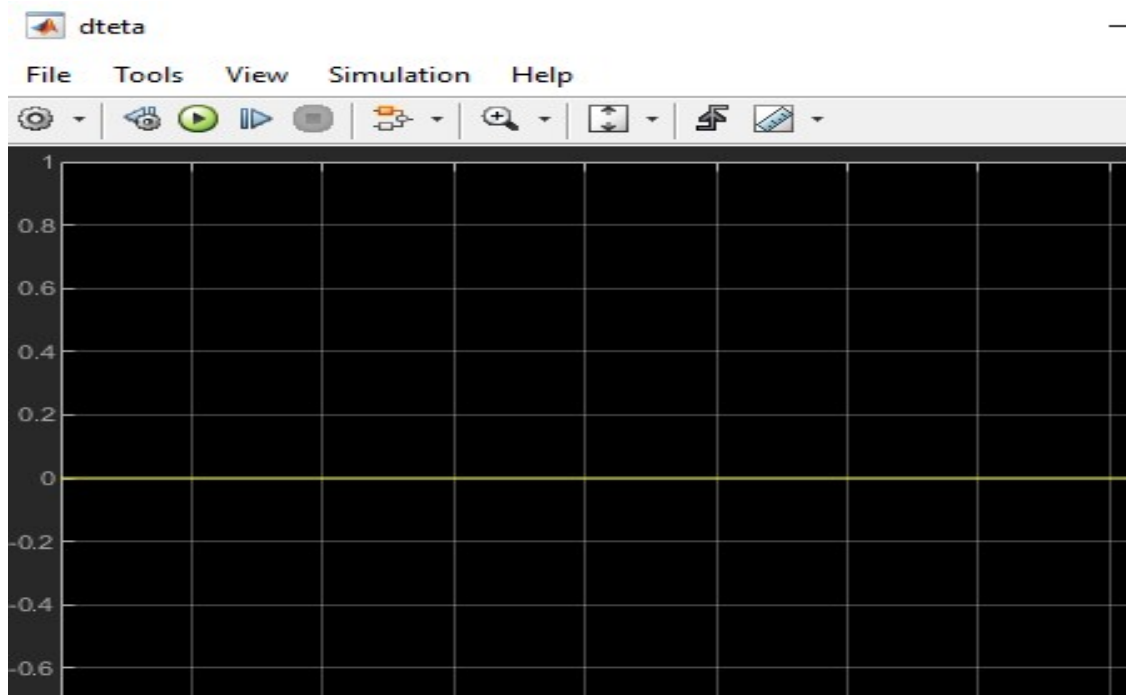


Figure 13 : Altitude de delta.

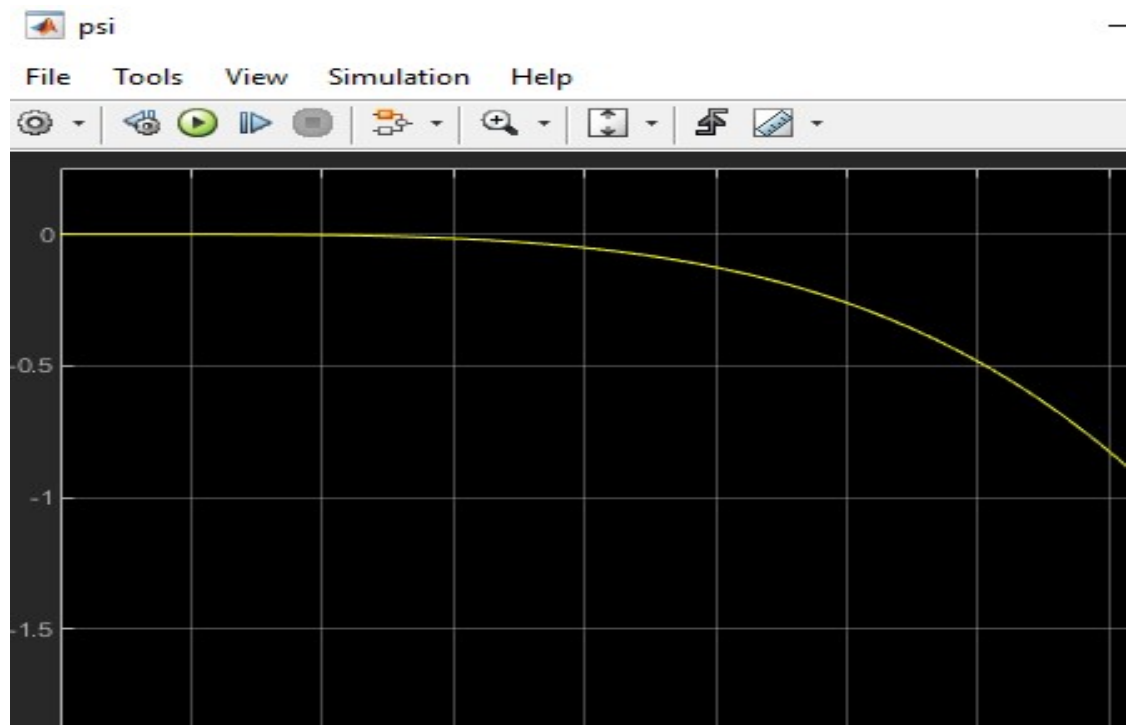


Figure 14 : Altitude de psi.

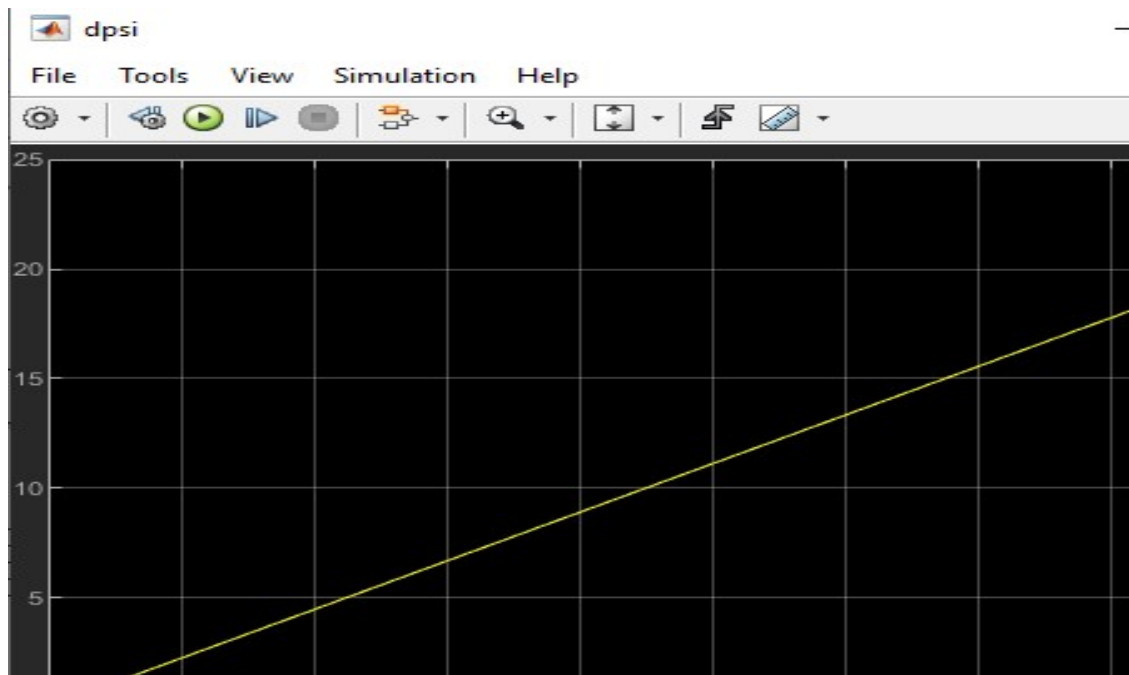


Figure 15 : Altitude de dérive de psi.

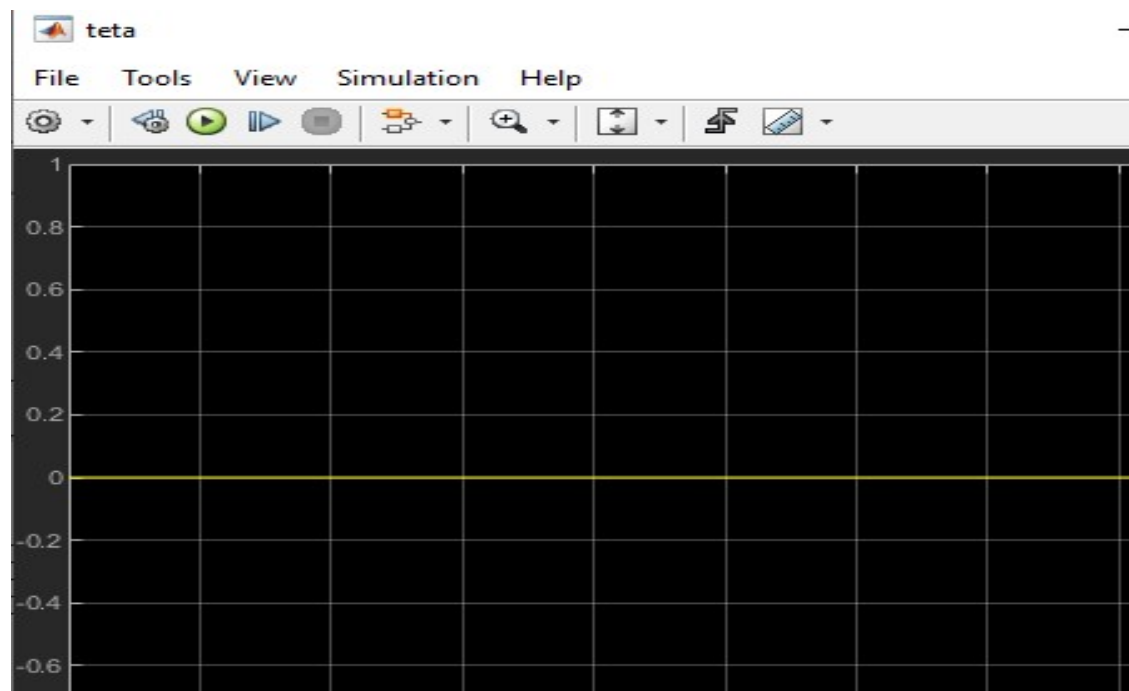


Figure 16 : Altitude de téta.

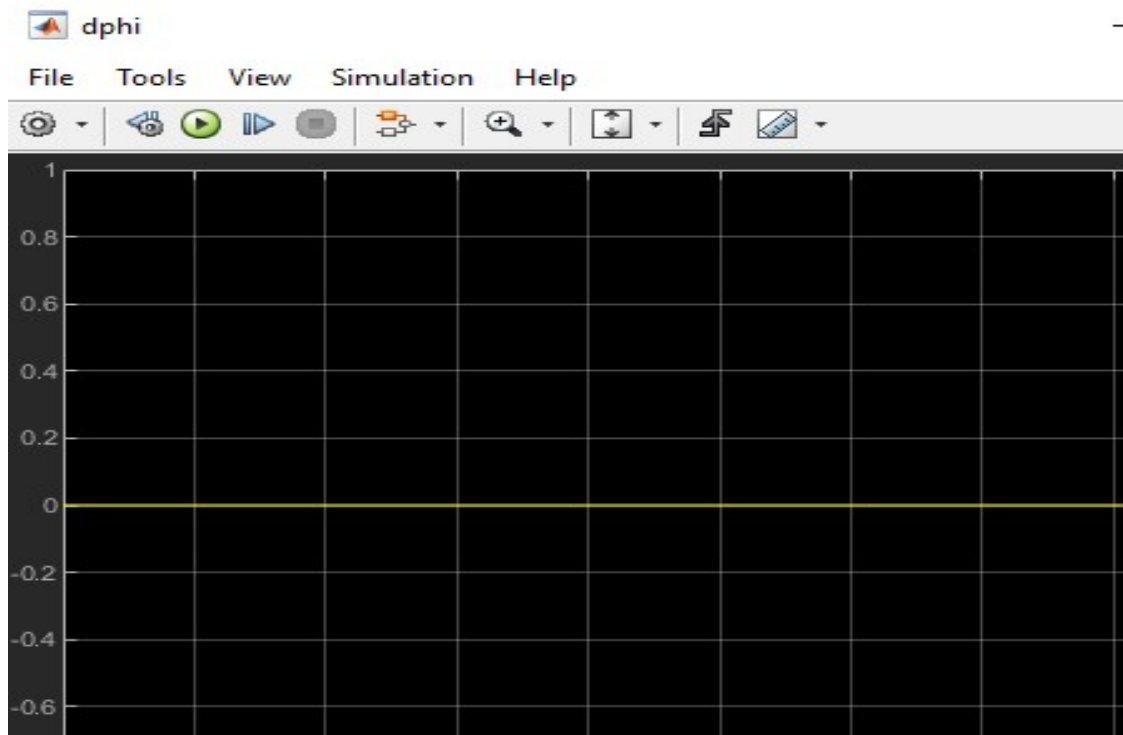


Figure 17 : Altitude de dérive de phi.

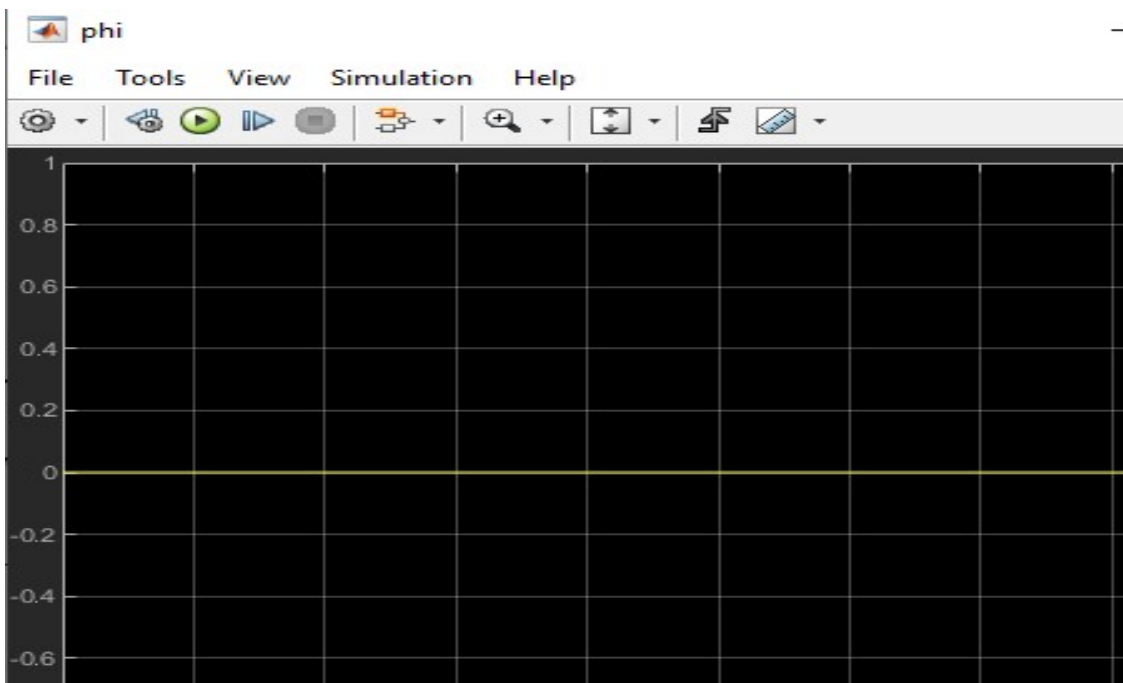


Figure 18 : Altitude de phi.

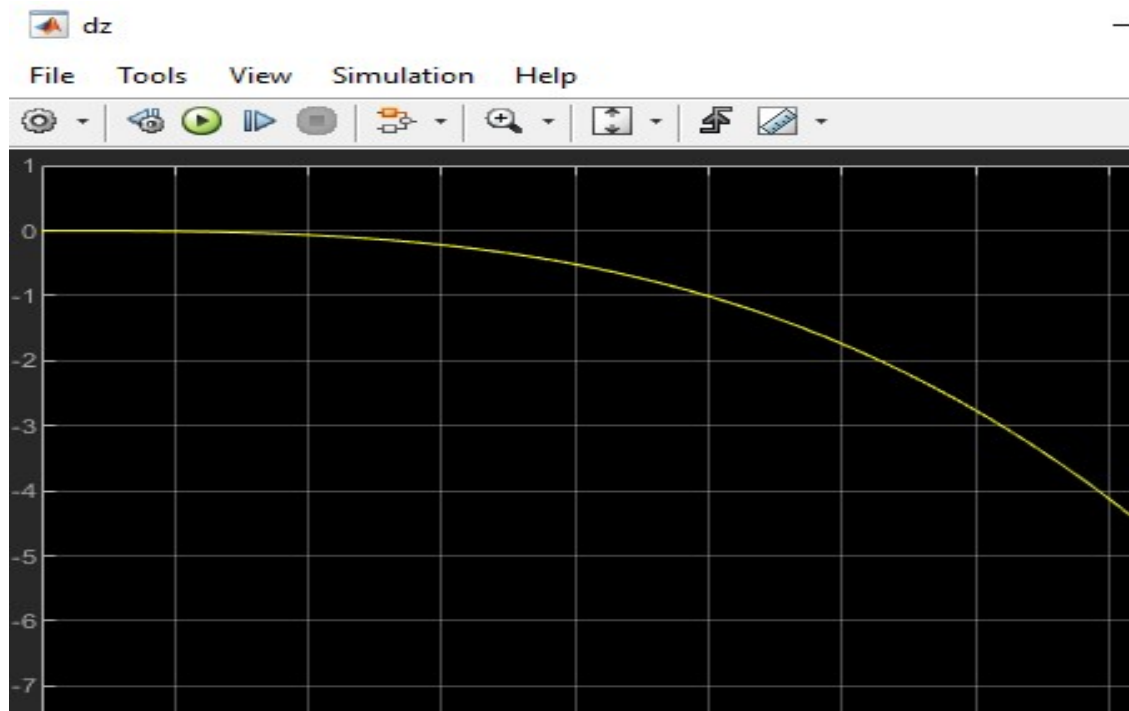


Figure 19 : Altitude de dérive de Z.

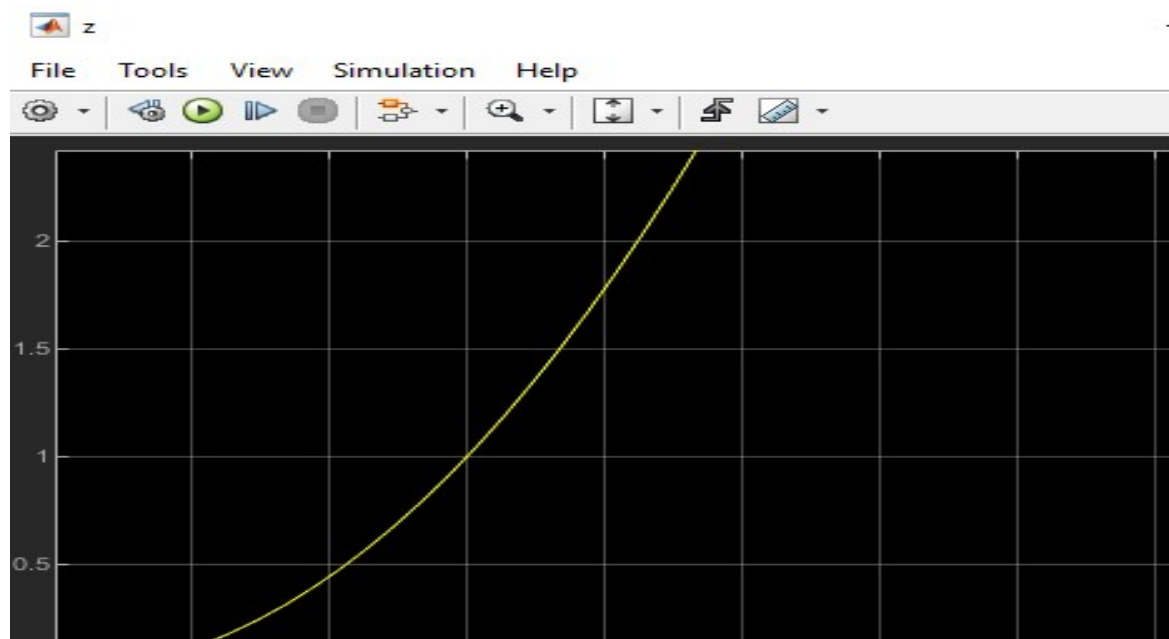


Figure 20 : Altitude de Z.



Figure 21 : Altitude de dérive de Y.



Figure 22 : Altitude de Y.



Figure 23 : Altitude de dérive de X.

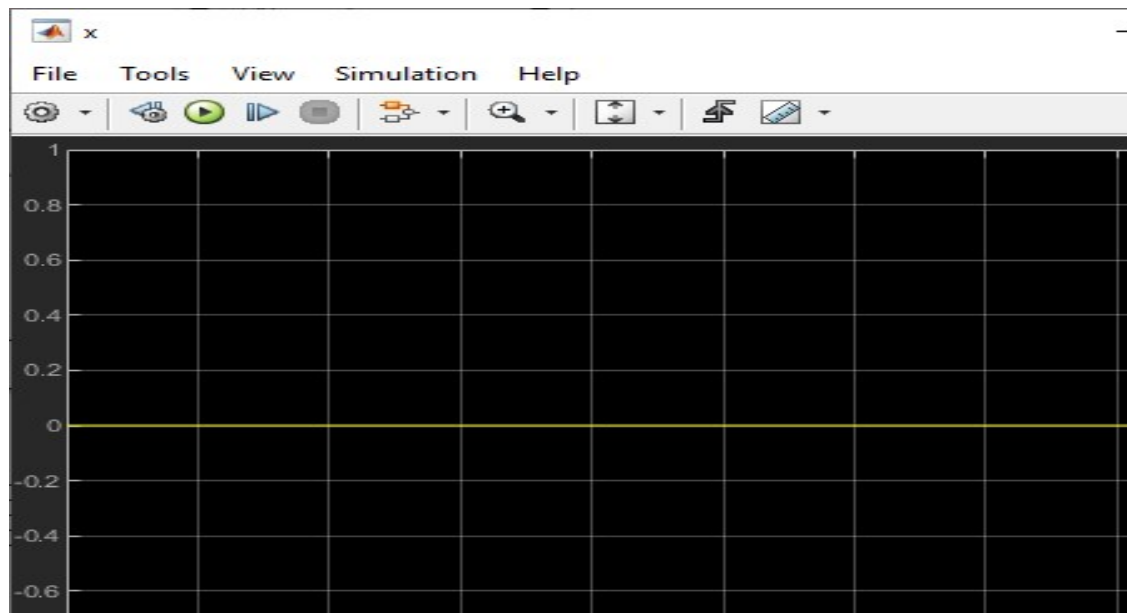


Figure 24 : Altitude de X.

XIII. Conclusion

Dans cette étude, nous avons élaboré un modèle dynamique complet du Quadrirotor prenant en compte tous les composants de celui-ci. Par la suite, on fera une simulation sur MATLAB. Dans le chapitre suivant nous nous intéressons, on essaiera de simuler ce modèle en se servant du logiciel MATLAB afin de lui appliquer des commandes.

CHAPITRE 3 : COMMANDE DU DRONE QUADRIROTOR

I. Introduction

Dans ce chapitre, la commande d'un quadrirotor par une méthode linéaire et non linéaire est établie. Dans le chapitre précédent, nous allons extraire le modèle dynamique de l'organe à partir des lois physiques et aérodynamiques par le formalisme d'Euler-Newton. En premier lieu, nous allons présenter, réaliser une commande du système en boucle fermée par le correcteur PID. À la fin, un test de robustesse sera effectué sur les approches de commande développées sur le quadrirotor et la simulation des dynamiques sera montrée à partir de l'outil Matlab.

II. Méthode de la commande par Logique Floue

1. Introduction

La logique floue s'affirme comme une technique opérationnelle. Utilisée à côté d'autres techniques de contrôle avancé, elle fait une entrée discrète mais appréciée dans les automatismes de contrôle industriel. La logique floue ne remplace pas nécessairement les systèmes de régulation conventionnels, elle est complémentaire. La logique floue est une technique très puissante issue de la théorie des ensembles flous, pour combler la lacune entre la précision de la logique classique et l'imprécision du monde réel. La logique floue est très utile dans des situations où il y a de larges incertitudes et de variations inconnues dans les paramètres et la structure du système, ou bien, lorsque des experts humains sont disponibles pour fournir des descriptions subjectives et qualitatives du comportement du système avec des termes en langage naturel.

2. Contrôleur flou

La mise en place d'un contrôleur flou se réalise en trois étapes, qui sont : la fuzzification, le moteur d'inférence et la défuzzification (Figure 25).

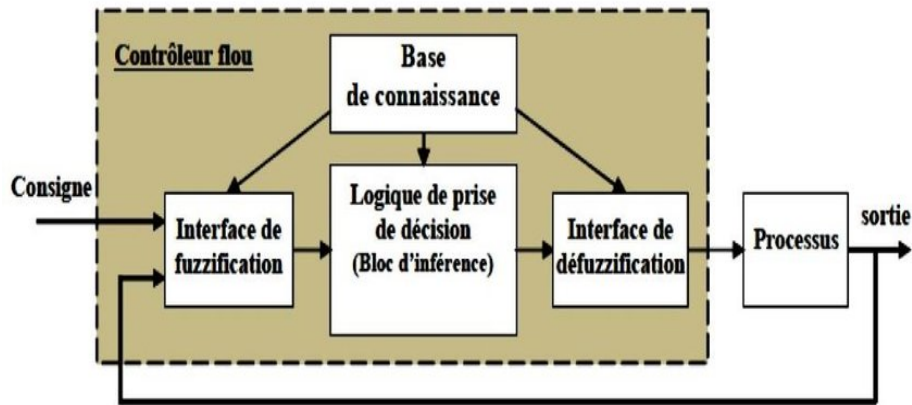


Figure 25 : Principe de la commande à logique floue.

La fuzzification est l'opération qui transforme toute grandeur numérique en une partie floue (variables linguistiques).

L'inférence est une étape qui consiste à définir un rapport logique entre les entrées et la sortie. En effet, des règles d'appartenance vont être définies pour la sortie comme ça était fait pour les entrées, grâce à ces règles un tableau d'inférence peut être dressé au (Table 1)

Ces règles sont obtenues à partir de l'analyse du comportement du système.

de e	N	Z	P
N	Z	N	N
Z	P	Z	N
P	P	P	Z

Tableau 1 : Tableau d'inférence à trois classes.

La base de règles de notre contrôleur flou à la forme suivante :

Si (« e is N » Et Si « Δe is N ») ALORS « u is Z » Ou
Si (« e is N » Et Si « Δe is Z ») ALORS « u is N »

III. Commande par PID Classique

L'algorithme PID est le contrôleur de rétroaction le plus populaire utilisé dans les industries de processus. Il est utilisé avec succès depuis plus de 60 ans. Il s'agit d'un algorithme robuste et facile à comprendre qui peut fournir d'excellentes amélioration de performances d'un asservissement malgré les caractéristiques dynamiques qui variées. Comme son nom l'indique, l'algorithme PID se compose de trois modes de base, le mode proportionnel, le

mode intégral et le mode dérivé. Lors de l'utilisation de cet algorithme, il est nécessaire de décider quels modes doivent être utilisés (P, I ou D), puis de spécifier les paramètres (ou réglages) pour chaque mode utilisé. Généralement, trois algorithmes de base sont utilisés P, PI ou PID. La structure PID classique est montrée sur la figure 26.

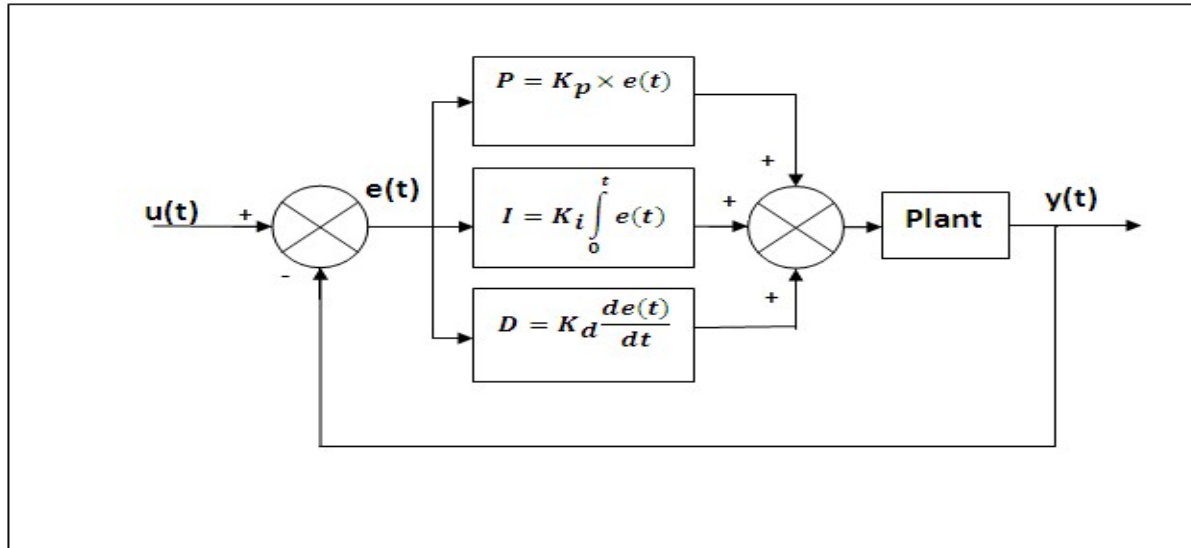


Figure 26 : Structure PID classique.

IV. Les caractéristiques des contrôleurs P. I et D

1. Action proportionnelle

Le coefficient K_p présente l'avantage de produire un large changement en sortie par rapport à l'erreur, cependant il peut aussi rendre le système instable s'il est trop grand. Cette action proportionnelle est représentée comme suit :

$$C(t) = K_p \cdot \varepsilon(t)$$

2. Action intégrale

L'action intégrale a pour but de réduire voire d'éliminer l'erreur statique en régime permanent. Pour réaliser cela, le régulateur intègre l'erreur par rapport au temps et multiplie le résultat par une constante K_i comme suit :

$$C(t) = K_i \int_0^t \varepsilon(t) dt$$

Plus la valeur de K_i est grande plus l'erreur statique ne sera vite corrigée mais nous perdons un peu en stabilité et il y a un risque de dépassement qui subvient.

3. Action dérivée

Enfin, le gain K_d permet d'atténuer le dépassement et les oscillations du système, ainsi il permet de corriger le défaut du terme intégral, mais il ralentit également le système dans l'atteinte de la consigne sa relation est donnée comme suit :

$$C(t) = K_d \frac{d\varepsilon(t)}{dt}$$

4. Action proportionnelle-intégrale-dérivée (PID)

En vertu de ce qui a été dit précédemment, Un régulateur PID est obtenu par l'association de ces trois actions et il remplit essentiellement les trois fonctions suivantes :

- Fonction proportionnelle donne un système plus précis, plus rapide.
- Fonction intégrateur élimine l'erreur statique.
- Fonction dérivée accélère la correction L'expression d'un régulateur PID est donnée comme suit [4] :

$$U = K_p \varepsilon(t) + K_i \int_0^t \varepsilon(t) dt + K_d \frac{d\varepsilon(t)}{dt}$$

V. Contrôle PID

À 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 :

$$U_x = K_p (X_d - X) + K_i \int_0^t (X_d - X) dt + K_d \frac{d(X_d - X)}{dt}$$

$$U_y = K_p (Y_d - Y) + K_i \int_0^t (Y_d - Y) dt + K_d \frac{d(Y_d - Y)}{dt}$$

$$U_z = K_p (Z_d - Z) + K_i \int_0^t (Z_d - Z) dt + K_d \frac{d(Z_d - Z)}{dt}$$

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:

$$U_\phi = K_{p\phi} (\phi_d - \phi) + K_{i\phi} \int_0^t (\phi_d - \phi) dt + K_{d\phi} \frac{d(\phi_d - \phi)}{dt}$$

$$U_\theta = K_{p\theta} (\theta_d - \theta) + K_{i\theta} \int_0^t (\theta_d - \theta) dt + K_{d\theta} \frac{d(\theta_d - \theta)}{dt}$$

$$U_\psi = K_{p\psi} (\psi_d - \psi) + K_{i\psi} \int_0^t (\psi_d - \psi) dt + K_{d\psi} \frac{d(\psi_d - \psi)}{dt}$$

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 [5]. Comme montre le Figure 27.

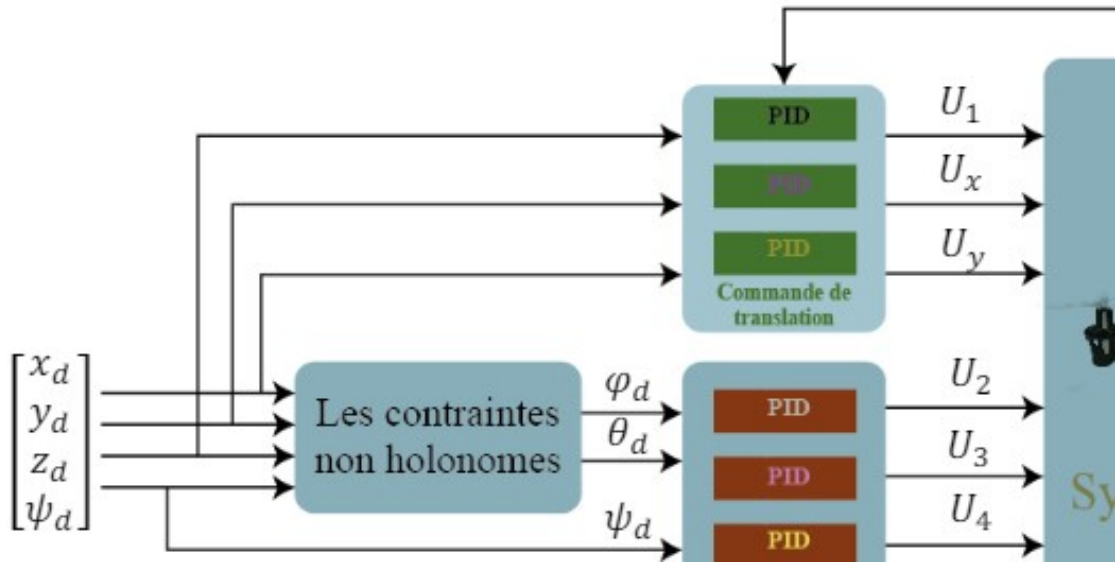


Figure 27 : Schéma synoptique de commande par PID.

Donc contrôleur PID a été conçu sur la base de l'équation installée et intégré dans notre programme par MATLAB. Dans ce travail on a utilisé la commande (PI) pour l'altitude Z . Le contrôle de la position verticale peut être obtenu en utilisant l'entrée de commande suivante :

$$r(t) = \frac{\cos \phi \cos \theta}{m} U_1 - \frac{g}{m}$$

Ou :

$$r(t) = -K_p e(t) - K_i \frac{de(t)}{dt}$$

Avec $e_Z = Z - Z_d$ désigne l'erreur de position de Z et Z_d est l'altitude désirée. K_p et K_i sont des constantes positives, Ainsi, pour la dynamique de l'altitude, $r(t)$ est un régulateur PD [6].

VI. Résultats du régulateur PI

On a choisi l'altitude $K_p = 100$ et $K_i = 42$ dans la figure de l'Annexe 2 pour faire obtenir les résultats suivants:

Pour une valeur initiale égale 2 on a le résultat suivant (Figure 28) :

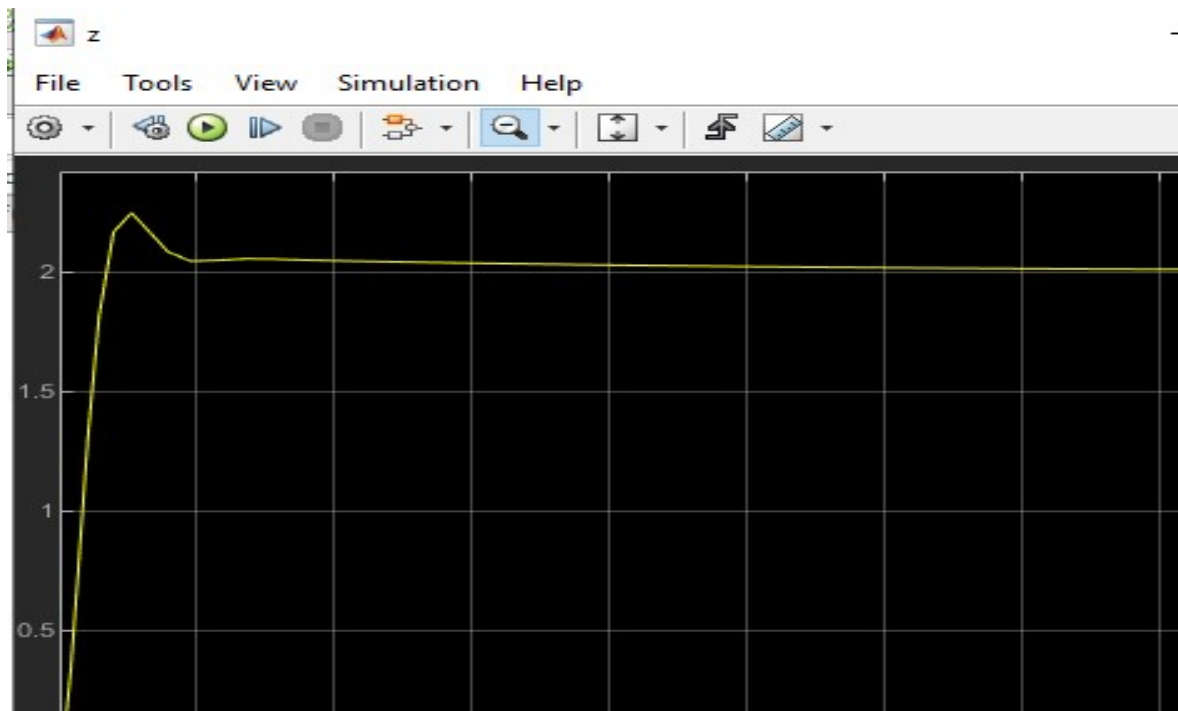


Figure 28 : Altitude de Z.

Pour une valeur initiale égale 5 on a le résultat suivant (Figure 29) :

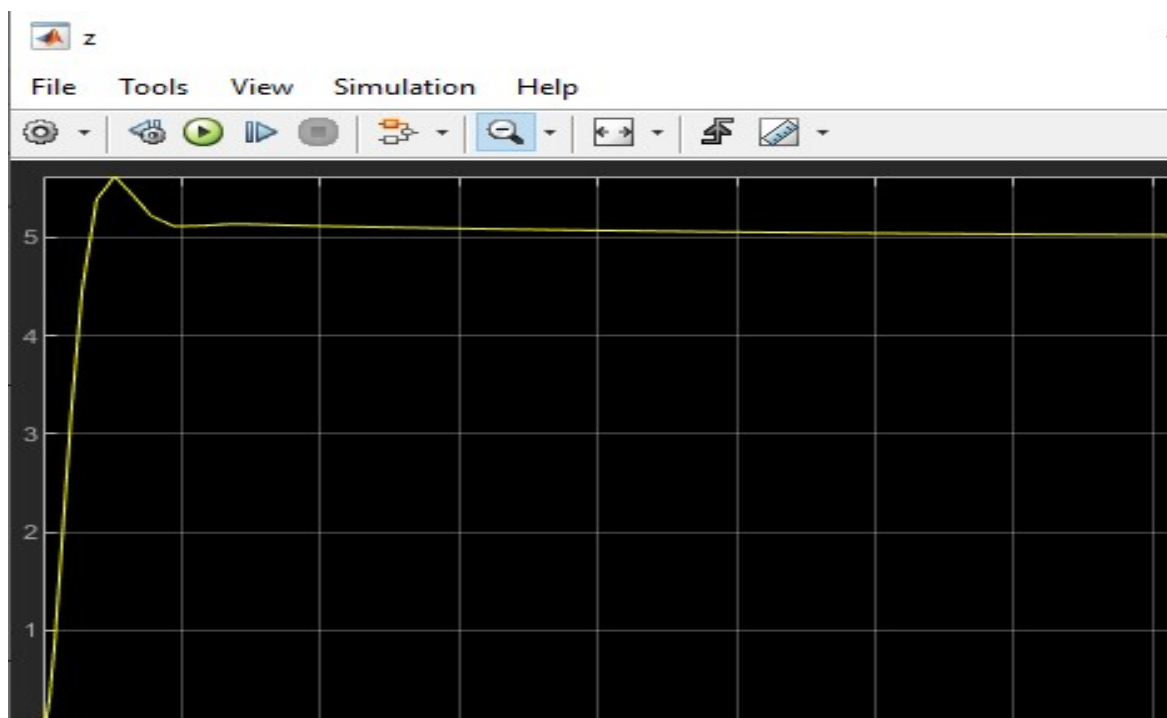


Figure 29 : Altitude de Z.

On a choisi une deuxième altitude $K_p=200$ et $K_i=42$ dans la figure de l'Annexe 2 pour faire obtenir les résultats suivants:

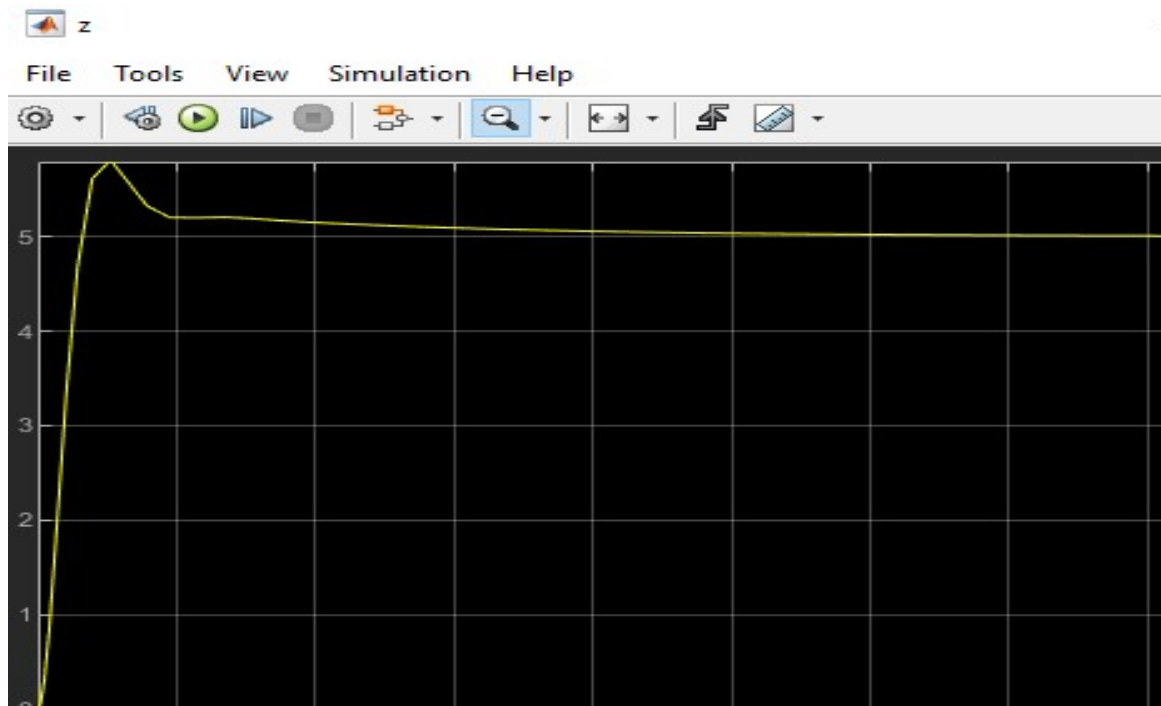


Figure 30 : Altitude de Z.

On a choisi une autre altitude $K_p=100$ et $K_i=250$ dans la figure de l'Annexe 2 pour faire obtenir les résultats suivants:

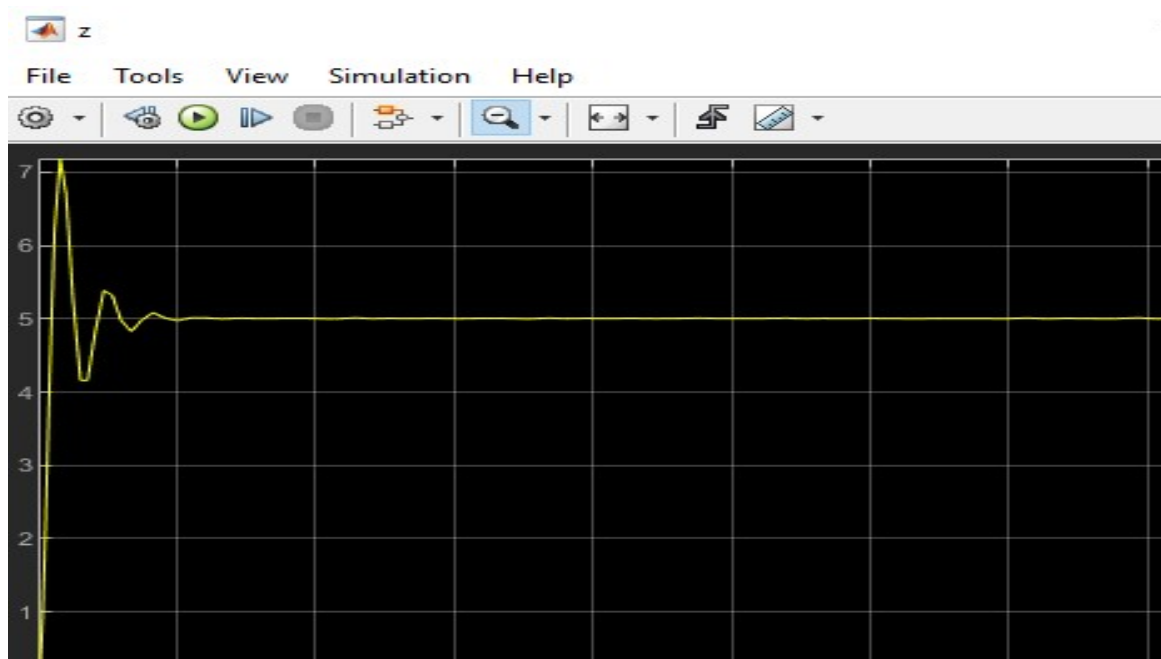


Figure 31 : Altitude de Z.

On a choisi une autre altitude $K_p=250$ et $K_i=250$ dans la figure de l'Annexe 2 pour faire obtenir les résultats suivants:

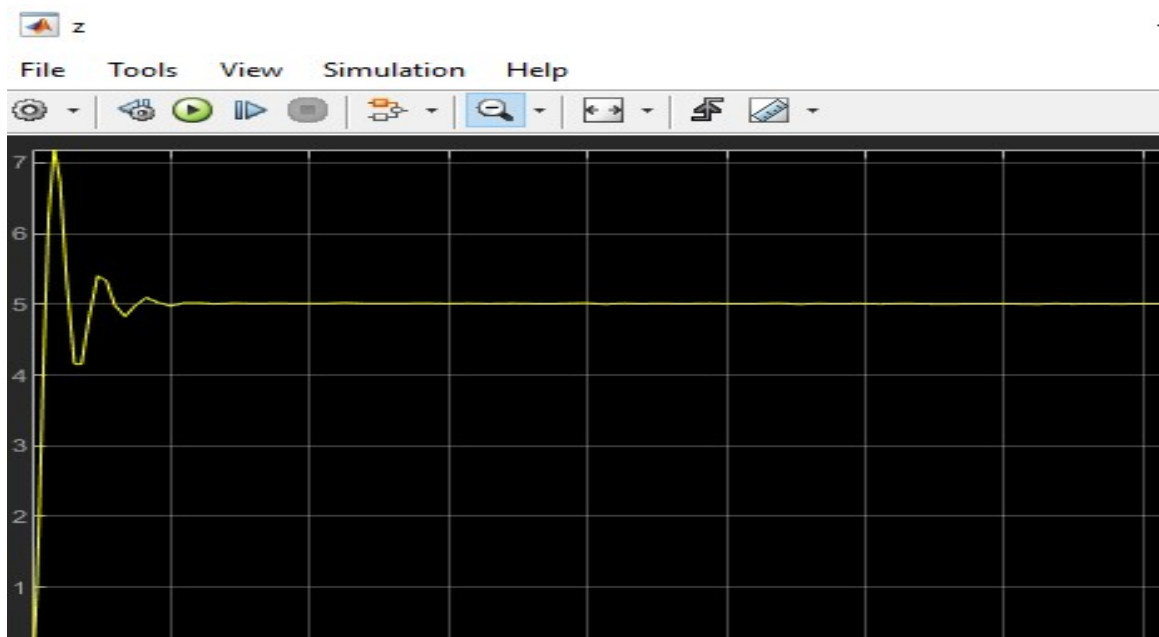


Figure 32 : Altitude de Z.

On a choisi une autre altitude $K_p=250$ et $K_i=350$ dans la figure de l'Annexe 2 pour faire obtenir les résultats suivants :

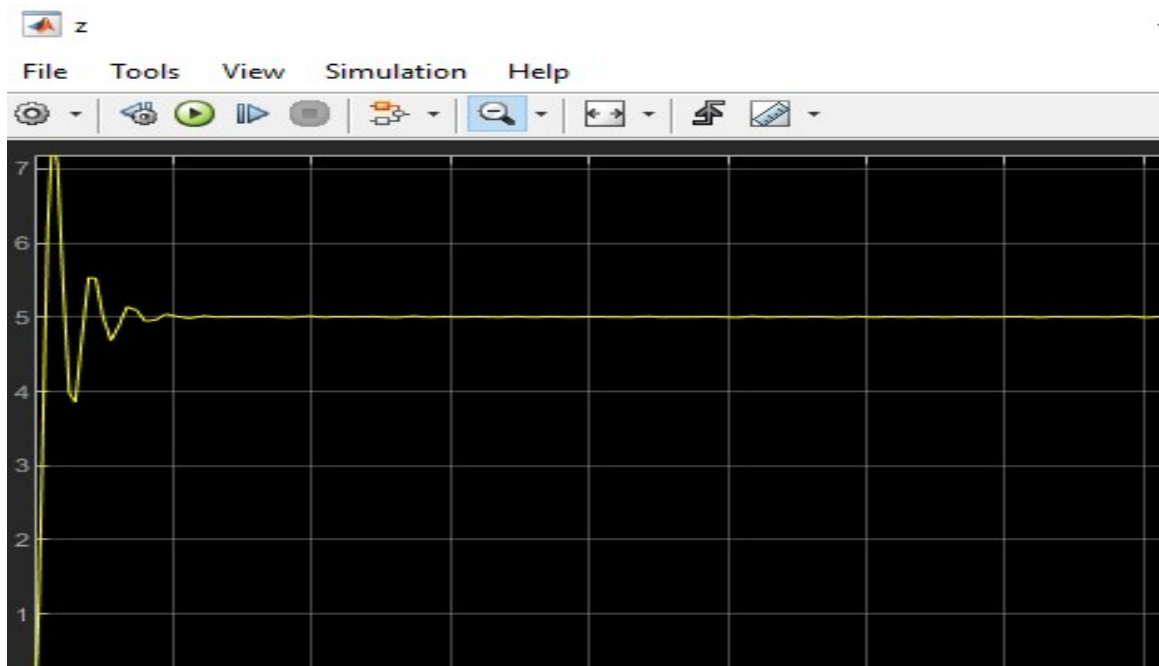


Figure 33 : Altitude de Z.

VII. Conclusion

En conclusion, la commande du quadrirotor est un aspect fondamental de son fonctionnement. Ce chapitre a examiné les diverses méthodes et algorithmes employés afin de gérer ces drones avec précision et stabilité. Nous avons exploré la variété des méthodes disponibles pour atteindre des performances optimales, de la conception des contrôleurs PID classiques à l'utilisation de techniques plus avancées comme la commande par retour d'état et le contrôle optimal.

Conclusion générale

Le quadrirotor se distingue par son élégance et sa dynamique, ce qui en fait l'un des mini drones les plus prisés et séduisants. Il a donc suscité l'intérêt et a été l'objet de recherches de nombreuses équipes et laboratoires ces dernières années. La commande de ce drone a été un véritable défi, car il est un système complexe, non linéaire, multi variable, instable et présente une dynamique fortement couplée.

Au début du document, nous avons introduit des informations sur les quadrirotors, incluant leur historique, les derniers projets de recherche sur ce sujet et leurs domaines d'application.

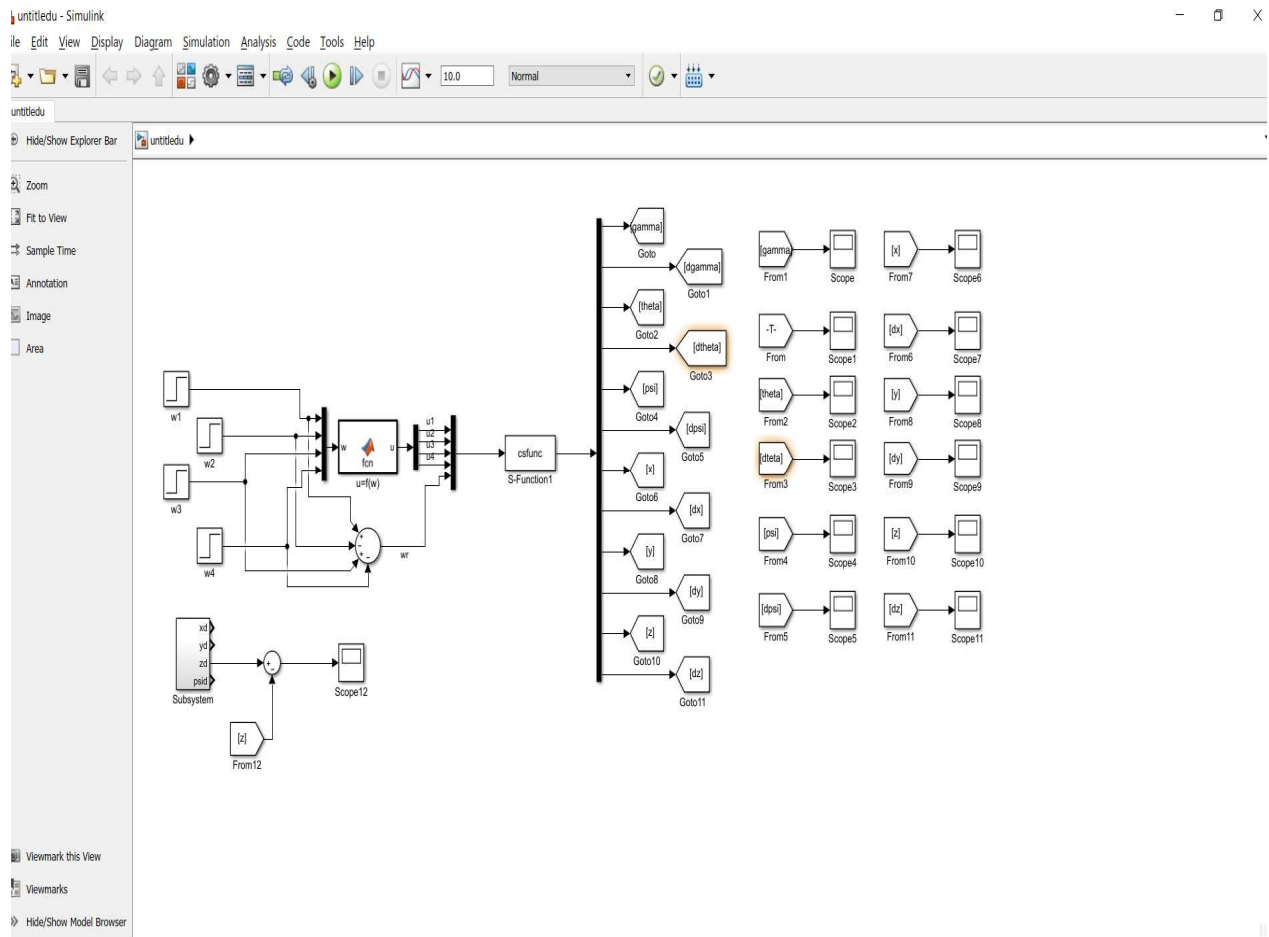
Par la suite, les mouvements fondamentaux du quadrirotor ont été décrits et son modèle dynamique a été fourni par le formalisme de Newton-Euler et Euler-Lagrange. Ensuite, le modèle a été ajusté en utilisant des hypothèses simplifiantes pour simplifier la synthèse des lois de commande.

En ce qui concerne la commande, on présentera les différents schémas de commande appliqués au quadrirotor :PID , nested saturation et Commande hiérarchique .La première commande assurer la stabilisation de quadrirotor en vol stationnaire, la deuxième assurer la commande d'altitude et le vol stationnaire, et la dernière assurer la commande complet du quadrirotor (orientation et position).

Bibliographie

- [1] <https://di.univ-blida.dz/jspui/bitstream/123456789/900/1/052-2018.pdf>
- [2] file:///C:/Users/louaa/Downloads/Simulation_et_commande_d_un_drone_Quadri.pdf
- [3] https://docplayer.fr/235855497-Etude-dynamique-d-un-quadri-rotor-analyse-de-commande-par-lamethode-h-infinity-et-simulation-par-matlab-simulink.html#google_vignette
- [4] [file:///C:/Users/louaa/Downloads/LarbiMeziane_MebrekSamir%20\(1\).pdf](file:///C:/Users/louaa/Downloads/LarbiMeziane_MebrekSamir%20(1).pdf)
- [5] rdoc.univ-sba.dz/bitstream/123456789/2520/1/D_GM_SATLA_Zouaoui.pdf
- [6] file:///C:/Users/louaa/Downloads/PFE_2016_ENPO.pdf

Annexe 1 : Modélisation sur MATLAB de drone



Annexe 2 : Commande sur MATLAB de drone

