

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA 1



INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES

Département de Navigation Aérienne



Projet de fin d'études

Pour obtenir le diplôme de Master en **Aéronautique**

Spécialité : Navigation Aérienne

Option : CNS/ATM



Thème

Contribution au développement d'un estimateur d'état d'un
vecteur aérien avec application sur la commande d'un système
Quadrotor

Présenté par :

- MELIANI Amani Meryem

Dirigé par :

- Dr ALLAM Ahmed ESTA

- Dr AZEMDROUB Bousaad IAES

IAES

2021 - 2022

Résumé

Le travail présenté s'inscrit dans le cadre de la navigation inertielle et la commande des systèmes volants. En effet, il s'agit de concevoir un estimateur d'état d'un vecteur aérien (les angles d'Euler et les coordonnées cartésiennes) en utilisant les données issues des capteurs disponibles (Gyromètres, accéléromètres, magnétomètres et récepteur GPS). L'estimation de l'état est faite en s'appuyant sur la technique de fusion des données utilisant le Filtre complémentaire. Ce travail est divisé deux parties, une partie de simulation sous Matlab-Simulink de l'estimateur d'état et de la commande d'un Quadrotor, suivie par une partie expérimentale, i.e., implémentation sous la carte Arduino-UNO en utilisant des capteurs physiques (MPU6050, HMC5883).

ملخص

يندرج العمل المقدم في هذه الوثيقة ضمن إطار الملاحة بالقصور الذاتي والتحكم في أنظمة الطيران، يتضمن هذا العمل القيام بتصميم محاكاة وتنفيذ تجريبي لخوارزمية مستشعر لحالة نظام الطيران بتمثيل زوايا أولر والاحداثيات الجغرافية. المستشعرات المستخدمة لتنفيذ العمل هي ثلاثة مقاييس تسارع، ثلاثة مقاييس للسرعة الزاوية وثلاثة مقاييس للحقل المغناطيسي ومستقبل نظام تحديد المواقع العالمي GPS.

تقدير الحالة لنظام الطيران قيد الدراسة يعتمد على تقنية دمج البيانات (مرشح إضافي). هذا العمل ينقسم الى محاكاة المستشعر ونظام التحكم على برنامج Simulink R2020a متبوع بتنفيذ تجريبي للمستشعر المدروس خلال هذه الوثيقة على لوحة Arduino Uno باستعمال المستشعرات الفيزيائية المتوفرة. (MPU6050, HMC5883).

Abstract

The present work falls within the framework of inertial navigation and the control of flying systems. Indeed, it is a question of designing a state estimator of an aerial vector (the Euler angles and the Cartesian coordinates) by using the data resulting from the available sensors (Gyrometers, accelerometers, magnetometers and GPS receiver). The estimation of the state is made based on the data fusion technique using the Complementary filter. This work is divided into two parts, a simulation part under Matlab-Simulink of the state estimator and the state control of a Qudarotor, followed by an experimental implementation part, i.e., under the Arduino-UNO board using the physical sensors (MPU6050, HMC5883).

Table des matières

Résumé.....	I
ملخص.....	I
Abstract.....	I
Table des matières.....	II
Liste des figures.....	V
Liste des abréviations :.....	VIII
Introduction Générale.....	1
Introduction générale.....	2
I. Chapitre I : Généralité sur la Navigation.....	3
I.1 Navigation :.....	4
I.2 Navigation inertielle :.....	4
I.3 Système de coordonnées :.....	4
I.4 Les méthodes de représentation d'attitude :.....	6
I.4.1 Les matrices de rotations :.....	6
I.4.2 Les quaternions :.....	6
I.4.3 Les angles d'Euler :.....	7
I.4.4 Comparaison entre les méthodes de représentation d'attitude :.....	8
I.5 Capteur utilisées à la navigation :.....	9
I.5.1 Capteurs intrinsèque :.....	9
I.5.2 Capteurs extrinsèques.....	12
Conclusion :.....	13
II. Chapitre II: Conception de l'estimation d'état d'un Quadrotor.....	14
II.1 Introduction :.....	15
II.2 Description du Quadrotor :.....	15
II.2.1 Les mouvements d'un quadrotor :.....	17
II.3 Modélisation du Quadrotor :.....	20
❖ Hypothèse de la modélisation :.....	20
II.3.1 Les vitesses angulaires :.....	21
II.3.2 Les vitesses linéaires :.....	21
II.3.3 Les effets physiques agissant sur la structure du quadrotor :.....	21
II.3.4 Modèle dynamique.....	24
II.3.5 Modèle cinématique :.....	25

II.4	La commande PID :	26
II.4.1	Le contrôleur PID :	26
II.4.2	Structure du contrôleur PID :	27
II.4.3	Contrôle d'altitude :	27
II.4.4	Contrôle de l'attitude et la position :	29
II.5	Structure de l'estimateur d'état :	32
II.6	Modèles mathématique des capteurs et fusion de données :	33
II.6.1	Le filtre complémentaire :	34
II.6.2	Fusion de données gyroscopes accéléromètre :	34
II.6.3	Modèle du capteur magnétomètre :	35
II.6.4	Fusion GPS - accelerometer	36
II.6.5	Les inconvénients de la prédiction des angles d'Euler :	36
II.7	Résultats de simulation :	37
II.7.1	IMU sans bruit	37
II.7.2	IMU bruité :	41
II.8	Conclusion :	45
III.	Chapitre III : Mise en œuvre de l'estimateur	46
III.1	Introduction	47
III.2	Présentation du matériels de la plateforme	47
III.2.1	Arduino Uno.....	47
III.2.2	Capteur MPU6050 :	49
III.2.3	Magnétomètre HMC5883L	50
III.2.4	Afficheur LCD	51
III.2.5	Le Bus I2C.....	53
III.3	Schéma de câblage	53
III.4	Mise en œuvre de la plateforme.....	53
III.4.1	Expérience 1.....	53
III.4.2	Expérience 2.....	55
III.5	Algorithme de l'estimation	57
III.6	L'acquisition des données :	58
III.6.1	Expérience 01.....	58
III.6.2	Expérience 2.....	59
III.7	Conclusion	63
	Conclusion Générale	64
IV.	Annexes.....	66

V. Annexe 01 :	67
Définition :	67
Caractéristiques du WGN :	67
Conclusion	68
Bibliographie	69

Liste des figures

Figure I-1 système de coordonnées mobile	4
Figure I-2 Système de coordonnées fixe	5
Figure I-3 : repère ENU.	6
Figure I-4 : repère NED.	6
Figure I-5 : boîtier d'accéléromètre [7]	9
Figure I-6 Vue d'un système Gyroscope.	10
Figure I-7 : Vue d'un système Gyromètre [7].	10
Figure I-8: centrale inertielle	11
Figure I-9: Récepteur GPS[9]	12
Figure II-1: Structure général d'un quadrotor [10]	16
Figure II-2: Principe de fonctionnement du quadrotor[11]	16
Figure II-3: mouvement de roulis [12]	17
Figure II-4: mouvement de tangage d'un quadrotor [12]	18
Figure II-5: mouvement lacet d'un quadrotor [12].	18
Figure II-6: Mouvement vertical d'un quadrotor[12]	19
Figure II-7 : mouvement de translation horizontale [12]	19
Figure II-8: présentation des repères fixe et mobile [10]	20
Figure II-9 : Implémentation sous Matlab du modèle dynamique du quadrotor.	25
Figure II-10 : Implémentation sous Matlab du Modèle cinématique de quadrotor.	26
Figure II-11: illustration de la structure de commande d'un Quadrotor.	27
Figure II-12: schéma de la boucle de contrôleur PID	27
Figure II-13: régulateur PID d'altitude	28
Figure II-14: Altitude contrôler par PID	28
Figure II-15: régulateur PID de Roulis	29
Figure II-16: Angle de roulis	29
Figure II-17: correcteur PID de tangage	30
Figure II-18: correction PID de tangage	30
Figure II-19: correcteur PID de lacet	31
Figure II-20: correction PID de lacet	31
Figure II-21 Modèle mathématique de gyroscope.	33
Figure II-22 Modèle mathématique de l'accéléromètre.	34
Figure II-23 Fusion de données des accéléromètres-gyroscopes par filtre complémentaire.	35
Figure II-24: Structure de la fusion GPS-Accéléromètre	36
Figure II-25: allure de l'angle de roulis $\varphi(t)$	38
Figure II-26: allure de l'angle de tangage $\theta(t)$	38
Figure II-27 l'allure de l'angle de lacet $\psi(t)$	38
Figure II-28: allure de l'abscisse X(t)	39
Figure II-29: allure de l'ordonné Y(t)	39
Figure II-30: allure de Z(t)	40
Figure II-31: allure de vitesse linéaire U(t)	40
Figure II-32: allure de vitesse linéaire V(t)	40
Figure II-33: allure de vitesse linéaire W(t)	41
Figure II-34 : l'allure de l'angle de roulis $\varphi(t)$	41
Figure II-35: allure de l'angle de tangage $\theta(t)$	42

Figure II-36: l'allure de l'angle lacet $\psi(t)$	42
Figure II-37: l'allure de l'abscisse $X(t)$.	43
Figure II-38: l'allure de l'ordonné de $Y(t)$.	43
Figure II-39: l'allure de $Z(t)$.	43
Figure II-40: allure de vitesse linéaire $U(t)$.	44
Figure II-41: L'allure de vitesse linéaire $V(t)$	44
Figure II-42: L'allure de vitesse linéaire $W(t)$	44
Figure III-1 Vue de la carte Arduino Uno.	47
Figure III-2: Logiciel IDE Arduino	49
Figure III-3: Orientation de MPU6050.	50
Figure III-4: Capteur MPU6050.	50
Figure III-5: Magnétomètre HMC5883L GY-273.	51
Figure III-6: branchement afficheur LCD avec Arduino Uno.	52
Figure III-7: schéma de câblage des capteurs avec la carte Arduino.	53
Figure III-8: L'allure des accélérations linéaires.	54
Figure III-9: L'allure des vitesses angulaires.	54
Figure III-10: les allures des angles $\varphi(t)$ et $\theta(t)$.	55
Figure III-11: L'allure de l'angle de lacet ψ à l'état de repos.	55
Figure III-12: les allures des accélérations linéaires.	56
Figure III-13: les allures des vitesses angulaires $p(t)$, $q(t)$ et $r(t)$.	56
Figure III-14: les allures des angles $\varphi(t)$ et $\theta(t)$.	57
Figure III-15: allure de l'angle de lacet ψ avec des bruits et mouvements	57
Figure III-16: les allures des angles φ et θ l'état de repos.	58
Figure III-17: L'allure de ψ à l'état de repos.	59
Figure III-18: l'allure de $\varphi(t)$ et $\theta(t)$ lorsque $\theta=45^\circ$.	60
Figure III-19: l'allure de ψ lorsque $\theta=45^\circ$.	60
Figure III-20: l'allure de $\varphi(t)$ et $\theta(t)$ lorsque $\varphi=45^\circ$.	61
Figure III-21: l'allure de $\psi(t)$ lorsque $\varphi(t)=45^\circ$	61
Figure III-22: allure de φ et θ lorsque $\varphi=-45^\circ$	62
Figure III-23: allure de ψ lorsque $\varphi=-45^\circ$	62
Figure III-24: allure de φ et θ lorsque $\theta=-45^\circ$	63
Figure III-25: allure de ψ lorsque $\theta=-45^\circ$	63

Liste des tableaux

Tableau I-1: caractéristiques des méthodes de représentation d'attitude	8
Tableau I-2: Les avantages et les inconvénients des télémètres	13
Tableau III-1: caractéristiques généraux de la carte Arduino UNO	48
Tableau III-2- Caractéristiques générales du capteur MPU6050	50
Tableau III-3: Caractéristiques générales du magnétomètre capteur HMC5883L	51
Tableau III-4: Caractéristique d'un afficheur LCD	52

Liste des abréviations :

b : Coefficient de portance

d : La distance entre l'axe de rotation du rotor et le centre de gravité du Quadrotor

g : l'accélération gravitationnelle

J : Matrice d'inertie du système

J_r : Matrice d'inertie des rotors

K_{ft} : Coefficient de traîné

K_d : Le gain dérivé du régulateur PID.

K_i : Le gain intégral du régulateur PID.

K_p : Le gain proportionnel du régulateur PID.

L : La latitude du point {a, b}

m : est la masse totale e

$S(\Omega)$: Squeusymmetric matrix

V : vitesse linéaire

x_d : Position désiré selon x

\dot{x}_d : Taux de variation de la position selon x

y_d : Position désiré selon y

\dot{y}_d : Taux de variation de la position selon y

z : L'altitude du système quadrotor.

z_d : L'altitude désirée.

\dot{z}_d : Taux de variation de l'altitude désiré.

Ω : vitesse de rotation de l'hélice

Ω_i : vitesse de rotation du rotor

φ : Angle de roulis.

φ_d : Angle de roulis désiré.

$\dot{\varphi}_d$: Taux de variation de l'angle de roulis désirée.

θ : Angle de tangage

θ_d : Angle de tangage désiré

$\dot{\theta}_d$: Taux de variation de l'angle de tangage désiré

ψ : Angle de lacet

ψ_d : Angle de lacet désiré

$\dot{\psi}$: Taux de variation de l'angle de lacet

λ : La longitude du point {a, b}

ΔL : La différence de latitude entre L_a et L_b .

Introduction Générale

Introduction générale

La course dans le monde entier au sujet de la robotique mobile touche plusieurs domaines notamment la robotique marine, les véhicules routiers, la robotique agricole ainsi que la robotique des systèmes volants autrement dit les drones (quadrorotor, hexarotor). Plusieurs défis attendent ce domaine de recherche comme la localisation dans un environnement dynamique, la navigation dans un environnement social qui met en présence le robot avec des personnes et la planification de mouvement en présence de contraintes. Donc, le grand problème des drones n'est pas dans la partie mécanique mais le problème majeur c'est la précision de la commande (les actionneurs) qui provient de la précision de localisation et l'estimation de la position.

Ce document est pour objectif de concevoir et de réaliser un estimateur de la posture d'un vecteur aérien par l'acquisition des données brutes d'une centrale inertielle et un magnétomètre en présence de bruits et des contraintes liés aux capteurs.

Dans le premier chapitre on va entamer la navigation et la navigation inertielle ainsi les repères de référence en utilisant le repère ENU comme référentiel, ensuite, on va introduire les capteurs qu'on va utiliser à la localisation des systèmes volants.

Le deuxième chapitre est dédié à la modélisation du quadrotor, en premier lieu, la description générale du système et ces mouvements, la modélisation mathématique dynamique et cinématique du quadrotor. Après avoir modélisé le système à étudier, on fait synthétiser une commande linéaire PID pour assurer la poursuite d'une trajectoire de référence. Cette étape est cruciale afin de pouvoir évaluer les performances de l'estimateur d'état en un scénario de vol désiré. Par la suite, nous allons présenter le modèle mathématique de différents capteurs utilisés à savoir le gyromètre, accéléromètre et magnétomètres. Ensuite, l'approche de fusion de données serait illustrée montrant le concept et le démarche d'implémentation.

Le troisième chapitre est consacré à la mise en œuvre de l'estimateur de posture conçu. En premier, on va définir le matériel physique et logiciels utilisé pour réaliser cet estimateur. Après, on va effectuer deux applications expérimentales pour la mise en œuvre des capteurs MPU6050 et le HMC5883L, l'une en état de repos et, l'autre en mouvement avec une trajectoire désirée afin de présenter et d'évaluer les résultats données par l'estimateur de la posture.

Enfin, on termine ce travail par une conclusion dans laquelle les résultats obtenus sont récapitulés, suivie de quelques recommandations dans lesquelles nous évoquons quelques perspectives à venir.

Chapitre I : Généralité sur la Navigation

Chapitre01 : Généralité sur la navigation

I.1 Navigation :

La navigation est l'ensemble des techniques qui permettent de connaître la position d'un mobile par rapport à un système de référence, calculer la route à suivre pour rejoindre un autre point de coordonnées connues et de calculer toutes informations relative au déplacement de ce mobile (distance, durée, vitesse, heure estimée d'arrivée ...).

La navigation n'est pas réservée qu'aux avions mais aussi aux drones qui sont mis au sien des autopilotes, qui se caractérise par plusieurs boucles notant : boucles de navigation, de guidage et de stabilisation. Ces dernières sont appelées les modes de contrôle.

On définit le plan de vol d'un robot aérien par la description de ces tâches aux points de passage afin de réaliser le suivi de trajectoire en fonction des états instantanés du système : position, altitude et cap.

I.2 Navigation inertielle :

La navigation inertielle, en anglais Inertial Navigation System, est une technique de navigation utilisant des capteurs d'accélération et vitesse angulaire pour but de déterminer le mouvement d'un véhicule. Elle est totalement autonome de toute autre source de localisation globale.

I.3 Système de coordonnées :

Pour étudier le mouvement et l'attitude d'un corps rigide dans l'espace, deux principaux systèmes de coordonnées sont présentés :

I.3.1.1 Système de coordonnées mobiles :

Ce système est lié à la structure du corps (Body Frame), il est composé de trois axes orthonormés (X_B, Y_B, Z_B). L'origine de ce système coïncide avec le centre de gravité du corps et ces axes avec les axes d'inertie du solide [1].

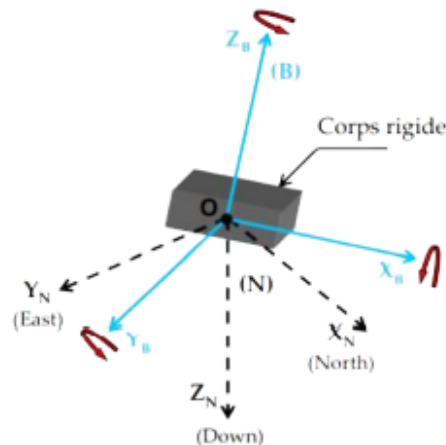


Figure I-1 système de coordonnées mobile

Chapitre01 : Généralité sur la navigation

I.3.1.2 Système de coordonnées fixes :

Pour but de navigation plusieurs systèmes de références sont présentés, le plus utilisé pour l'analyse du mouvement et de l'attitude est le système de navigation fixe (N) aussi appelé Local Tangent Plane [2]. Ce dernier est composé de trois axes orthogonaux (X_N, Y_N, Z_N), son origine est commune au système fixé au corps rigide. Deux de ses axes forment un plan tangent local à l'ellipsoïde terrestre [3].

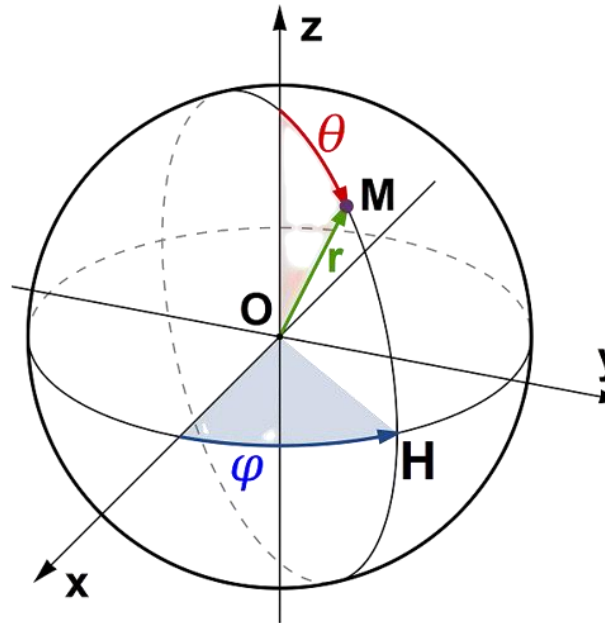


Figure I-2 Système de coordonnées fixe

Ce système de coordonnées se décline selon deux modalités par rapport au géoïde terrestre (Nord et gravité).

On distingue les deux conventions :

- ❖ NED : selon cette convention ; X_N se dirige vers le Nord Magnétique local, Y_N vers l'Est et l'axe Z_N vers la pesanteur.
- ❖ ENU : cette convention ressemble à la convention précédente sauf que l'axe Z_N se dirige au sens opposé de la pesanteur.

La convention ENU sera utilisée par la suite de ce document.

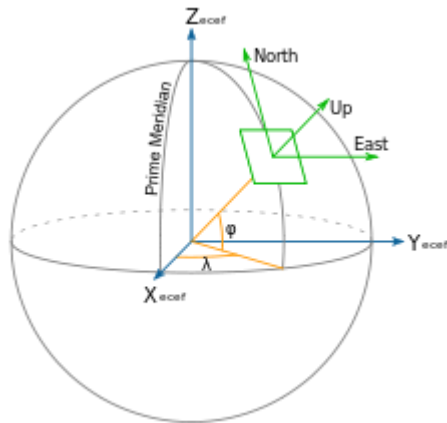


Figure I-3 : repère ENU.

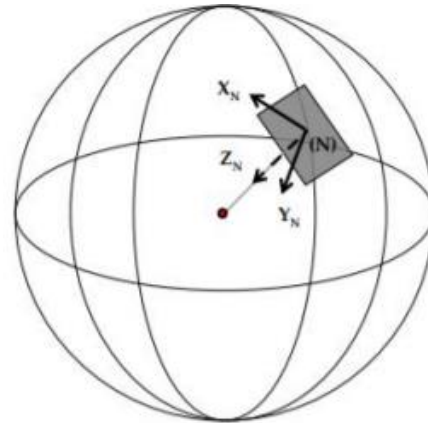


Figure I-4 : repère NED.

I.4 Les méthodes de représentation d'attitude :

Dans le domaine aérospatiale on définit l'attitude qu'elle est la direction des axes d'un aéronef par rapport à un repère définie.

I.4.1 Les matrices de rotations :

Une matrice de rotation permet d'identifier l'orientation de tout système de coordonnées dans les trois dimensions de l'espace, par exemple le système mobile (B) par rapport au système de navigation fixe (N). Cette matrice permet de transformer tout vecteur du référentiel de navigation au référentiel mobile (lié à l'objet) et vice versa. Elle est appelée aussi matrice de passage ou encore matrice d'attitude. Une étude détaillée des matrices de rotations ainsi que leurs propriétés ont été proposée par (Farrell et Barth) [3].

I.4.2 Les quaternions :

L'approche par les quaternions permet de représenter efficacement l'attitude d'un objet et de formuler la composition de ses rotations 3D. Cette représentation, appelée aussi paramètre symétrique d'Euler, a été mise en forme par William Rowan Hamilton en 1843 [4]. Le quaternion est un nombre hypercomplexe de dimension 4. Ils sont composés par une composante scalaire et une autre de forme vectoriel. L'élément scalaire du quaternion est défini q_0 et l'élément vectoriel défini par [5] :

$$q_{\text{vecteur}} = iq_1 + jq_2 + kq_3 \quad \text{I-1}$$

La représentation mathématique des quaternions est la suivante :

$$q = q_0 + q_{\text{vecteur}} = q_0 + iq_1 + jq_2 + kq_3 \quad \text{I-2}$$

Avec:

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad \text{I-3}$$

Chapitre01 : Généralité sur la navigation

Avec $q_0, q_1, q_2, et q_3$ son des nombre réels et i, j, k son des coefficients imaginaires satisfaisant les conditions :

$$i^2 = j^2 = k^2 = -1 \quad \text{I-4}$$

$$ij = -ji = k \quad \text{I-5}$$

$$ik = -ki = j \quad \text{I-6}$$

$$kj = -jk = i \quad \text{I-7}$$

I.4.3 Les angles d'Euler :

Les angles d'Euler ont été développés par Leonard Euler pour décrire l'orientation d'un corps rigide dans un espace à trois dimensions, l'orientation d'un objet dans l'espace tridimensionnelle peut être défini par trois rotations unitaires successives, chacune des rotations est effectué à chaque étape autour d'un seul axe de système de coordonné [3].

❖ Propriétés des angles d'Euler :

Pour passer du repère fixe N (X_N, Y_N, Z_N) vers le repère mobile B (X_B, Y_B, Z_B) en utilisant les angles d'Euler, on définit trois rotations successives par exemple ZXZ :

R_1 La rotation ψ se fait autour de l'axe Z_N obtenant alors (U, V, Z_N)

R_2 La rotation θ se fait autour de l'axe U , obtenant alors (U, W, Z')

R_3 La dernière rotation φ fait autour de l'axe Z' pour arriver au système de coordonnées mobile (X_B, Y_B, Z_B).

Dans la suite de ce document on va utiliser la combinaison ZXY qui est définit comme suit :

R_1 Une rotation $\psi \in [-\pi, \pi]$ se fait autour de l'axe Z_N par angle de lacet (Yaw angle).

R_2 Une rotation $\theta \in [-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$ se fait autour du nouvel l'axe Y_N (après avoir effectué la rotation autour de Z_N) par angle de tangage (Pitch angle).

R_3 La dernière rotation $\varphi \in [-\pi, \pi]$ se fait autour du nouvel l'axe X_N par un angle de roulis (Roll angle).

La matrice de passage du système de coordonnées fixe N au système de coordonnées mobile est donnée par :

$$R_1 = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad R_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad R_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \sin\varphi \end{bmatrix} \quad \text{I-8}$$

Chapitre01 : Généralité sur la navigation

$$R_N^B = \begin{bmatrix} c\varphi c\theta & s\varphi c\theta & -s\theta \\ -s\varphi c\theta + c\psi s\theta s\varphi & c\varphi c\psi + s\varphi s\theta s\psi & c\theta s\varphi \\ s\psi s\varphi + c\psi c\varphi s\theta & -c\varphi s\psi + s\theta s\psi c\varphi & c\theta c\varphi \end{bmatrix} \quad \text{I-9}$$

Avec cos et sin son noté respectivement c et s.

Pour passer du système de coordonnées mobiles vers le système de coordonnées fixe, on utilise la combinaison inverse XYZ et la matrice soit donné par :

$$R_B^N = (R_N^B)^T \quad \text{I-10}$$

I.4.4 Comparaison entre les méthodes de représentation d'attitude :

L'analyse des propriétés mathématiques des méthodes de représentation d'attitude est synthétisée dans le tableau ci-dessous :

Tableau I-1: caractéristiques des méthodes de représentation d'attitude

Méthode	Notation	Avantages	Inconvénients
Matrice de rotation	R_a^b	<ul style="list-style-type: none"> ❖ La matrice de rotation ne comporte pas de fonctions trigonométriques. ❖ Absence de singularité géométrique. ❖ L'équation associée à la matrice de rotation est linéaire. 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Six paramètres redondants. ❖ Neuf paramètres à estimer.
Quaternions	q	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Quatre paramètres à estimer. ❖ Pas de fonctions trigonométriques. ❖ Absence de singularité géométrique. ❖ Un seul paramètre redondant. 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Les angles d'Euler ne sont pas directement disponibles. ❖ La matrice de transformation n'est pas directement disponible.

Les angles d'Euler	φ, θ, ψ	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Trois paramètres indépendants. ❖ Initialisation directe des angles roulis, tangage et lacet. ❖ Pas de paramètres redondants. 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Présence de singularité lorsque l'angle de tangage approche 90°. ❖ Equations différentielles non-linéaires. ❖ l'ordre de rotation est important.
--------------------	-------------------------	--	--

I.5 Capteur utilisées à la navigation :

Le positionnement d'un robot(UAV) est basé sur les informations issues des nombreux capteurs des systèmes embarqués, on note :

I.5.1 Capteurs intrinsèque :

Un capteur intrinsèque est un capteur qui fournit l'information propre au comportement interne du robot ; on peut identifier les capteurs suivants :

a. Les accéléromètres :

L'accéléromètre est un capteur qui mesure l'accélération linéaire en un point donnée. La mesure d'accélération est effectuée à l'aide d'une masse d'épreuve « m » lié au boîtier du capteur [6]. Ce capteur mesure l'effort massique non gravitationnel, le calcul du déplacement élémentaire s'effectue par double intégration de ces informations; mais elle conduit à une accumulation d'erreur.



Figure I-5 : boîtier d'accéléromètre [7]

Chapitre01 : Généralité sur la navigation

b. Gyroscope

Un gyroscope est un dispositif utilisant la gravité terrestre pour déterminer l'orientation. Les capteurs gyroscopiques sont des dispositifs détectant la vitesse angulaire, qui est le changement d'angle de rotation par unité de temps. La vitesse angulaire est généralement exprimée en deg/s (degrés par seconde). Il existe trois types de gyroscopes de base : rotatifs (classique), à structure vibrante et optiques [7].

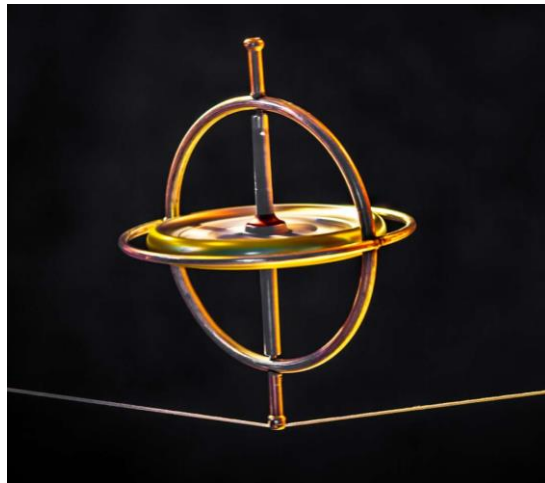


Figure I-6 Vue d'un système Gyroscope.

c. Gyromètre

Mesurent l'orientation du robot mobile, cette mesure est intégrée pour calculer la position. Ces aident à diminuer l'imprécision sur l'orientation dans le cas de fusion de données.



Figure I-7 : Vue d'un système Gyromètre [7].

d. Gyrocompas

Le gyrocompas donne l'information sur le cap, il est constitué d'un gyroscope et compas magnétique, il conserve le nord magnétique durant tout déplacement du mobile.

e. Magnétomètre

Ce capteur n'est pas considéré comme capteur inertielle, mais les centrales inertielle (IMU) à faible coût (IMU MEMES) en plus d'une triade d'accéléromètre et une triade de gyroscope on trouve une triade de magnétomètre ; cette architecture facilite la détermination d'attitude d'une centrale inertielle à faible coût. Les magnétomètres permettent de mesurer le champ magnétique local qui est composé du champ magnétique terrestre et perturbation local (perturbation lié au capteurs ou bien lié à l'environnement extérieur).

f. La centrale inertielle :

Le capteur inertielle est un dispositif équipé par trois accéléromètres, trois gyroscopes et un calculateur de temps réel. Ce capteur donne l'information sur la vitesse ou sur l'accélération, l'intégration de l'un des deux peut nous conduire au calcul de la distance. Son principe est que les informations issues des accéléromètres de chaque axe ainsi que les informations d'attitude issues des gyroscopes (tangage, roulis et lacet) sont traitées dans l'unité de mesure inertielle, les systèmes qui déterminent la pose de robot à partir des accéléromètres et des gyroscopes sont appelés système de navigation inertielle. Les capteurs inertielle sont utilisés pour former des systèmes munis d'un calculateur et d'une électronique de mise en œuvre capables de délivrer des informations utiles à la navigation et au pilotage. Parmi ces systèmes, on cite : les INS (Inertial Navigation System), les INS/GPS, les IRS (Inertial Reference System), les AHRS (Attitude and Heading Reference System). Les AHRS sont des combinaisons d'instruments capables de donner une estimation précise de roulis, de tangage et de lacet d'un véhicule en mouvement [8].



Figure I-8: centrale inertielle

I.5.2 Capteurs extrinsèques

Ces capteurs sont utilisés pour collecter les informations sur l'environnement d'évolution du système mobile. Ils représentent le complément indispensable des capteurs intrinsèques présenté précédemment.

a. Récepteur GPS

GPS abréviation de Global Positioning System, est utilisé pour le positionnement universel en exploitant les ondes électromagnétiques pour la localisation immédiate à l'aide de 32 satellites (24 satellite en service à chaque instant), dispatché sur six orbites terrestre géostationnaires avec une précision de 5 à 10m au plus.

Un récepteur GPS conventionnel est constitué de deux parties :

- Une partie analogique qui englobe l'antenne de réception, l'étage radio fréquence qui contient un oscillateur local, un convertisseur analogique numérique parfois associé à un AGC (Amplifier Gain Control), des filtres.
- La partie digitale contient deux autres parties : la première englobe des canaux constitués des étages d'acquisition et de poursuite du signal, cette parte est généralement implémentées sur des circuits ASIC (Application Specific Integrated Circuit), la deuxième partie est réalisée par un microprocesseur, elle est dédiée au traitement des données pour obtenir la position du récepteur [9].

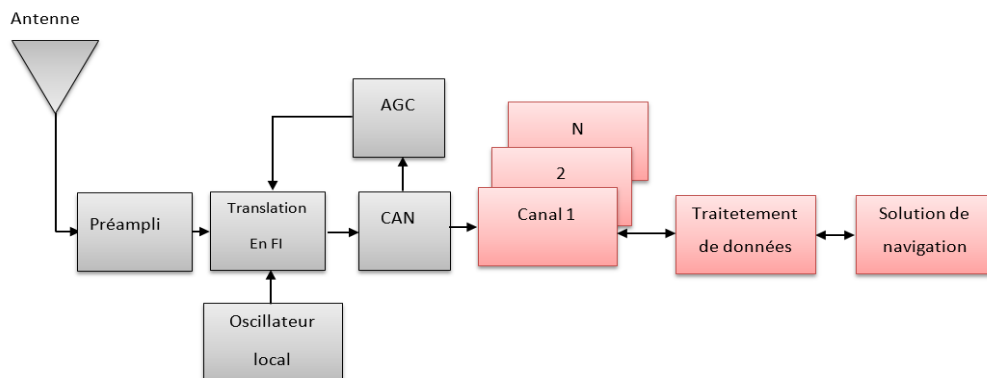


Figure I-9: Récepteur GPS[9]

b. Les télémètres

Les télémètres sont des outils de mesure de distance, les plus utilisés actuellement sont les télémètres à bailliage laser, ils sont équipés par un faisceau laser tournant sur un plan pour but de mesurer la distance des objets coupent ce plan. Il existe trois types des télémètres :

- Les ultrasons : ils utilisent des ondes sonores pour calculer la distance entre capteur et obstacle (mur, montagne, porte,...)

Chapitre01 : Généralité sur la navigation

- Les télémètres infrarouges : ils utilisent la lumière infrarouge pour la détection au lieu de l'onde sonore.
- Les télémètres laser 3D : scanner en pivotant sur un axe vertical ou sur deux axes avec deux scanners perpendiculaires.

Tableau I-2: Les avantages et les inconvénients des télémètres

Les avantages	Les inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> • Haute précision. • Mesure directe. • Mesure de distance par rapport à un grand nombre de points fixes 	<ul style="list-style-type: none"> • Très chers. • Non-utilisés dans les terrains accidentés.

Conclusion :

Au cours de ce chapitre, nous avons abordé les notions et les outils relatifs à la navigation et la navigation inertielle. Ensuite, nous avons présenté les systèmes de coordonnées ainsi que les différentes méthodes de représentation d'attitude d'un UAV en précisant les avantages et les inconvénients de chaque méthode. Après, nous avons cité les capteurs utilisés pour la prédiction de la pose d'un UAV dans un espace tridimensionnel.

Dans le chapitre par la suite, nous allons aborder la modélisation mathématique d'une machine volante (Quadri rotor) et les modèles des capteurs de l'attitude afin d'estimer sa position dans l'espace de son évolution.

Chapitre II: Conception de l'estimation d'état d'un Quadrotor

II.1 Introduction :

Dans le but de contrôle d'attitude et la position, la modélisation du système occupe une partie importante. Pour cela, il est indispensable de bien connaître la structure générale du système et son environnement d'évolution. En effet, le modèle développé facilite l'analyse du comportement du système pour des diverses conditions.

Les quadrotors sont classés dans la catégorie des systèmes mécaniques complexe vu le nombre des effets physique et les forces qui affectent sa dynamique. Le modèle du quadrotor sera obtenu en appliquant les lois de Newton qui relie la somme des forces et des moments avec les accélérations linéaires et les vitesses angulaires d'un corps rigide. Afin d'achevé le modèle mathématique qui représente le système on utilise un repère local lié à la structure (repère mobile), et encore un repère globale fixe (repère fixe).

Dans ce chapitre, nous allons développer le modèle mathématique qui décrit le système quadrotor et ses mouvements dans l'espace d'évolution. En premier, nous allons décrire le système à étudier, les changements de son état et les référentiels utilisés pour le modéliser. Ensuite, nous définirons les paramètres cinématiques et dynamiques décrivant l'évolution le système qui est considéré dans notre étude comme un corps rigide. En appliquant les lois de Newton de la dynamique de translation et le théorème d'Euler pour la dynamique de rotation, nous allons avoir le modèle mathématique qui décrit la dynamique et la cinématique du quadrotor.

Enfin, nous allons définir l'estimateur qu'on va réaliser dans le chapitre suivant ainsi que la simulation qui se fait sur Simulink R2021a en décrivant les méthodes de fusion de données utilisés pour avoir des estimations précise et plus proche au réalité.

II.2 Description du Quadrotor :

Un quadrotor est un robot mobile aérien à quatre rotors définit dans l'espace par 6DDL (Degrés De Libertés). Ces quatre rotors sont placés aux extrémités d'une croix, au centre se trouve tout l'équipement nécessaire au bon fonctionnement du quadrotor.

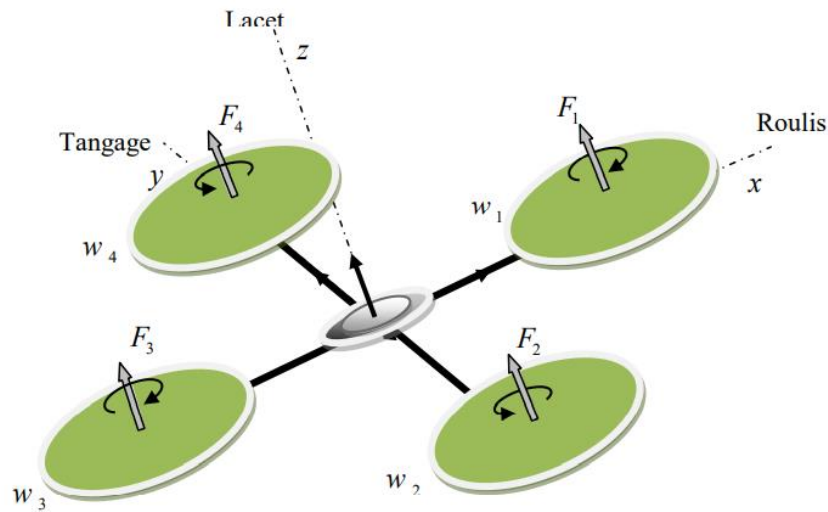


Figure II-1: Structure général d'un quadrirotor [10]

Le quadrirotor présente un mouvement indésirable de tourner autour de lui-même, pour l'éviter il est nécessaire que deux hélice placés aux extrémités opposés tourne dans le même sens et les deux autres dans le sens inverse.

En variant la puissance des quatre rotors d'une façon astucieuse on peut faire monter/descendre, incliner à gauche/droite par mouvement de roulis ou bien en avant/arrière par mouvement de tangage ou encore faire pivoter sur lui-même par un mouvement de lacet.

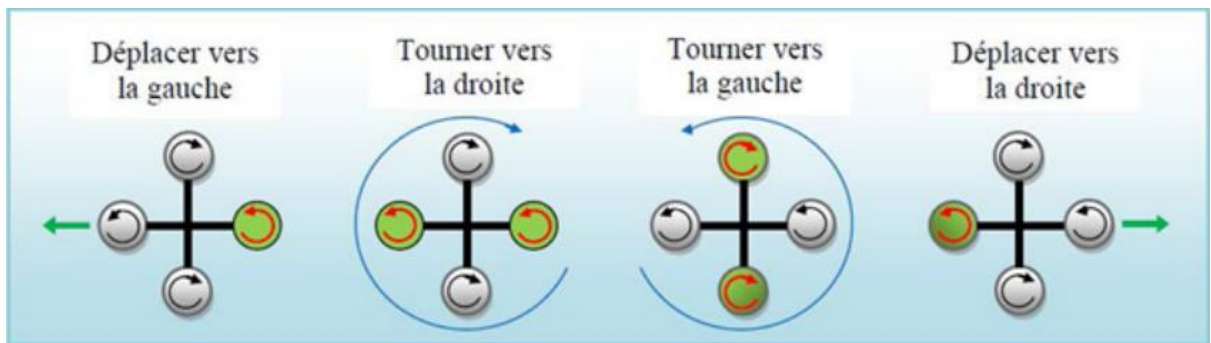


Figure II-2: Principe de fonctionnement du quadrirotor[11]

En résumé, un quadrirotor possède 6 DDL, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation, ces six degrés de liberté sont commandés par quatre déclencheurs seulement, donc, c'est un système sous actionné (le nombre des entrées est inférieures au nombre des sorties).

II.2.1 Les mouvements d'un quadrotor :

En variant la vitesse de chaque rotor ou bien couple de rotor (deux rotors situés en opposition sur la croix) on aura un mouvement différent de notre système, le quadrotor incline vers la direction du rotor le plus lent. Comme à un hélicoptère classique, les mouvements sont couplés, qui signifie que le quadrotor ne peut pas réaliser une translation sans faire un mouvement de roulis ou tangage ça implique qu'un mouvement du système affecte au moins sur trois degrés de liberté.

On distingue cinq mouvements basiques définis comme suit :

a. Mouvement de roulis (Roll) :

On applique un couple autour de l'axe x ce qui vaut une différence de poussée entre les rotors 2 et 4 on va donc obtenir un mouvement de roulis comme il est montré dans la figure ci-dessous :

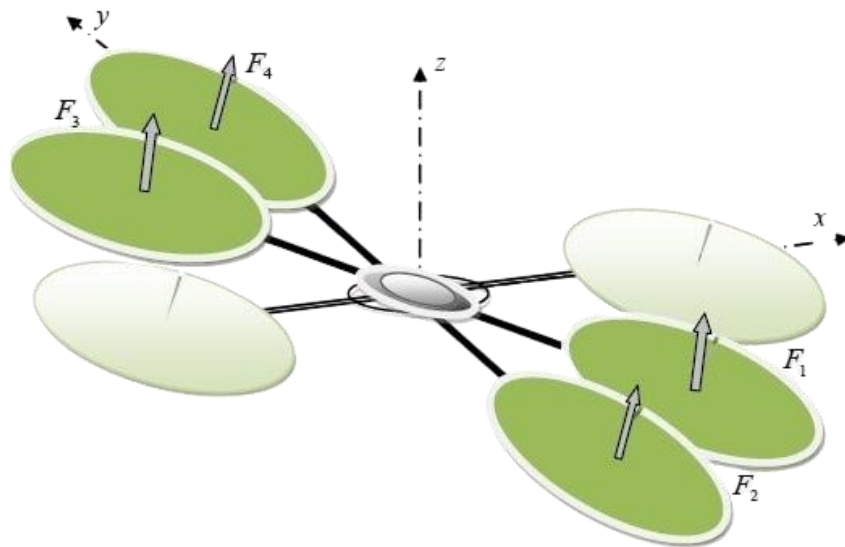


Figure II-3: mouvement de roulis [12]

b. Mouvement de tangage (Pitch) :

Lorsqu'on applique le couple autour de l'axe y on va avoir donc une différence de poussée entre les rotors 1 et 3 qui produit un mouvement de tangage. Ce dernier est couplé avec un mouvement de translation sur l'axe x .

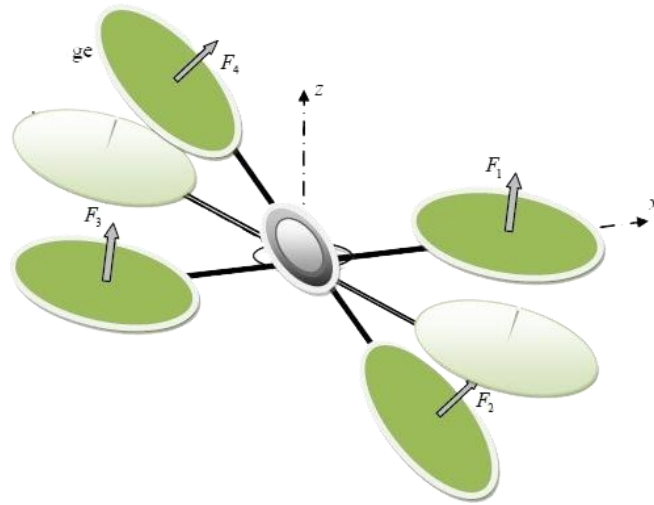


Figure II-4: mouvement de tangage d'un quadrotor [12]

c. Mouvement de lacet (Yaw) :

Pour but de l'application d'un couple autour de l'axe z , nous allons appliquer une différence de vitesse entre les 4 rotors couplés 1,3 et 2,4. Ce mouvement est le résultat des couples réactifs résultants de la rotation des rotors ainsi que la poussé produit par les propulseurs. La figure ci-jointe montre comment ce fait le mouvement de lacet :

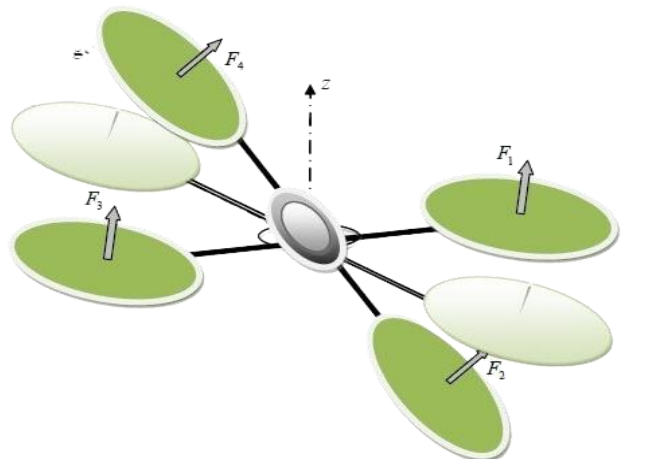


Figure II-5: mouvement lacet d'un quadrotor [12].

d. Mouvement vertical (Throttle) :

Il s'agit d'un mouvement de monter ou descendre le quadrotor. Ce mouvement est obtenu par la variation de la vitesse de rotation des 4 rotors en produisant une poussé, si la poussé produite est supérieur au poids du quadrotor il va monter, alors il va descendre si le poids est supérieur.

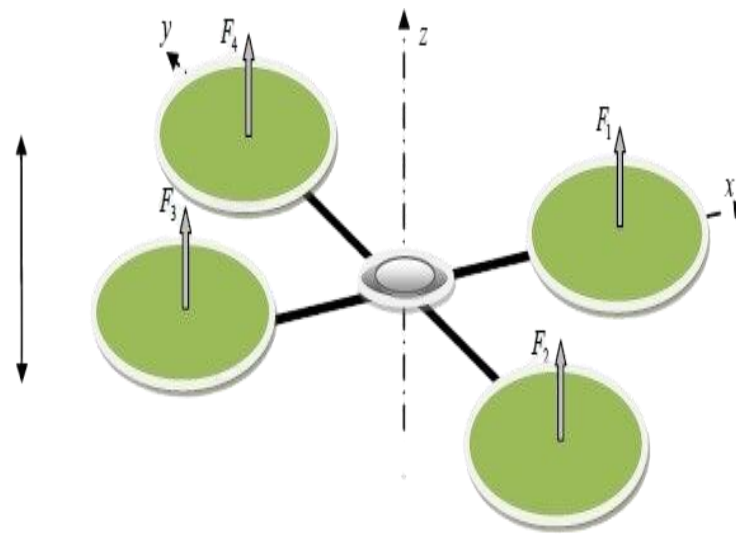


Figure II-6: Mouvement vertical d'un quadrotor[12]

Mouvement de translation horizontale :

Pour translater notre quadrotor le long de l'axe x ou y on va appliquer donc une force le long de l'axe voulu par un roulement ou tangage en augmentant toute la poussée produite afin de garder la composante de_z .

La figure suivante montre un mouvement de translation selon l'axe y produit par un roulement :

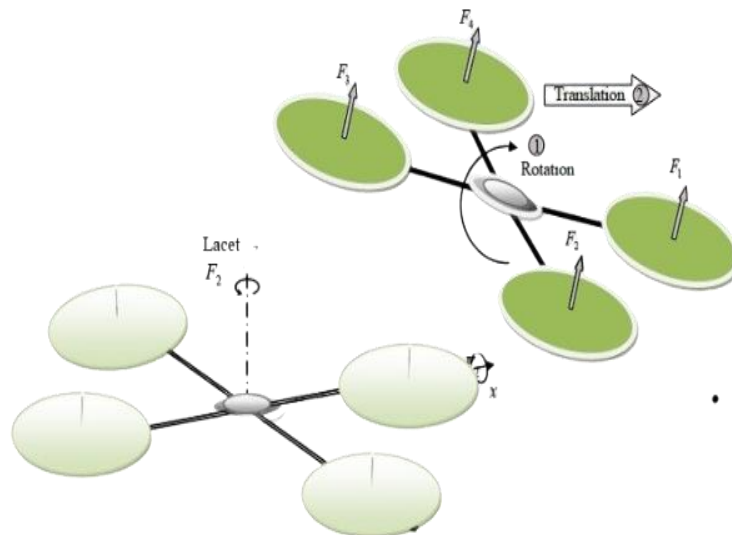


Figure II-7 : mouvement de translation horizontale [12]

II.3 Modélisation du Quadrotor :

La modélisation dynamique du quadrotor est considérée comme une tâche délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et pleinement couplée.

- ❖ Hypothèse de la modélisation :
Afin de déterminer le modèle dynamique certaines hypothèses simplifiant ont été utilisées :
- ❖ La structure du quadrotor est supposée rigide.
- ❖ La structure est parfaitement symétrique, alors, la matrice d'inertie sera supposée diagonale.
- ❖ L'origine du repère mobile lié à la structure du système est confondue avec son centre de masse.
- ❖ Les hélices sont supposées rigides pour négliger l'effet de leur déformation.
- ❖ Les forces de portance et de traînée sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des rotors.

Pour décrire la position et l'orientation du quadrotor, deux repères sont utilisés :

- Le repère de navigation fixe N , on choisit la combinaison ENU (North East Up).
- Le repère mobile lié à la structure du système B (Body Frame).
- L'axe Z du repère fixe et du repère mobile sont dans la même direction comme donnée dans la figure ci-dessous :

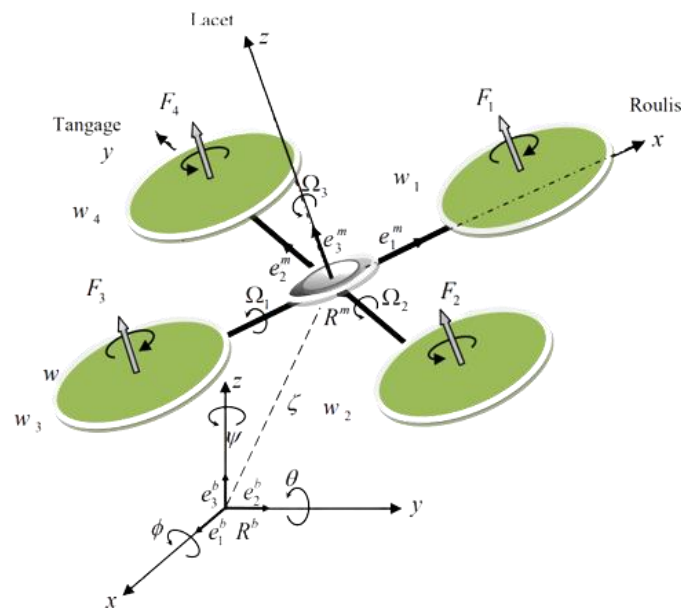


Figure II-8: présentation des repères fixe et mobile [10]

Le passage du repère fixe R_N au repère mobile R_B est subi en utilisant les angles d'Euler et les matrices de rotation.

II.3.1 Les vitesses angulaires :

La vitesse angulaire notée $\omega = [p \ q \ r]^T$ est exprimé dans le repère mobile R_B , on peut l'écrire en fonction des angles d'Euler comme suit :

$$\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_x(\varphi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_y(\theta)Rot_x(\varphi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad \text{II-1}$$

Les vitesses angulaire sont définit par :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta\cos\varphi & -\sin\theta \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi\cos\theta \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad \text{II-2}$$

II.3.2 Les vitesses linéaires :

Les vitesses linéaires du centre du quadrirotor notées $V_N = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ dans le repère fixe R_N en fonction des vitesses linéaires exprimées dans le repère R_B (Body Frame) $V_B = [u \ v \ w]^T$ données par :

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R_N^B \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad \text{II-3}$$

II.3.3 Les effets physiques agissant sur la structure du quadrotor :

Comme il a été mentionné au début de ce chapitre, la structure du quadrotor est affectée par des effets physiques suivants :

II.3.3.1 Les forces

a. Le poids du quadrotor :

$$\text{Donné par } F_g = P = m.g \quad \text{II-4}$$

Où m est la masse totale et g l'accélération gravitationnelle.

b. Les forces de poussée (portance):

Ces forces sont générées par la rotation des hélices, elles sont proportionnelles au carré des vitesses de rotation des rotors et perpendiculaire au plan des hélices. Données par l'équation suivante :

$$F_t = \sum_{i=1}^4 b_i \Omega_i^2 \quad \text{II-5}$$

b : Coefficient de portance

Ω : vitesse de rotation de l'hélice

c. La traînée :

Cette force est le couplage entre les forces de pression et les frottements visqueux, on distingue deux force de traînée l'une des hélices est négligeable afin de faciliter la modélisation du corps et l'autre selon les axes est exprimé par :

$$F_f = K_{ft} \cdot V \quad \text{II-6}$$

K_{ft} : Coefficient de traînée

V : vitesse linéaire

Le modèle mathématique selon la loi de la dynamique fondamentale est donné par :

$$m\ddot{\xi} = F_g + F_t + F_f \quad \text{II-7}$$

II.3.3.2 Les moments

a. Les moments due à la force de poussé

On trouve trois moments le long des trois axes :

La rotation selon x (Roll) : moment des rotors 2 et 4 donnée par :

$$u_2 = d(F_4 - F_2) \quad \text{II-8}$$

Avec $F_i = b \cdot \Omega_i^2$

d : La distance entre l'axe de rotation du rotor et le centre de la croix du Quadrotor

b : Coefficient de portance

Ω_i : vitesse de rotation du rotor

La rotation selon y (Pitch) : moment des rotors 1 et 3 donnée par :

$$u_3 = d(F_3 - F_1) \quad \text{II-9}$$

b. Moments due aux force de traînée

La rotation selon z (Yaw) : moments des quatre rotors donnée par :

$$u_4 = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad \text{II-10}$$

c. Les moments gyroscopiques

❖ Moments gyroscopique des hélices :

Donnée par :

$$M_{gn} = \sum_{i=1}^4 \omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \Omega_i^2]^T \quad \text{II-11}$$

J_r : Matrice d'inertie des rotors

❖ Moments gyroscopique des mouvements du quadrotor :

Défini par :

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega \quad \text{II-12}$$

J : Matrice d'inertie du système

Le modèle mathématique selon Newton-Euler est exprimé comme suit :

$$\begin{cases} \dot{\xi} = V \\ m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = R.S(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad \text{II-13}$$

Avec : $\xi = [x \quad y \quad z]^T$

$$F_f = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \cdot V \quad \text{II-14}$$

$$F_g = m \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} \quad \text{II-15}$$

L'accélération gravitationnelle g est prise négative dans notre cas car on utilise le repère ENU (North East UP).

$S(\Omega)$: Matrice antisymétrique donnée par :

$$S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_1 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_3 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{II-16}$$

J : Matrice d'inertie du système :

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad \text{II-17}$$

M_f : Moment de poussé et de traîné

$$M_f = \begin{bmatrix} d(F_4 - F_2) \\ d(F_3 - F_1) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad \text{II-18}$$

M_{gh} : Moment résultant des frottements visqueux

$$M_a = \begin{bmatrix} K_{fax}\dot{\varphi}^2 \\ K_{fay}\dot{\theta}^2 \\ K_{faz}\dot{\psi}^2 \end{bmatrix} \quad \text{II-19}$$

II.3.4 Modèle dynamique

Les équations du modèle dynamique du quadrotor sont données comme suit :

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{I_y - I_z}{I_x} qr - \frac{K_{fax}}{I_x} p^2 + \frac{d}{I_x} u_2 - \frac{J_r}{I_x} q \\ \dot{q} &= \frac{I_z - I_x}{I_y} pr - \frac{J_r \bar{\Omega}}{I_y} p - \frac{K_{fay}}{I_y} q^2 + \frac{d}{I_y} u_3 \end{aligned} \quad \text{II-20}$$

$$\begin{aligned} \dot{r} &= \frac{I_x - I_y}{I_z} pq - \frac{K_{faz}}{I_z} r^2 + \frac{d}{I_z} u_4 \\ \dot{\phi} &= p + \tan\theta(q\sin\varphi + r\cos\theta) \\ \dot{\theta} &= q\cos\varphi - r\sin\varphi \end{aligned} \quad \text{II-21}$$

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos\theta}(q\sin\varphi + r\cos\varphi) \\ \begin{pmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{pmatrix} &= - \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \wedge \begin{pmatrix} U \\ V \\ W \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad \text{II-22}$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -\frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \end{bmatrix} + R_N^B \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} K_{fax}U \\ K_{fay}V \\ K_{faz}W \end{bmatrix} \quad \text{II-23}$$

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} + R_N^B \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} = -\frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \end{bmatrix} + 2R_N^B \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} K_{fax}U \\ K_{fay}V \\ K_{faz}W \end{bmatrix} \quad \text{II-24}$$

L'implémentation du modèle dynamique se fait sous Simulink R2020a :

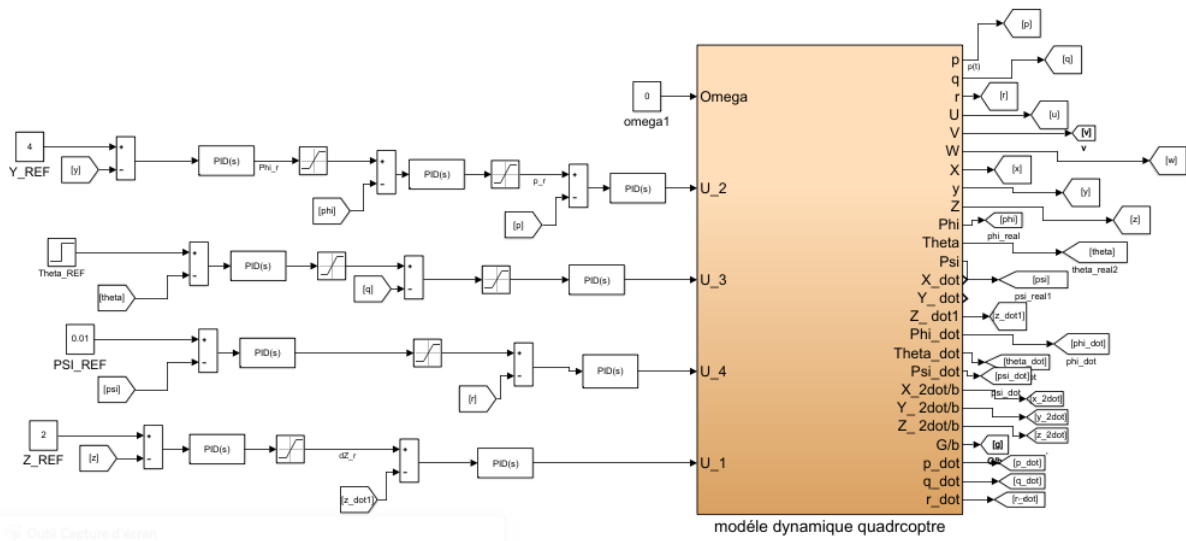


Figure II-9 : Implémentation sous Matlab du modèle dynamique du quadrotor.

II.3.5 Modèle cinématique :

Le modèle cinématique permet de prédire le mouvement du système volant (quadrotor) par définir $[X, Y, Z, U, V, W, \varphi, \theta, \psi]$ à partir des mesures de l'IMU (Inertial Measurement Unit) $[p, q, r, a_x, a_y, a_z]$, les équations suivantes définissent le modèle cinématique :

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\theta s\varphi c\psi - s\psi c\varphi & s\psi s\theta s\varphi + c\psi c\varphi & s\varphi c\theta \\ s\theta c\varphi c\psi + s\psi s\varphi & c\varphi s\theta s\psi - s\varphi s\psi & c\varphi c\theta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad \text{II-25}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x + Vr - Wq + g\sin\theta \\ a_y - Ur + Wp - g\cos\theta\sin\varphi \\ a_z + Uq - Vp - g\cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \quad \text{II-26}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\varphi\tan\theta & \cos\varphi\tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi\sec\theta & \cos\varphi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad \text{II-27}$$

$$\text{Avec } \sec\theta = \frac{1}{\cos\theta}$$

L'implémentation du modèle cinématique sous simink R2020a :

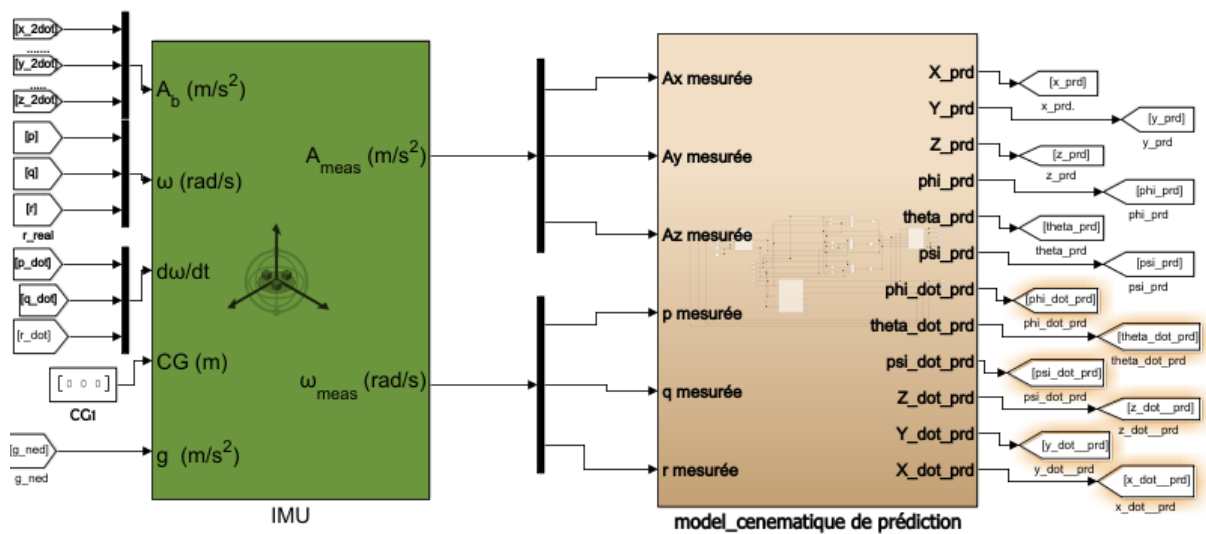


Figure II-10 : Implémentation sous Matlab du Modèle cinématique de quadrotor.

Le block IMU en vert c'est une unité de mesure inertielle (Inertial Measement Unit) se trouve dans le Toolbox de Simulink, il effectue les mêmes calculs qu'une centrale inertielle avec trois accéléromètres et trois gyroscopes.

II.4 La commande PID :

La commande par PID est la méthode la plus utilisée à l'échelle industrielle vu sa simplicité et facilité à programmer sur un ordinateur.

II.4.1 Le contrôleur PID :

Le PID abréviation de Proportionnel Intégral Dérivé, est un contrôleur utilisé dans l'application industrielle pour ça simplicité, rapidité de réponse et la fourniture de bonne stabilité. Ce contrôleur consiste de trois coefficient K_p (proportionnel), K_i (intégral), K_d (dérivé), qui se varient avec chaque application afin d'obtenir des réponses optimales et permettent d'atteindre la valeur souhaitée à la sortie.

La figure suivante illustre comment on effectue la commande sur un quadrotor :

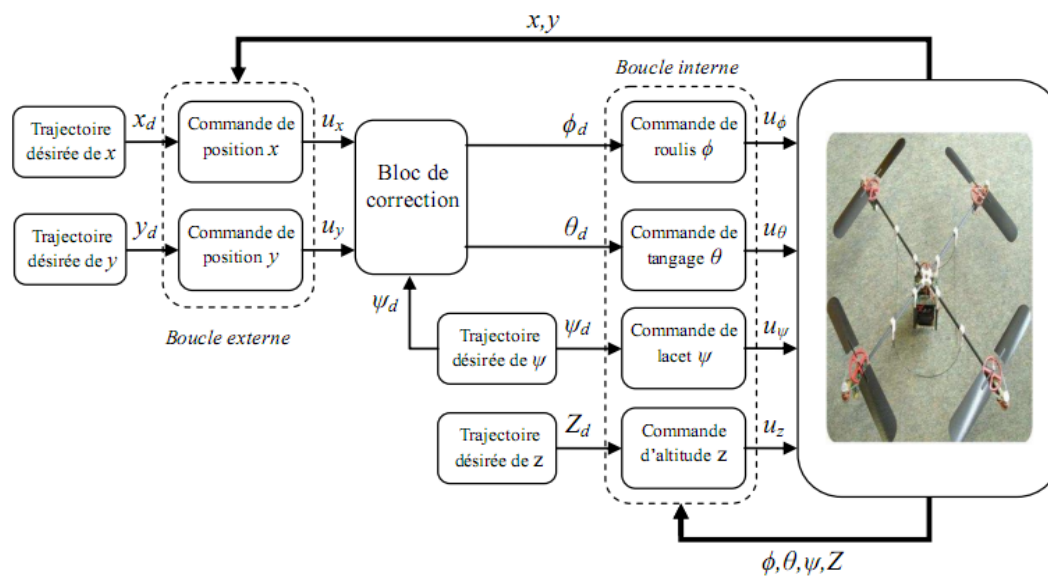


Figure II-11: illustration de la structure de commande d'un Quadrotor.

II.4.2 Structure du contrôleur PID :

La figure II-11 illustre le schéma d'un régulateur PID en montrant les gains K_p , K_i et K_d :

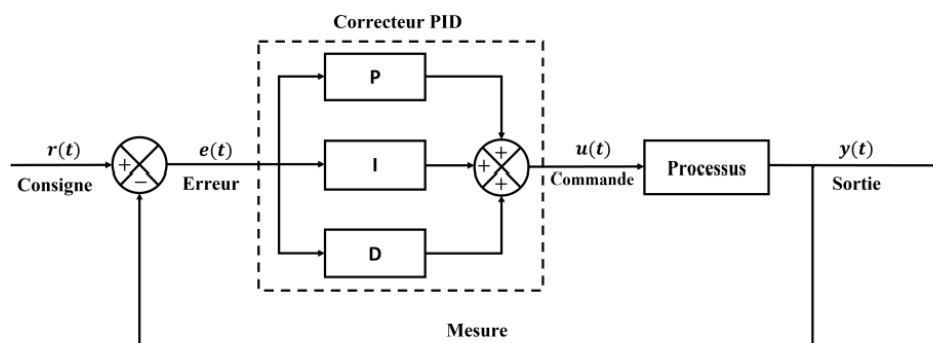


Figure II-12: schéma de la boucle de contrôleur PID

Le contrôleur PID est utilisé dans l'industrie car il est simple et efficace à réduire les erreurs pour la plupart des systèmes.

II.4.3 Contrôle d'altitude :

Un régulateur PID est développée pour contrôler l'altitude d'un système quadrotor par générer un signal d'entrée U_1 définie par :

$$U_1 = K_p(z - z_d) + K_d(\dot{z} - \dot{z}_d) + K_i \int (z - z_d) dt \quad \text{II-28}$$

Chapitre02 : Conception de l'estimation d'état d'un UAV

K_p, K_d, K_i : Les gains du régulateur proportionnel, dérivé et intégral respectivement.

z : L'altitude du système quadrotor.

z_d : L'altitude désirée.

\dot{z}_d : Taux de variation de l'altitude désiré.

L'implémentation du régulateur PID conçu pour contrôler l'altitude :

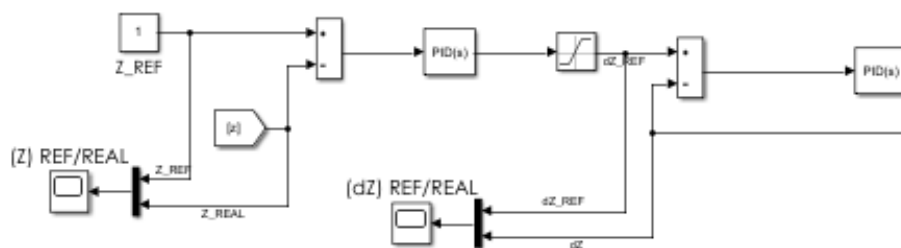


Figure II-13: régulateur PID d'altitude

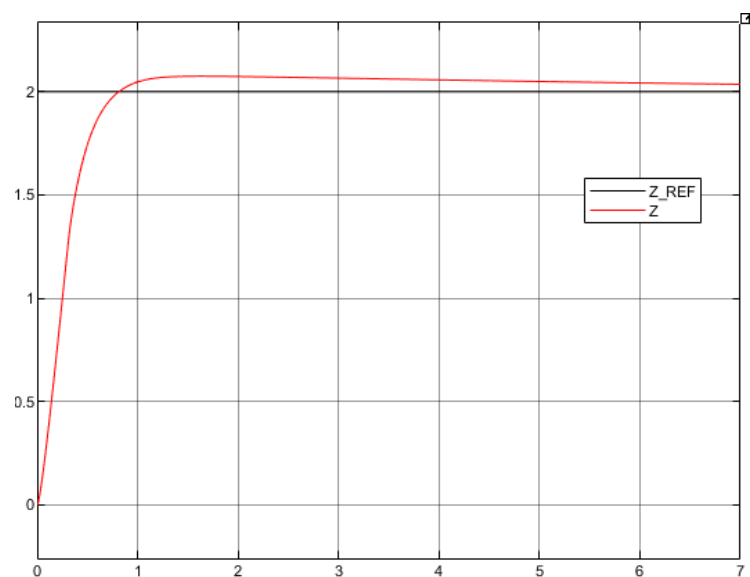


Figure II-14: Altitude contrôler par PID

II.4.4 Contrôle de l'attitude et la position :

II.4.4.1 Contrôle de l'attitude :

- Contrôle de roulis :

Un régulateur PID est conçu pour contrôler l'angle de roulis φ , la loi de commande vaut :

$$U_2 = K_p(\varphi - \varphi_d) + K_d(\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_d) + K_i \int (\varphi - \varphi_d) dt \quad \text{II-29}$$

φ : Angle de roulis.²²

φ_d : Angle de roulis désiré.

$\dot{\varphi}_d$: Taux de variation de l'angle de roulis désirée.

L'implémentation du régulateur :

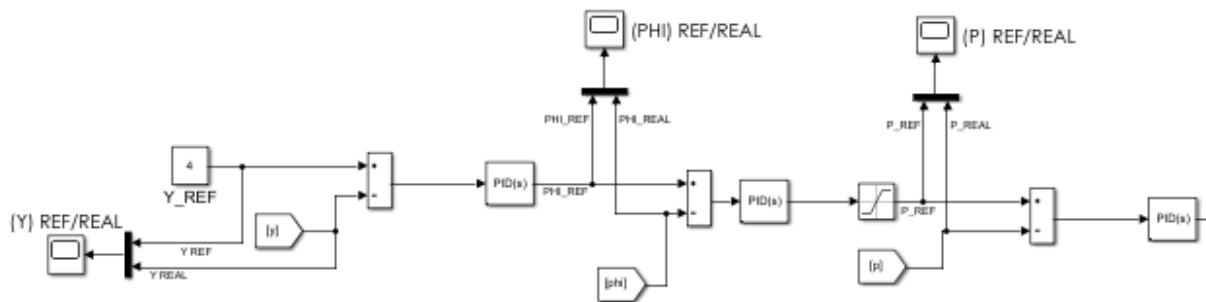


Figure II-15: régulateur PID de Roulis

Résultat de régulateur :

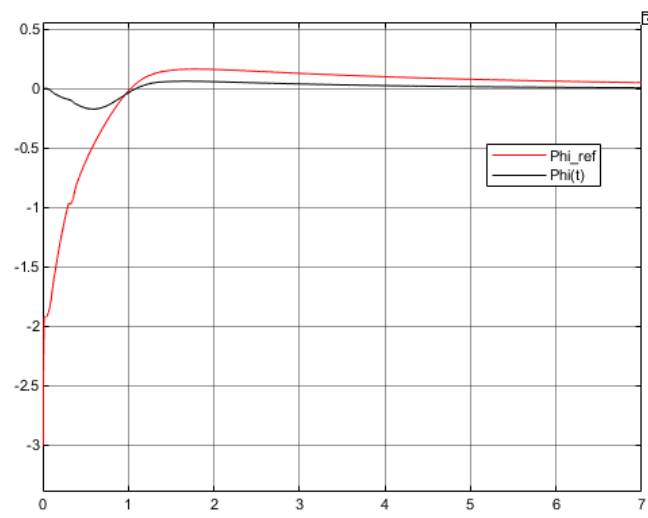


Figure II-16: Angle de roulis

- Contrôle de tangage :

Un régulateur PID désigné pour le contrôle de l'angle de tangage θ donne un signal d'entrée U_3 défini comme suit :

$$U_3 = K_p(\theta - \theta_d) + K_d(\dot{\theta} - \dot{\theta}_d) + K_i \int (\theta - \theta_d) dt \quad \text{II-30}$$

θ : Angle de tangage

θ_d : Angle de tangage désiré

$\dot{\theta}_d$: Taux de variation de l'angle de tangage désiré

Implémentation du correcteur :

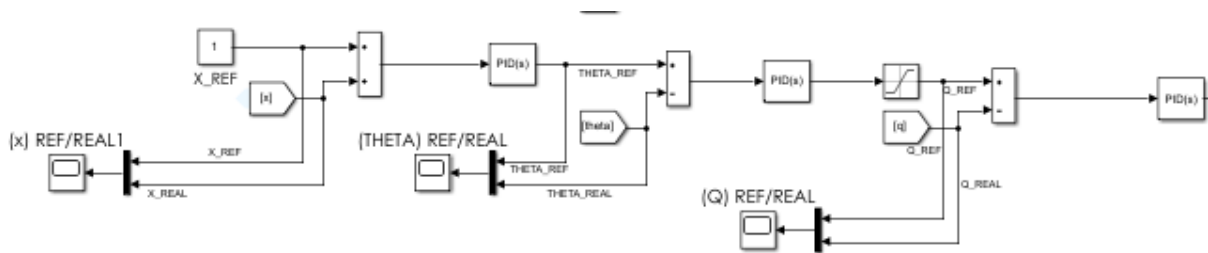


Figure II-17: correcteur PID de tangage

Le résultat de la correction PID :

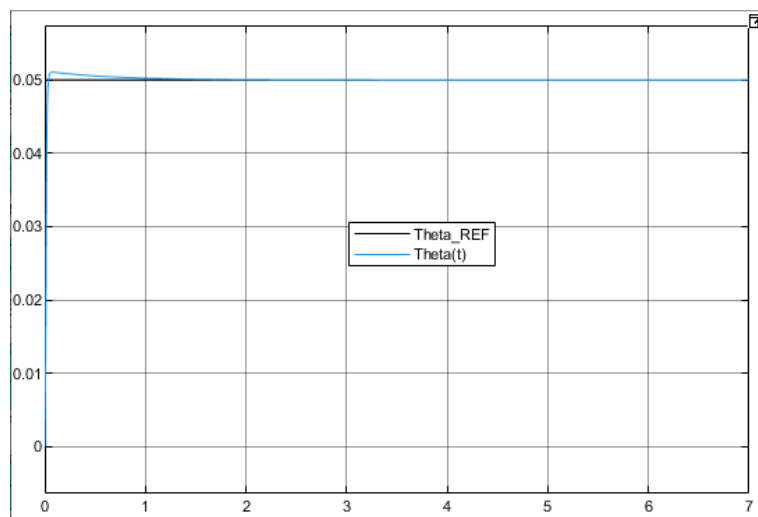


Figure II-18: correction PID de tangage

- Contrôle de lacet :

Le régulateur PID développé pour contrôler l'angle de lacet ψ injecte un signal d'entrée U_4 donnée par :

$$U_4 = K_p(\psi - \psi_d) + K_d(\dot{\psi} - \dot{\psi}_d) + K_i \int (\psi - \psi_d) dt \quad \text{II-31}$$

ψ : Angle de lacet

ψ_d : Angle de lacet désiré

$\dot{\psi}$: Taux de variation de l'angle de lacet

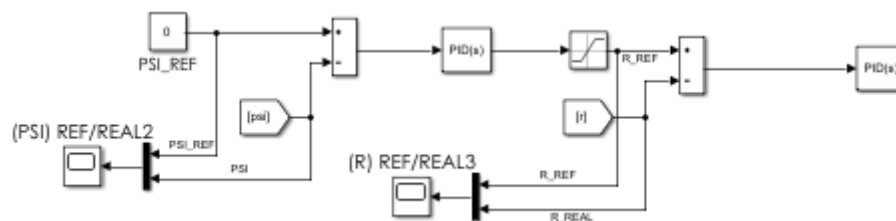


Figure II-19: correcteur PID de lacet

Résultat de la correction :

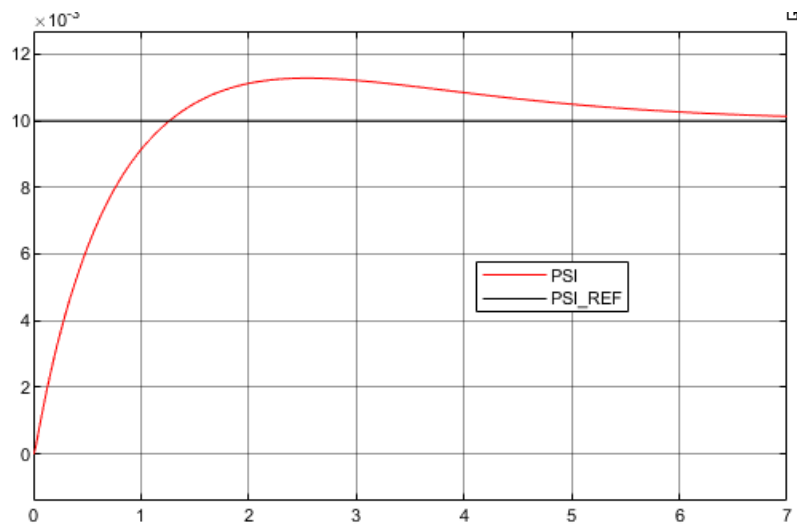


Figure II-20: correction PID de lacet

II.4.4.2 Contrôle de la position :

Après avoir acquis des contrôleurs stables pour l'attitude et l'altitude du quad rotor, un régulateur PID est développé pour contrôler les accélérations désirées \ddot{x}_d et \ddot{y}_d , la loi de contrôle vaut :

$$\ddot{x}_d = K_p(x - x_d) + K_d(\dot{x} - \dot{x}_d) + K_i \int (x - x_d) dt \quad \text{II-32}$$

$$\ddot{y}_d = K_p(y - y_d) + K_d(\dot{y} - \dot{y}_d) + K_i \int (y - y_d) dt \quad \text{II-33}$$

x_d : Position désiré selon x

y_d : Position désiré selon y

\dot{x}_d : Taux de variation de la position selon x

\dot{y}_d : Taux de variation de la position selon y

II.5 Structure de l'estimateur d'état :

Dans ce chapitre on a développé le modèle mathématique notant le modèle dynamique et cinématique d'un appareil volant (Quadri rotor) afin de réaliser un estimateur de position à l'aide des capteurs inertiels (IMU) et capteur magnétique (Magnétomètre). L'estimateur qu'on va le mise en point constitue d'une centrale inertiel de la technologie MEMS (Microelectromechanical System) MPU6050 équipé par trois accéléromètres et trois gyroscopes sur les trois axes $[x, y, z]$ un par axes comme montrer dans la figure (2.9), plus un magnétomètre HMC5883L (dans notre cas HW-127). Cet estimateur est contribué pour la prédiction de la posture d'un uav en utilisant les angles d'Euler calculés à base des données des capteurs, mais ils présentent des erreurs de positionnement à long terme dans le temps (le cumul des erreurs cause la fausse prédiction des angles d'Euler ce qui conduit à des erreurs dans le calcul de position), pour cela, un récepteur GPS est ajouté pour corriger les valeurs du vecteur de position $[x \ y \ z]^T$. Le récepteur GPS est intégré pour ça précision de détection de la position (5-10m).

La mise en œuvre de cet estimateur se fait grâce à un microcontrôleur Atmega328P intégré sur une carte Arduino Uno.

II.6 Modèles mathématique des capteurs et fusion de données :

Les accéléromètres et les gyroscopes permettent de prédire les angles d'Euler à base des mesures des accélérations linéaires $[a_x, a_y, a_z]$ et les vitesses angulaires $[p, q, r]$ exprimés dans le repère mobile lié à la structure du corps rigide (Body Frame).

Ces mesures nous permettent de prédire les angles d'Euler à travers le modèle mathématique de chaque capteur :

Le modèle gyroscopique est donné par les équations suivantes :

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= p + \tan\theta(q\sin\phi + r\cos\theta) \\ \dot{\theta} &= q\cos\phi - r\sin\phi\end{aligned}\quad \text{II-34}$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos\theta} (q\cos\phi + r\sin\phi)$$

Ces équations permettent en premiers d'obtenir les dérivés des angles d'Euler, après une simple intégration dans le temps on peut obtenir les angles visés :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}\quad \text{II-35}$$

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \int \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} dt\quad \text{II-36}$$

L'implémentation des équations du modèle gyroscopique sur Simulink R2020a:

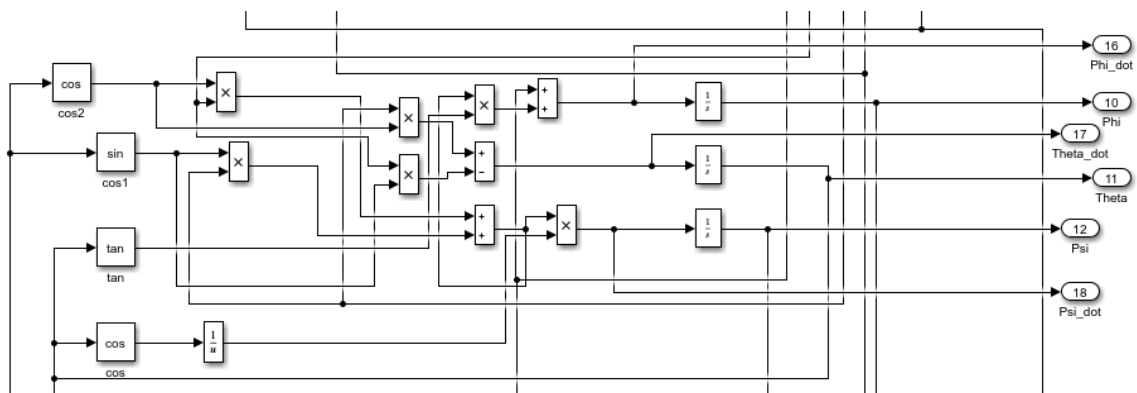


Figure II-21 Modèle mathématique de gyroscope.

On peut aussi calculer les angles de roulis (φ) et de tangage (θ) à partir des mesures des accéléromètres par les équations suivantes :

$$\varphi_{acc} = \arctan\left(\frac{a_y}{\sqrt{a_x^2 + a_z^2}}\right) \quad \text{II-37}$$

$$\theta_{acc} = \arctan\left(\frac{-a_x}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}}\right) \quad \text{II-38}$$

L'implémentation du modèle accéléromètres :

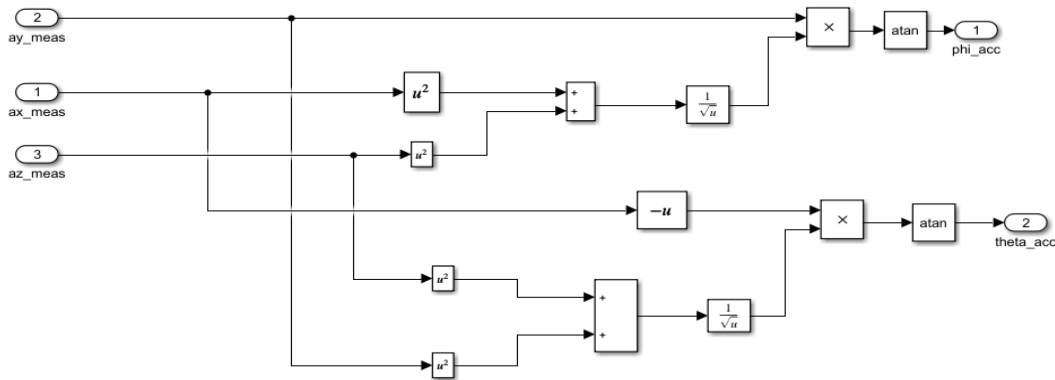


Figure II-22 Modèle mathématique de l'accéléromètre.

II.6.1 Le filtre complémentaire :

II.6.2 Fusion de données gyroscopes accéléromètre :

Pour avoir une estimation plus proche à valeur réelle des angles de roulis et de tangage en exploitant les capteurs inertiels (gyroscopes et accéléromètres) on va faire une fusion des estimations gyroscopique et des accéléromètres. Il existe plusieurs méthode pour effectuer cette tâche de fusion notant l'utilisation des filtres tels que : Filtre de Kalman, Filtre à particules, Filtre complémentaire. Dans ce document, nous avons choisi le filtre complémentaire pour finaliser la fusion des données estimées, ce choix est motivé par la simplicité de la mise en œuvre du filtre choisis. Les équations par la suite montrent la procédure de la fusion :

$$\phi_{est} = \eta\phi_{gyro} + (1 - \eta)\phi_{accél} \quad \text{II-39}$$

$$\theta_{est} = \eta\theta_{gyro} + (1 - \eta)\theta_{accél} \quad \text{II-40}$$

η : Facteur de confiance aux capteurs, généralement il prend des valeurs proche de l'unité ($\eta = 0.99$).

Les accéléromètres permettent de compenser le drift des gyroscopes.

Le modèle de fusion sous Simulink R2020a :

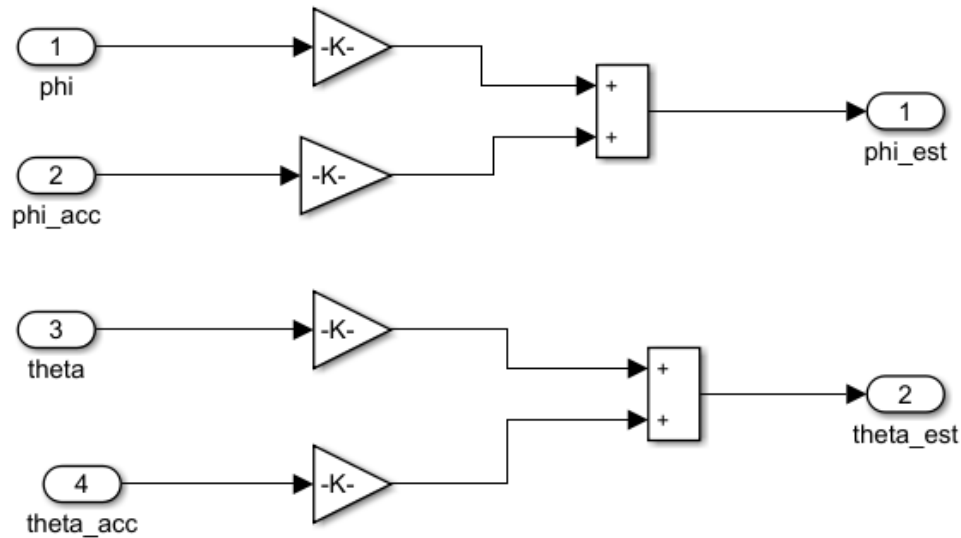


Figure II-23 Fusion de données des accéléromètres-gyroscopes par filtre complémentaire.

II.6.3 Modèle du capteur magnétomètre :

Le capteur magnétomètre permet de calculer l'angle de lacet ψ en utilisant les relations reliant le cap avec le nord magnétique en donnant à la fin la direction du système volant (quad rotor) qui est défini par l'équation suivante :

$$\psi = \text{atan2}(X, Y) \quad \text{II-41}$$

Sachant que X et Y donné par :

$$X = \cos\lambda_b \sin\Delta L \quad \text{II-42}$$

$$Y = \cos\lambda_a \sin\lambda_b - \sin\lambda_a \cos\lambda_b \cos\Delta L \quad \text{II-43}$$

Avec :

λ : La longitude du point {a b}

L : La latitude du point {a b}

ΔL : La différence de latitude entre L_a et L_b .

Le capteur magnétomètre subit un bruit sur les axes x et y, c'est-à-dire lors une rotation de roulis ou de tangage on va avoir un changement sur le lacet, pour cela, le modèle mathématique du capteur magnétomètre vaut :

$$\psi = \text{atan2}(m_x, m_y) \quad \text{II-44}$$

Avec :

$$m_x = Z \sin(\varphi) - Y \cos(\varphi) \quad \text{II-45}$$

$$m_y = X \cos(\theta) + Y \sin(\theta) \sin(\varphi) + Z \sin(\theta) \cos(\varphi) \quad \text{II-46}$$

II.6.4 Fusion GPS - accelerometer

Pour effectuer cette expérience on va récupérer les données du modèle dynamique et ajouter un bruit puis on va les fusionner par filtre complémentaire avec les données récupérées du modèle cinématique.

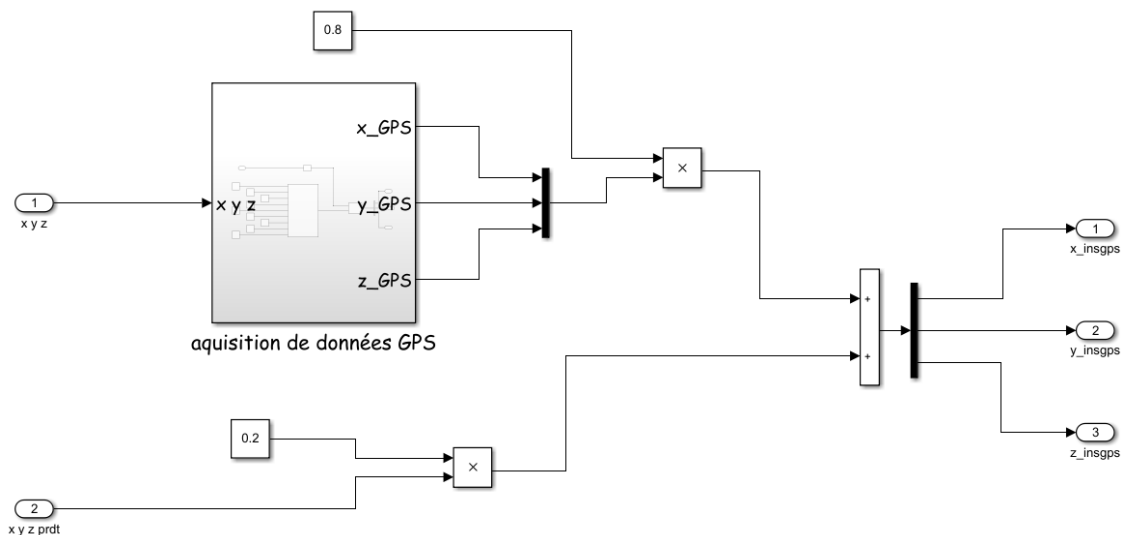


Figure II-24: Structure de la fusion GPS-Accéléromètre

II.6.5 Les inconvénients de la prédiction des angles d'Euler :

L'estimation des angles d'Euler en utilisant les capteurs inertiels présente des inconvénients relatifs aux capteurs utilisés :

- La prédiction à travers les vitesses angulaires obtenues du gyroscope présente un cumul des erreurs dans le temps à cause des intégrations dans le temps et les bruits relatifs du capteur, mais au cours terme, les gyroscopes sont très précis.
- Les accéléromètres permettent de prédire que les angles $\varphi_{acc}(t)$ et $\theta_{acc}(t)$ et ne donne pas la prédiction de l'angle $\psi(t)$. Aussi, les accéléromètres sont très

sensibles aux vibrations, c'est-à-dire, l'estimation se fait dans le cas où l'accélération est faible.

- Le magnétomètre présente des erreurs de déclinaison magnétique et bruit du capteur.

II.7 Résultats de simulation :

Au cours de ce chapitre on a développé deux modèles décrivant le Quadrotor, le modèle dynamique décrit la trajectoire réelle parcourus par le système, et le modèle cinématique basé sur les calculs de l'IMU donne la description de la trajectoire prédite.

II.7.1 IMU sans bruit

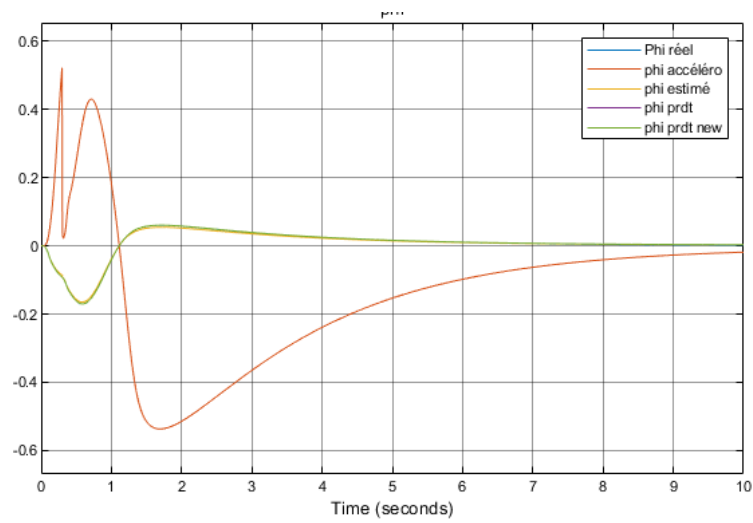
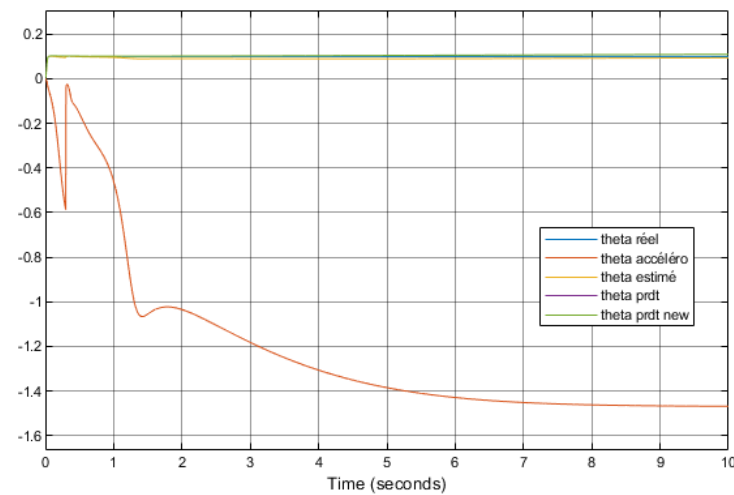
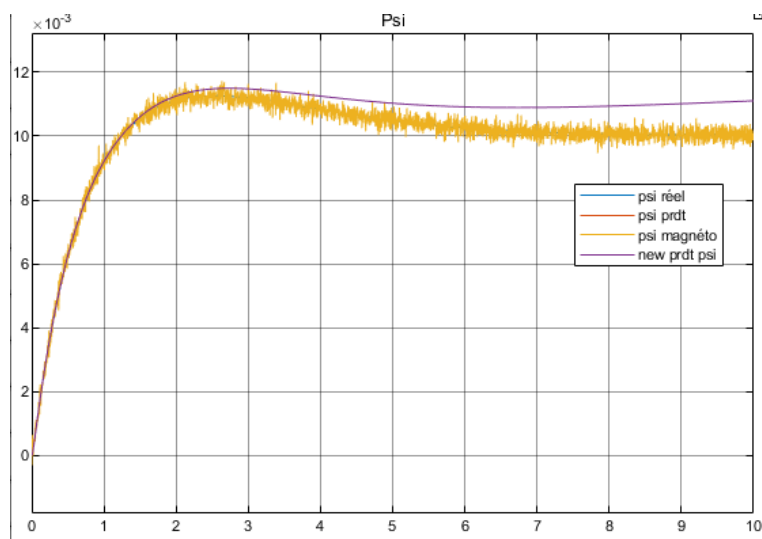
Dans cette expérience on considère l'IMU idéal (sans bruit), alors, on doit obtenu deux trajectoires confondues (réel-prédite).

Pour effectuer l'expérience on a besoin de quatre entrées d'excitation $[u_1, u_2, u_3, u_4]$, on nomme la trajectoire de référence (i.e., $[x_r, y_r, z_r, U_r, V_r, W_r, \varphi_r, \theta_r, \psi_r]$), et la trajectoire prédite (i.e., $[x_p, y_p, z_p, U_p, V_p, W_p, \varphi_p, \theta_p, \psi_p]$), produite par le modèle de cinématique du Quadrotor en utilisant les mesures nettes sans bruits de l'IMU (i.e., $[p, q, r, a_x, a_y, a_z]$). Ce que nous prévoyons est d'obtenir deux trajectoires identiques. Cette comparaison nous permettra d'assurer la conformité et la validité des modèles dynamique et cinématique du quadrotor implémentés sous Simulink (Matlab).

Les états du mouvement du quadrotor et qu'on veut représenter sont :

- Les vitesses linéaires du quadrotor exprimés dans le repère body $[u, v, w]$.
- Les angles de tangage, roulis, lacet du quadrotor exprimés dans le repère ENU $[\varphi, \theta, \psi]$.
- La position du centre de la masse du quadrotor (repère body) dans le repère ENU $[x, y, z]$.
- La mesure « prdt » représente la première estimé du modèle cinématique.
- La mesure « new_prdt » représente la nouvelle estimé du modèle cinématique en utilisant les angles fusionné.
- La mesure « estimé » représente le résultat de la fusion des données.

Les résultats des simulations obtenues sont présentés dans les figures qui suivent :

Figure II-25: allure de l'angle de roulis $\varphi(t)$ Figure II-26: allure de l'angle de tangage $\theta(t)$ Figure II-27 l'allure de l'angle de lacet $\psi(t)$

Chapitre02 : Conception de l'estimation d'état d'un UAV

Les mesures de l'angle de roulis φ converge vers la valeur désiré sauf que la mesure de l'accéléromètre (phi_acc) possède une divergence dans un premier temps après converge vers la valeur désiré, l'angle de tangage θ converge vers la valeur désiré sauf que la mesure de l'accéléromètre diverge. L'angle de lacet ψ converge vers la valeur désiré.

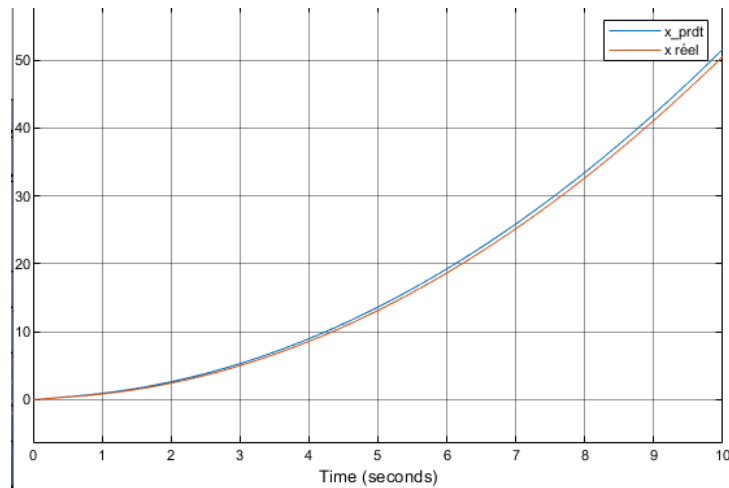


Figure II-28: allure de l'abscisse X(t)

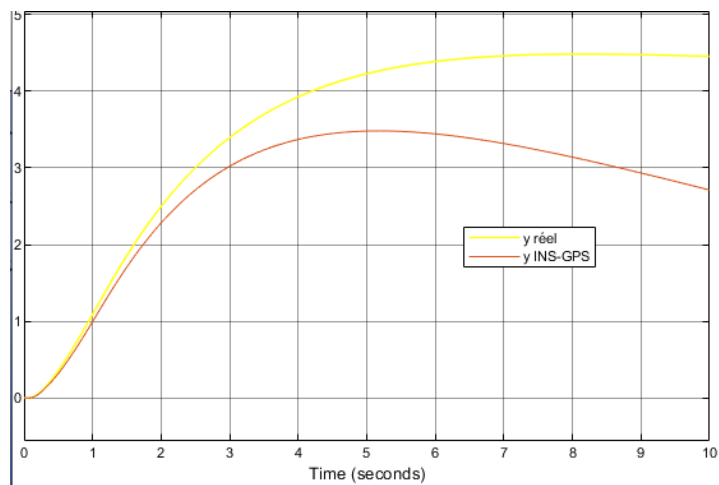


Figure II-29: allure de l'ordonné Y(t)

Chapitre02 : Conception de l'estimation d'état d'un UAV

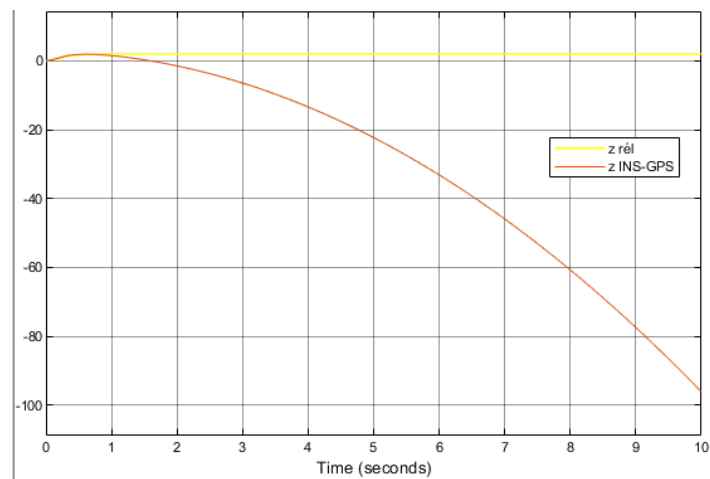


Figure II-30: allure de Z(t)

La mesure de l'abscisse X converge par contre la mesure de l'ordonnée Y et l'altitude Z diverge.

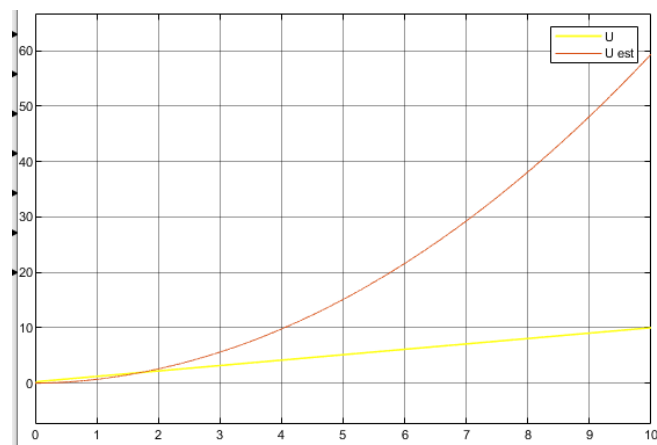


Figure II-31: allure de vitesse linéaire U(t)

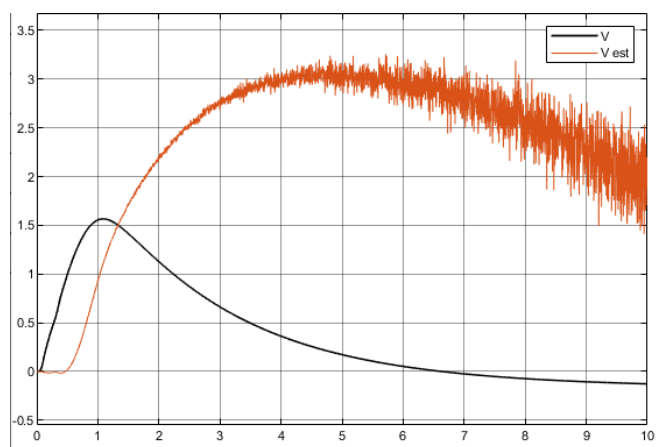
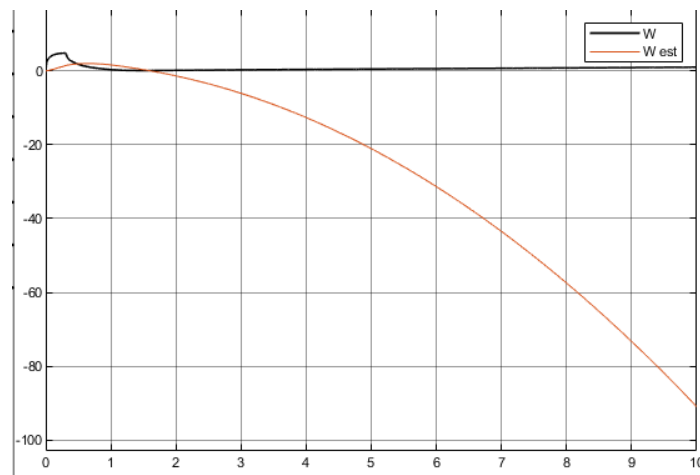


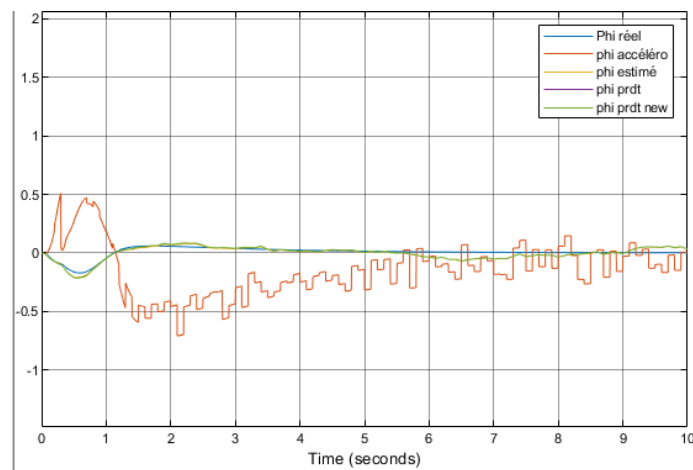
Figure II-32: allure de vitesse linéaire V(t)

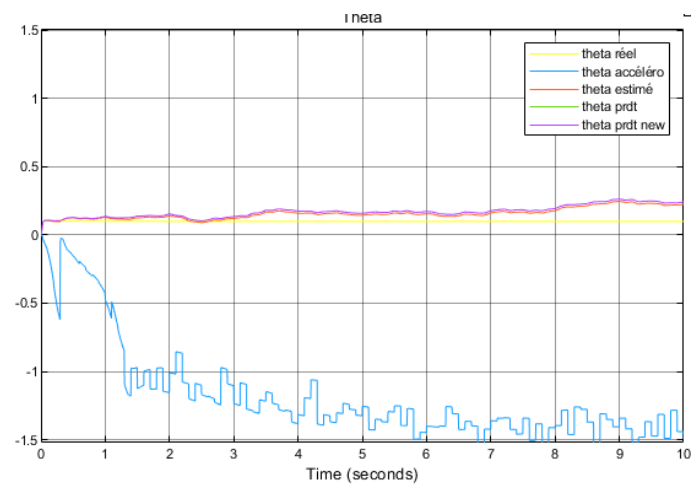
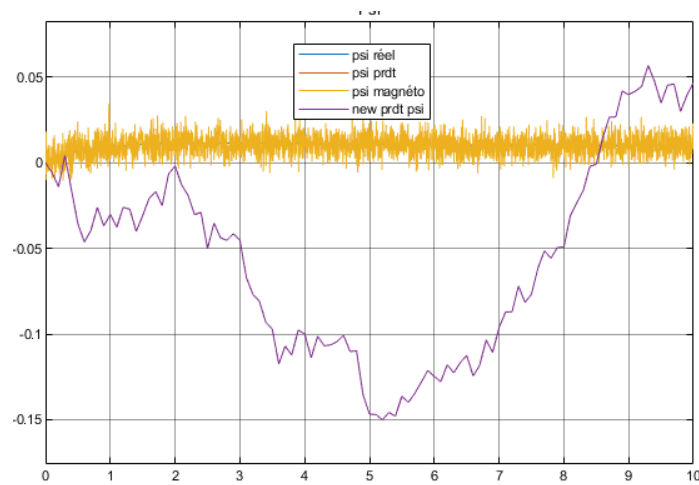
Figure II-33: allure de vitesse linéaire $W(t)$

II.7.2 IMU bruité :

Dans la deuxième expérience, on va faire une comparaison entre la trajectoire réelle (i.e., mouvement en 6 DD) produite par le modèle dynamique du quadrotor suite à l'application d'une excitation donnée (u_1, u_2, u_3, u_4), nommé la trajectoire de référence (i.e. $[x_r, y_r, z_r, U_r, V_r, W_r, \varphi_r, \theta_r, \psi_r]$), et la trajectoire prédite (i.e. $[x_p, y_p, z_p, U_p, V_p, W_p, \varphi_p, \theta_p, \psi_p]$), produite par le modèle de cinématique du quadrotor en utilisant les mesures bruités de l'IMU (parce qu'en réalité plusieurs phénomènes interviennent et affectent les mesures relevées de l'IMU), et aussi les estimées obtenues par les accéléromètres ainsi que les estimées obtenues par fusion complémentaire. L'objectif est de connaître le degré de fiabilité de notre modèle d'estimation par fusion complémentaire.

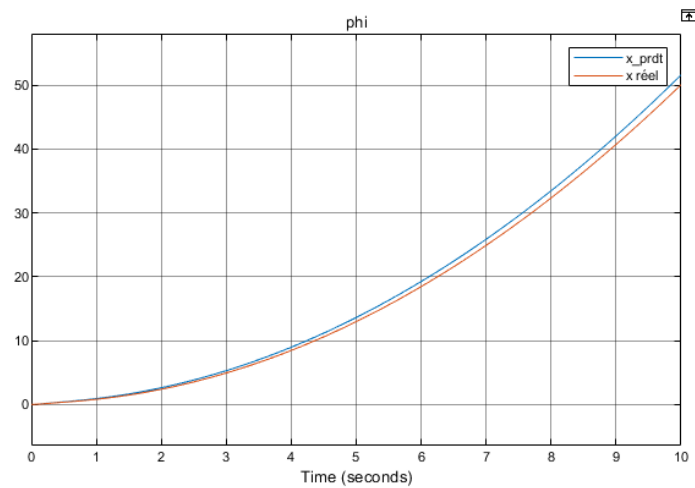
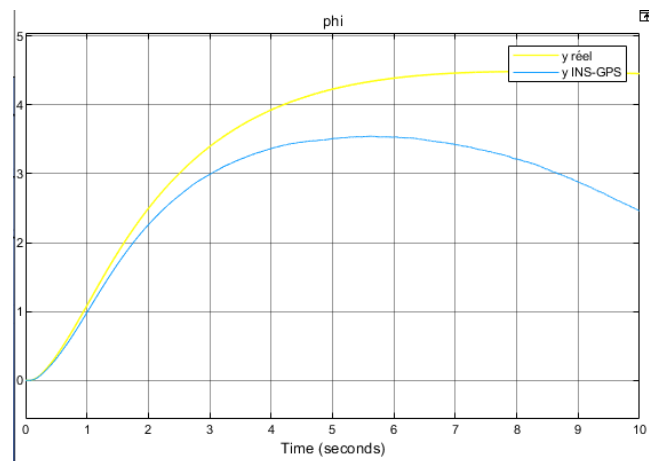
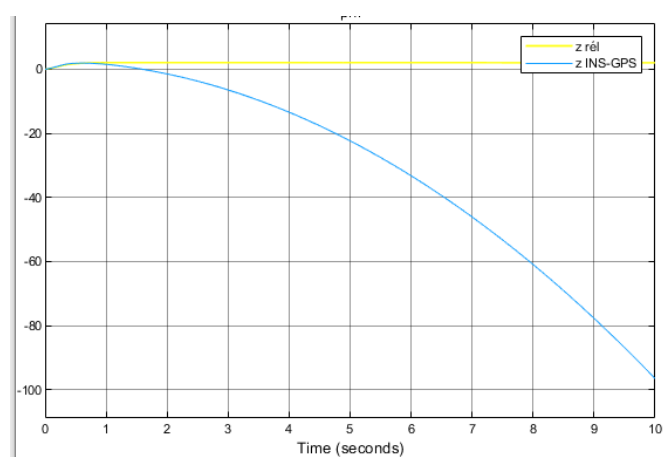
Les résultats sont présentés dans les figures par la suite :

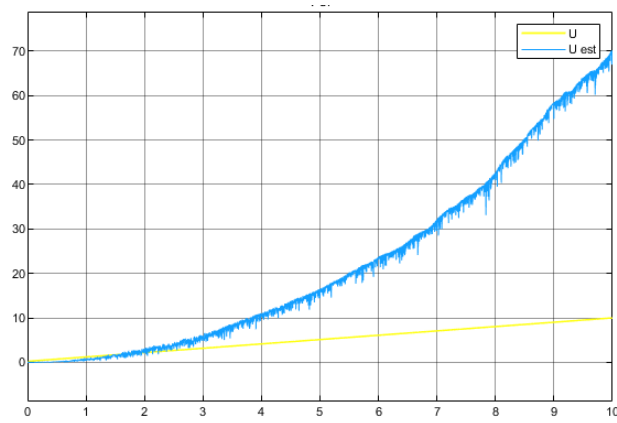
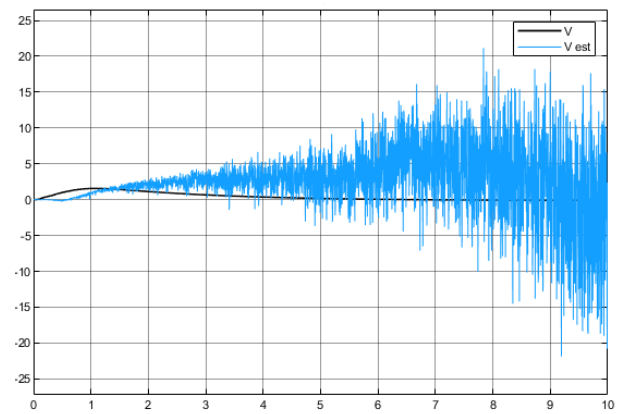
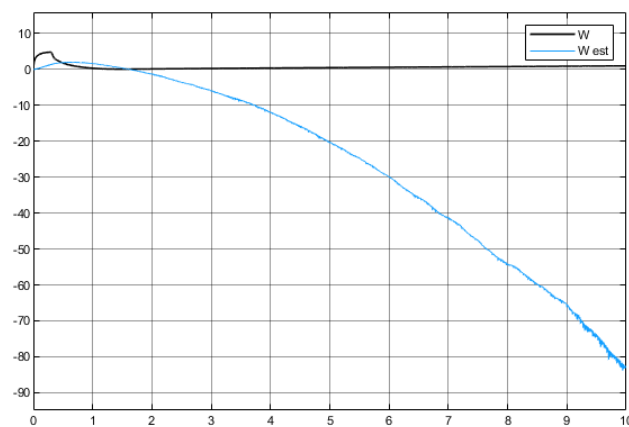
Figure II-34 : l'allure de l'angle de roulis $\varphi(t)$

Figure II-35: allure de l'angle de tangage $\theta(t)$ Figure II-36: l'allure de l'angle lacet $\psi(t)$

Dans ce cas le block IMU possède un bruit supposé un bruit blanc gaussien.

Les mesures des angles présentes des divergences remarquables, la mesure du capteur accéléromètres est bornée dans le temps pour les angles de roulis et de tangage. La mesure de l'angle de lacet ψ diverge de la

Figure II-37: l'allure de l'abscisse $X(t)$.Figure II-38: l'allure de l'ordonnée de $Y(t)$.Figure II-39: l'allure de $Z(t)$.

Figure II-40: allure de vitesse linéaire $U(t)$.Figure II-41: L'allure de vitesse linéaire $V(t)$ Figure II-42: L'allure de vitesse linéaire $W(t)$

II.8 Conclusion :

Au cours de ce chapitre on a présenté les concepts les plus importants d'un UAV (quadrirotor), ainsi que leur principe de fonctionnement et sa modélisation mathématique. Les modèles cinématique et dynamique du quadrotor sont été implémenté sous Simulink R2020a, les méthodes de perdution des angles d'Euler s'appuyant sur les accéléromètres et les gyromètres ont été présentés. Les résultats de simulation ont permis d'une part de valider les modèles implémentés, et d'autre part de monter l'intérêt et l'avantage de la fusion des estimées obtenues par accéléromètres et gyromètres afin d'obtenir une meilleure et une plus précise estimation possible des angles d'Euler.

Chapitre III : Mise en œuvre de l'estimateur

Chapitre03 : Mise en œuvre de l'estimateur

III.1 Introduction

Dans les deux chapitres précédents on a parlé de l'estimation de la position et l'attitude d'un appareil volant, spécifiant cet appareil par un Quadrotor.

L'objectif de l'étude est la mise en œuvre d'un estimateur d'état de cet appareil durant son mouvement dans un espace d'évolution bien définie. Dans ce chapitre on va réaliser cet estimateur à l'aide des capteurs inertiels et un microcontrôleur en visualisant les résultats sur un afficheur LCD.

La réalisation de l'estimateur est effectuée au niveau de l'Ecole Supérieur des Techniques Aéronautique Dar El-Beida.

III.2 Présentation du matériels de la plateforme

III.2.1 Arduino Uno

Définition

Arduino est un ensemble matériel et logiciel qui permet d'apprendre l'électronique (en s'amusant) tout en se familiarisant avec la programmation informatique. Une carte Arduino est un cerveau qui permet de rendre intelligent des systèmes électroniques et d'animer des dispositifs mécaniques.

La carte Arduino Uno :

C'est une carte électronique programmable (dotée d'un processeur et de mémoire) sur laquelle nous pouvons brancher des capteurs de température, d'humidité, de vibration ou de lumière, une caméra, des boutons, des potentiomètres de réglage, des contacts électriques...etc. Il y a aussi des connecteurs pour brancher des LED, des moteurs, des relais, des afficheurs, un écran...etc.

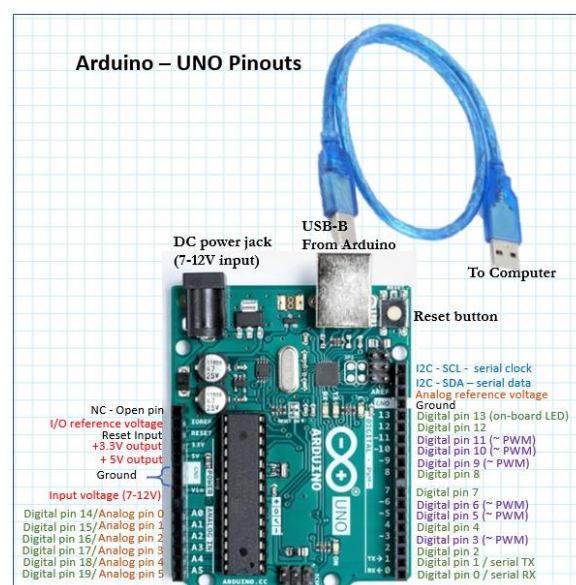


Figure III-1 Vue de la carte Arduino Uno.

Tableau III-1: caractéristiques générales de la carte Arduino UNO

Alimentation	via port USB 7 à 12 V sur connecteur alim 5,5 x 2,1 mm
Microprocesseur	ATMega328
Mémoire flash	32KB
Mémoire SRAM	2KB
Interfaces	14 broches d'E/S dont 6 PWM 6 entrées analogiques 10 bits Bus série, I2C et SPI
Dimensions	74 x 53 x 15 mm
Cadencement	16MHz

Logiciel IDE Arduino :

Les créateurs d'Arduino ont développé un logiciel pour que la programmation des cartes Arduino soit simple et complète à la fois. C'est ce que l'on appelle une IDE, qui signifie Integrated Development Environment ou Environnement de Développement.

L'IDE Arduino est le logiciel qui permet de programmer les cartes Arduino. Il affiche une fenêtre graphique qui contient un éditeur de texte et tous les outils nécessaires à l'activité de programmation.

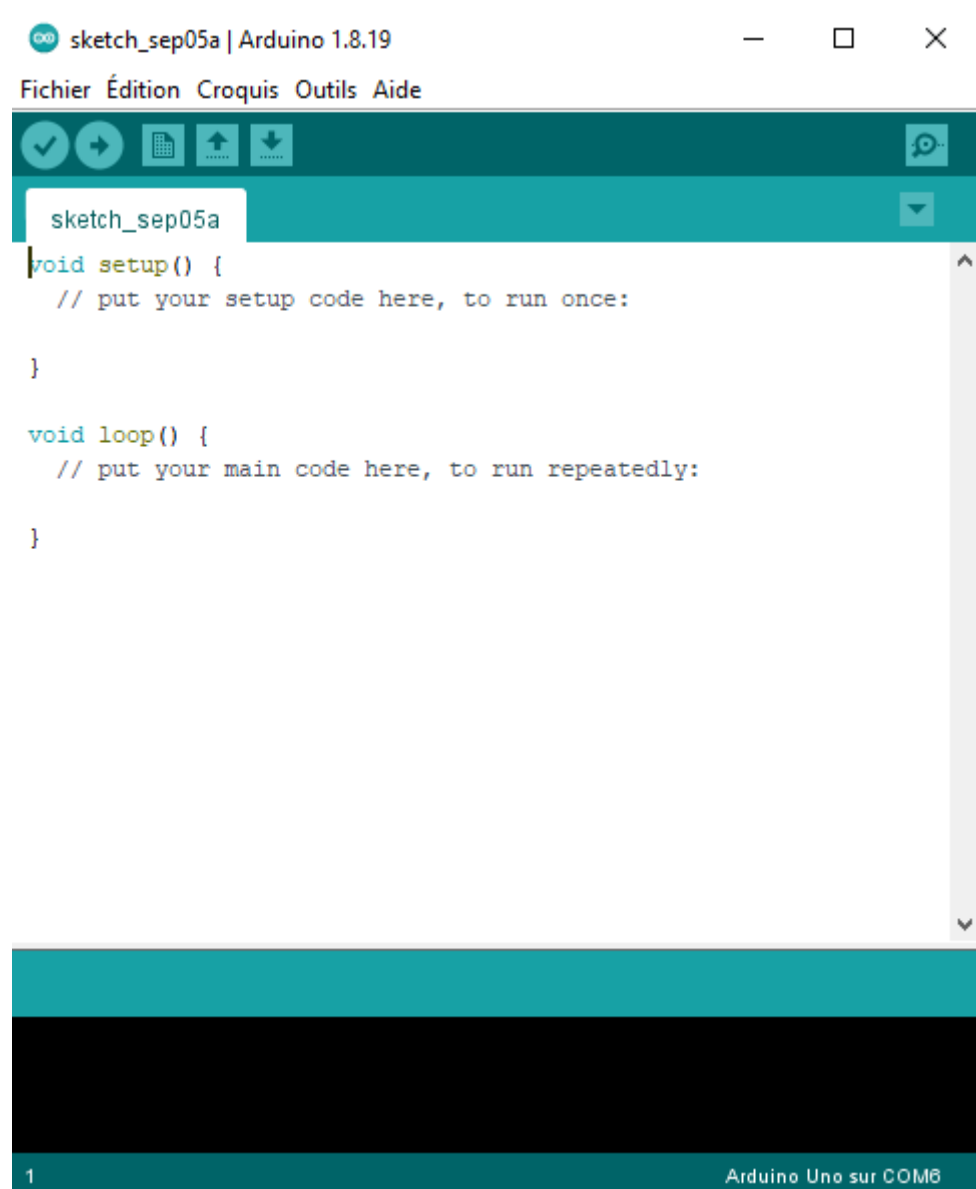


Figure III-2: Logiciel IDE Arduino

III.2.2 Capteur MPU6050 :

Définition :

Il s'agit d'une centrale inertielle de la technologie MEMS, se compose de trois accéléromètres et trois gyroscopes. Il est disponible sur plusieurs sites de vente des matériels électronique à un faible cout et on peut dire qu'il est performant.

Les gyroscopes retournent les vitesses angulaires de rotation sur les trois axes(X, Y, Z) , les trois accéléromètres retournent une force ou une accélération exprimé en (m/s^2) sur les trois axes.

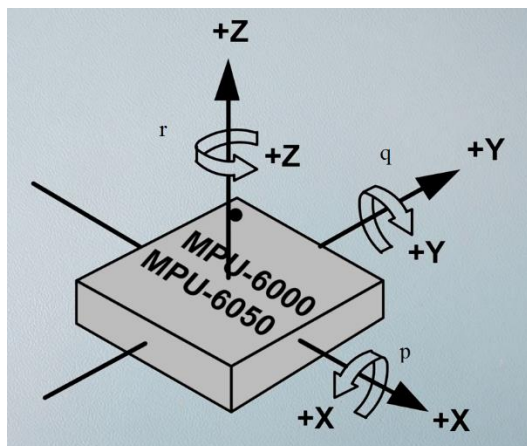


Figure III-3: Orientation de MPU6050.

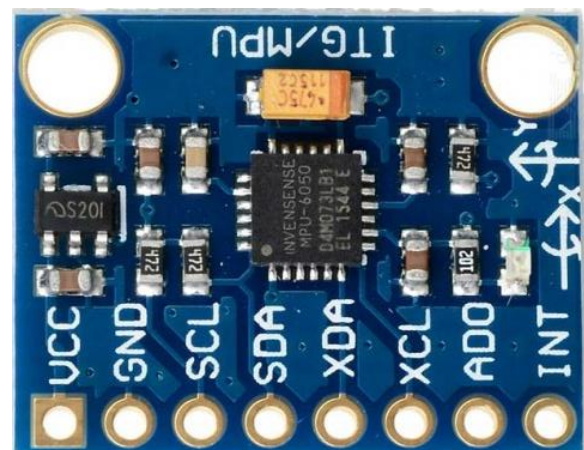


Figure III-4: Capteur MPU6050.

Le module MPU6050 est très utilisé dans les projets Arduino et c'est ce qu'on va utiliser dans la partie de test et mesure. Il fonctionne sur un bus I2C pour assurer le transfert des données entre MPU6050 et la carte Arduino Uno.

Tableau III-2- Caractéristiques générales du capteur MPU6050

	Alimentation	2.3 à 3.4Vcc
Accéléromètres	Plage de mesure	$\pm 2g \pm 4g \pm 8g \pm 16g$
	Tolérance	$\pm 3\%$
Gyroscopes	Plage de mesure	$\pm 250/500/1000/2000^\circ/s$
	Tolérance	$\pm 3\%$
	Interface	I2C

III.2.3 Magnétomètre HMC5883L

Le magnétomètre module GY-273 est basé sur le capteur HMC5883L d'Honeywell est un instrument permettant de mesurer le champ magnétique local qui est généralement constitué d'une combinaison du champ magnétique terrestre et de perturbations locales avec une interface numérique. Ces perturbations locales, peuvent soit provenir de sources permanentes fixées au capteur, ou encore faire partie de l'environnement extérieur.

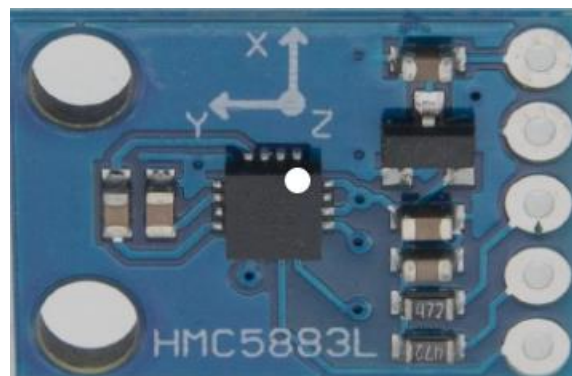


Figure III-5: Magnétomètre HMC5883L GY-273.

Ce module inclut un capteur électromagnétique magnéto-résistif HMC5883L à haute sensibilité, un amplificateur, une annulation de décalage d'offset. La technologie AMR (Anisotropic Magnetoresistive) offre une réponse linéaire, et trois (03) capteurs croisés permettent de mesurer le champ magnétique sur 3 axes X, Y, Z, du milli Gauss jusqu'à 8 Gauss, avec très peu de biais de mesure inter-axes.

Tableau III-3: Caractéristiques générales du magnétomètre capteur HMC5883L

Alimentation	3-5V
Taille PCB	13.9x18.5mm
Interface	Simple I2C
Fonctionnement	-30° à 85°C
Dimension	3x3x0.9mm

III.2.4 Afficheur LCD

LCD est l'abréviation du terme anglais "Liquid Crystal Display" qui signifie en français "Écran à cristaux liquides". D'où afficheur LCD. C'est une technique d'affichage où des cristaux liquides sensibles et soumis à un courant électrique fournissent l'image désirée. Des montres aux ordinateurs portables, en passant par les écrans plats, de nombreux appareils utilisent cette technologie.

Un cristal liquide est emprisonné entre deux plaques de verres polarisées par des électrodes. L'image se forme par les déplacements du cristal, mais l'écran doit forcément être retro-éclairé par l'adjonction de sources lumineuses (souvent de fins tubes éclairants fixés sur les côtés de l'écran), qui consomment parfois d'avantage d'énergie que l'écran lui-même.

Tableau III-4: Caractéristique d'un afficheur LCD

Caractéristiques	Moniteurs	Téléviseurs	Projecteurs
Définition en nombre de pixels	1024×768 à 2560×1600	1024×768 à 1920×1080	1920×1080
Diagonale	38 à 76 cm (15 à 30")	38 à 279 cm (15 à 110")	-
Angle de vision horizontal et vertical	178°	178°	-
Contraste	600 :1 à 3000 :1	600 :1 à 5000 :1	3000 :1
Luminosité cd/m ²	250 à 320	300 à 550	-
Temps de réponse	2 à 16 ms	2 à 16ms	12ms

Branchement de l'afficheur LCD

Avant d'afficher quelques choses, il faut que la communication soit faite correctement entre la carte Arduino et l'afficheur LCD via liaison I2C. Il faut connecter la broche Gnd du module avec celle de la carte Arduino, la broche Vcc du module avec la broche 5V de la carte. Ensuite il faut connecter la broche SDA du module avec la broche A4 de la carte et la broche SCL avec la broche A5 de la carte.

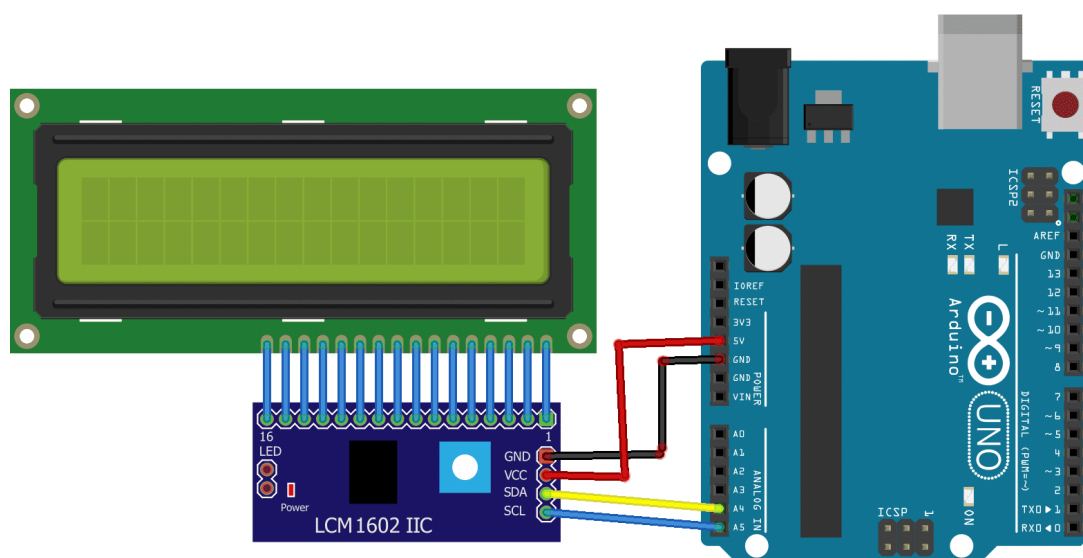


Figure III-6: branchement afficheur LCD avec Arduino Uno.

III.2.5 Le Bus I2C

Le bus I2C (Inter Integrated Circuit Bus) est le bus historique, développé par Philips pour les applications de domotique et d'électronique domestique au début des années 80, notamment pour permettre de relier facilement à un microprocesseur les différents circuits d'un téléviseur moderne [13].

Le bus I2C est constitué de deux câbles, un pour les données nommé SDA (Serial Data) et l'autre pour l'horloge nommé SCL (Serial CLock) avec un signal de référence « la masse » et un Vcc (5V). [14]

III.3 Schéma de câblage

La figure suivante montre le schéma de câblage (PC - Arduino – Capteur)

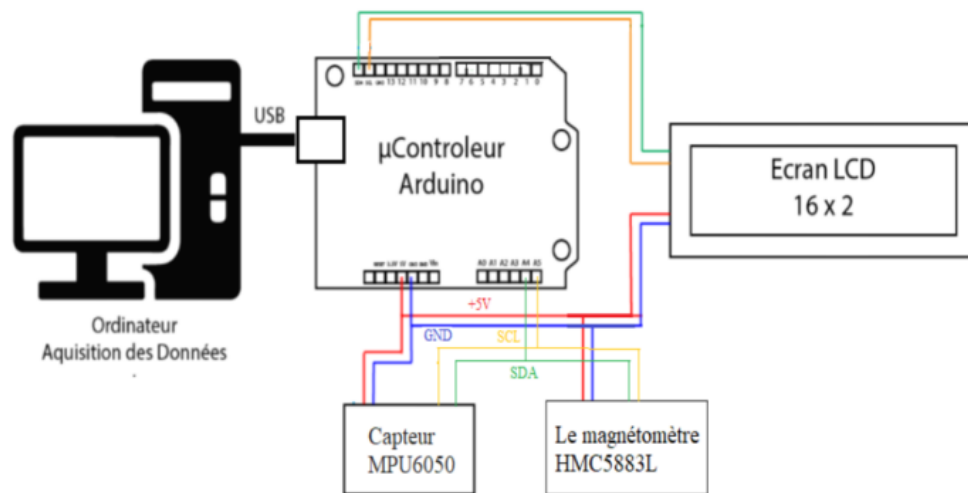


Figure III-7: schéma de câblage des capteurs avec la carte Arduino.

III.4 Mise en œuvre de la plateforme

III.4.1 Expérience 1

Dans la première expérience, on va procéder à l'acquisition des grandeurs mesurées par le MPU6050 à l'état de repos (capteur immobile stationnaire) qui sont les trois accélérations le long des trois axes (a_x, a_y, a_z), les vitesses angulaires instantanées exprimées dans le repère attaché au circuit intégré MPU6050 ($p(t), q(t), r(t)$), les angles de roulis et de tangage (φ, θ et ψ) respectivement.

Chapitre03 : Mise en œuvre de l'estimateur

Les résultats obtenus sont par la suite :

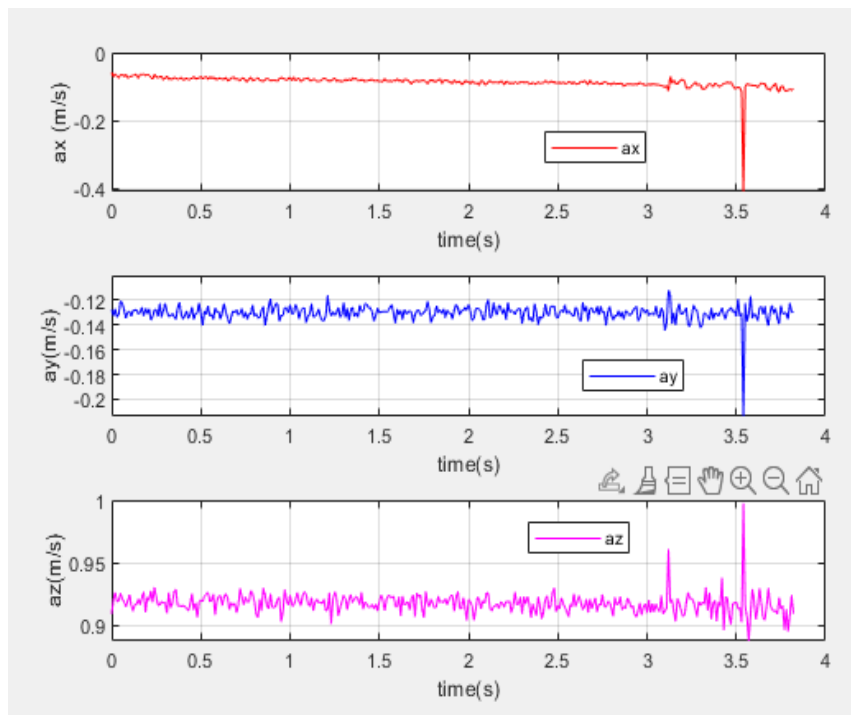


Figure III-8: L'allure des accélérations linéaires.

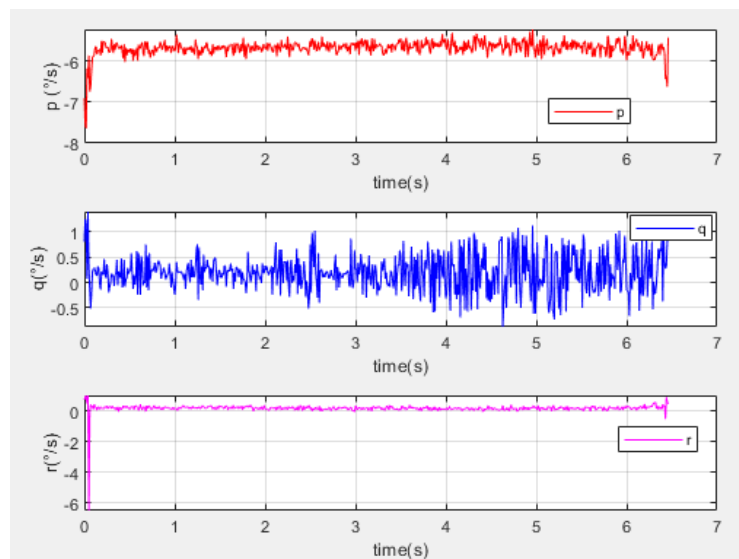
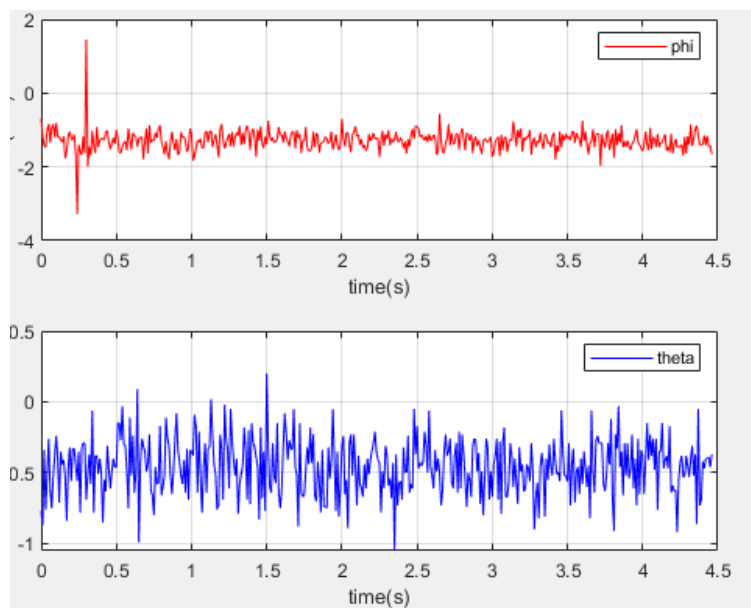
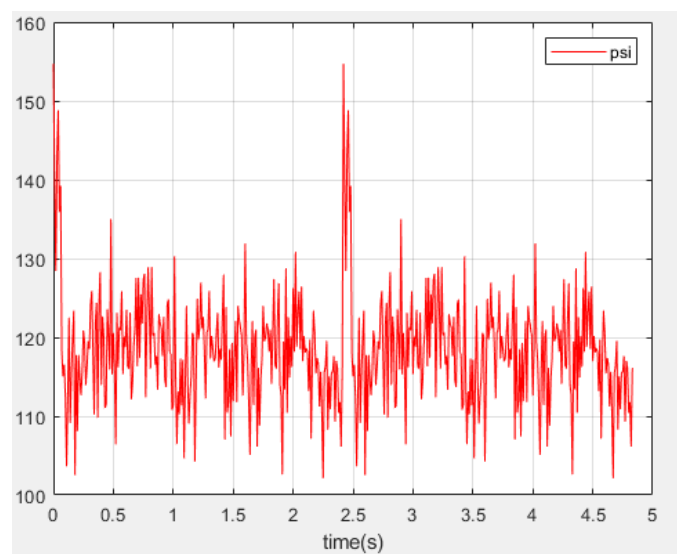


Figure III-9: L'allure des vitesses angulaires.

Chapitre03 : Mise en œuvre de l'estimateur

Figure III-10: les allures des angles $\varphi(t)$ et $\theta(t)$.Figure III-11: L'allure de l'angle de lacet ψ à l'état de repos.

Les résultats obtenus lorsque les capteurs sont en état de stabilité (capteur immobile) sont presque stable.

III.4.2 Expérience 2

Dans cette expérience, on va procéder à l'acquisition de mêmes grandeurs mesurées dans l'expérience précédente avec des petits bruits et mouvement.

Chapitre03 : Mise en œuvre de l'estimateur

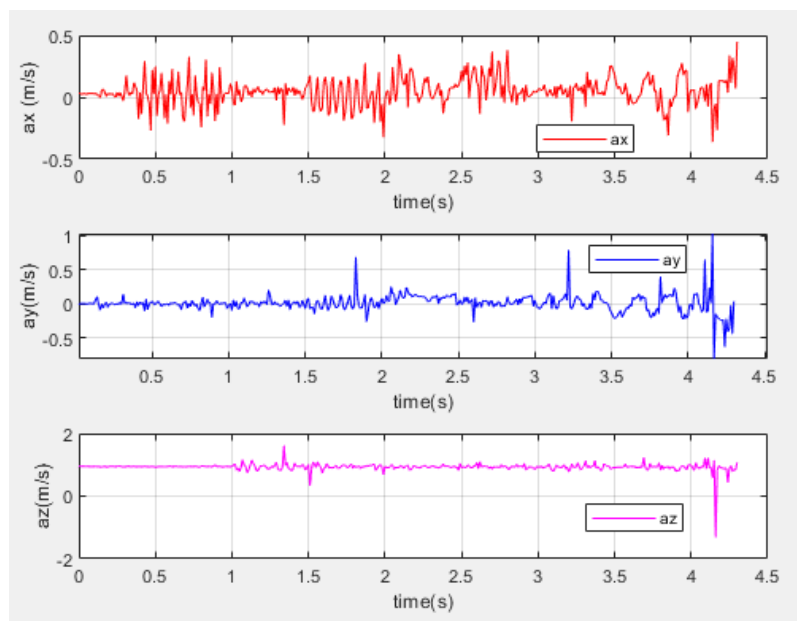
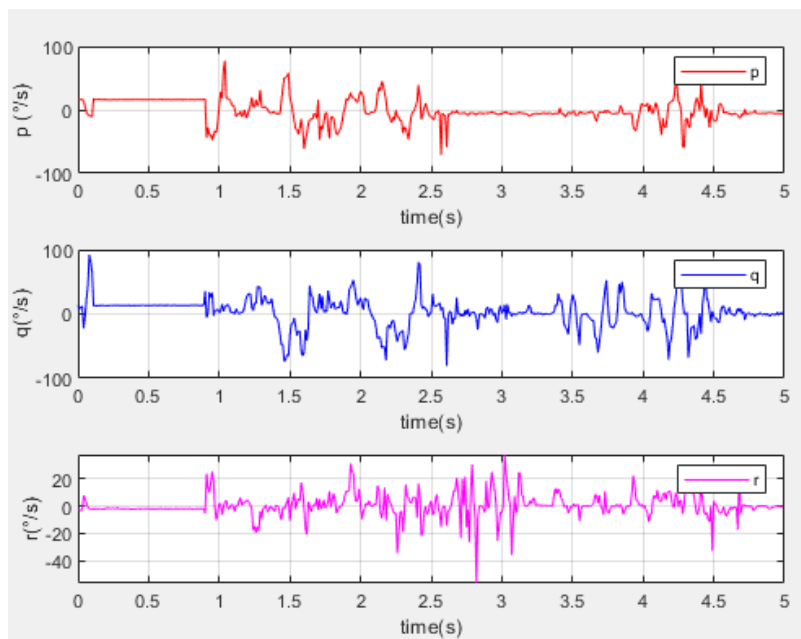
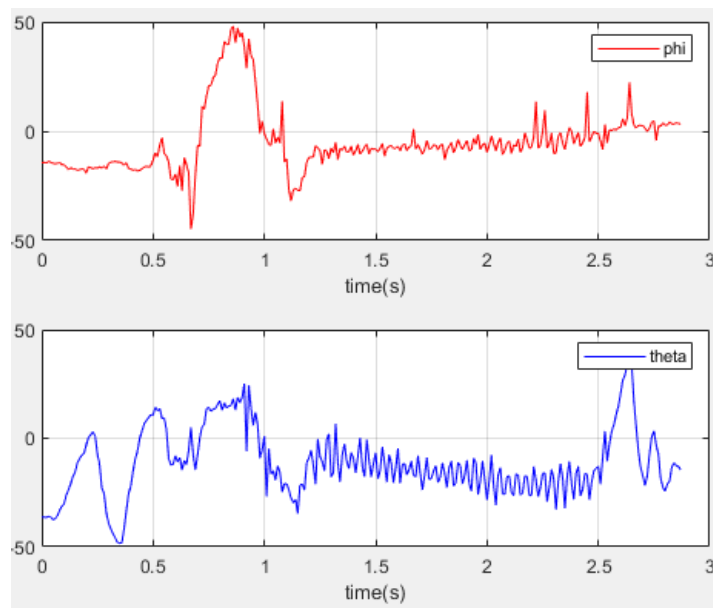
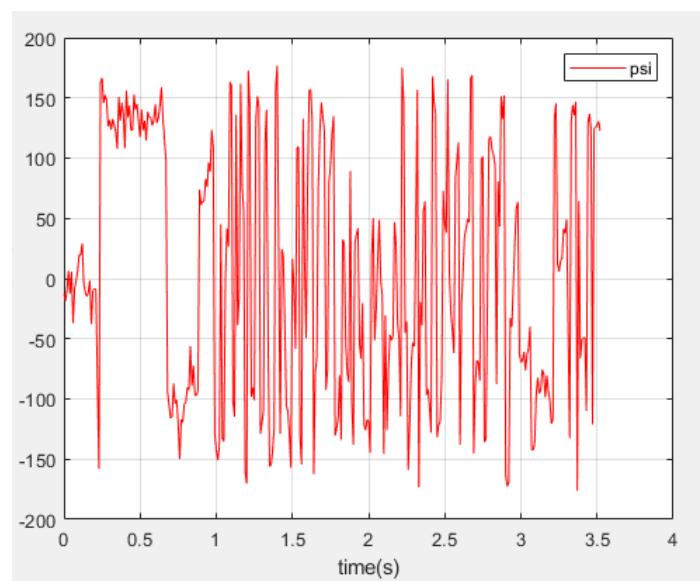


Figure III-12: les allures des accélérations linéaires.

Figure III-13: les allures des vitesses angulaires $p(t)$, $q(t)$ et $r(t)$.

Figure III-14: les allures des angles $\varphi(t)$ et $\theta(t)$.Figure III-15: allure de l'angle de lacet ψ avec des bruits et mouvements

III.5 Algorithme de l'estimation

1. Initialisation (une seule exécution) Dans cette partie on va définir les différents variables: les lectures de gyromètre, accéléromètre les angles de tangage et de roulis.
2. Acquisition (lecture) des mesures. On a défini les pinMod, c'est-à-dire les sorties et les entrées du microcontrôleur Arduino UNO et la fréquence de travail de bus I2C.
3. Estimation des offsets. Pour faire une auto calibration du capteur MPU6050 en mesurant la moyenne de 2000 mesures par une boucle répétitive pour nous soustrayons l'offset dans chaque mesure donnée dans la partie suivant (estimation des angles).

Chapitre03 : Mise en œuvre de l'estimateur

4. Estimation des angles (boucle répétitive) Pour pouvoir estimer les angles mesurés par le capteur MPU6050, on va procéder aux étapes suivantes :

- Acquisition (lecture) des mesures données par le MPU6050.
- Soustraire l'offset de mesures obtenues en haut.
- Calcul des angles utilisant seulement les mesures des gyroscopes on faisant l'intégrale des vitesses angulaires données par le gyroscope et on les multiplie par un coefficient pour normaliser les valeurs des angles obtenus.
- Calcul des angles utilisant seulement les mesures des accéléromètres.
- Estimation des angles (fusion de données) par filtrage complémentaire.
- Affichage sur le moniteur PC.

III.6 L'acquisition des données :

III.6.1 Expérience 01

Cette expérience est effectuée lorsque les capteurs sont en état de repos (stationnaire, immobile), les résultats des trois angles (Roulis, Tangage et Lacet $\varphi(t)$, $\theta(t)$, $\psi(t)$ respectivement) sont présentés comme suit :

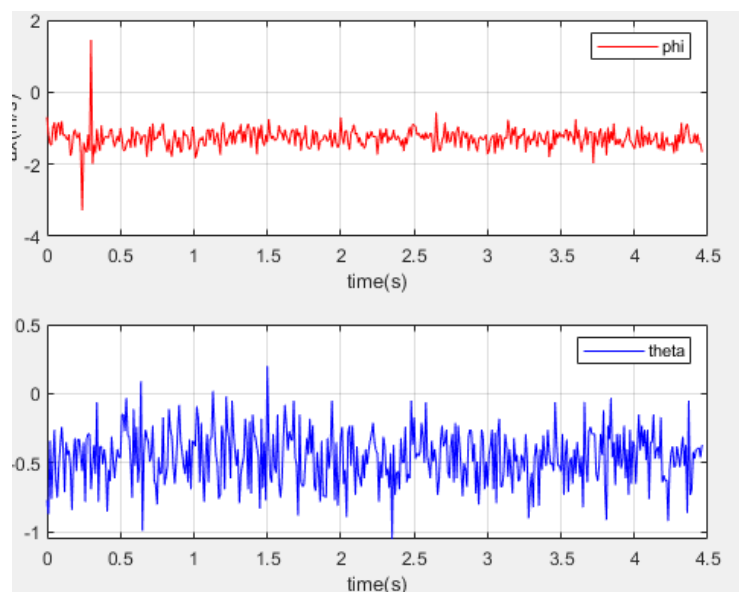


Figure III-16: les allures des angles φ et θ à l'état de repos.

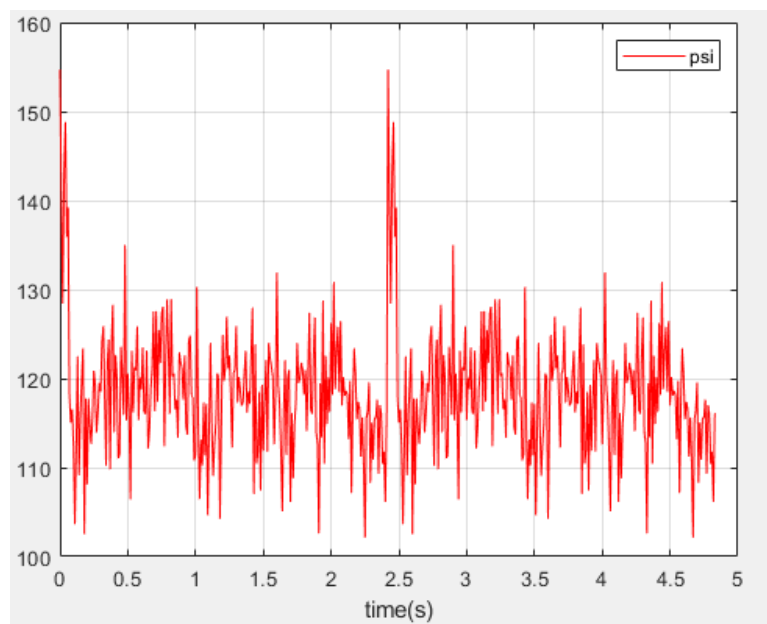


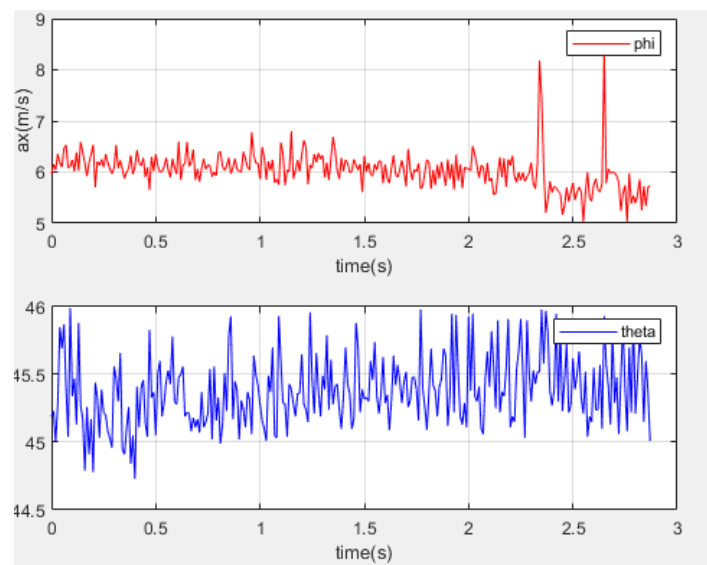
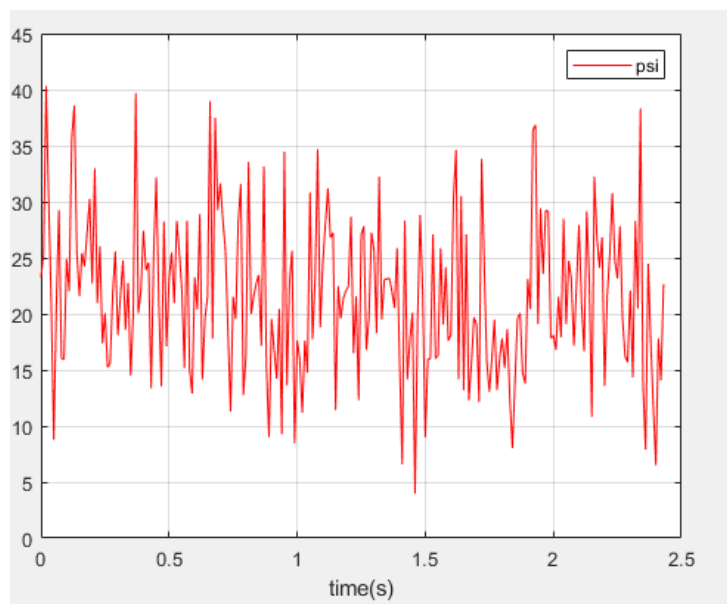
Figure III-17: L'allure de ψ à l'état de repos.

III.6.2 Expérience 2

Dans la deuxième expérience, on va procéder à l'acquisition des angles mesurés par le MPU6050 en mouvement qui sont les deux angles tangage et roulis) données par les trois modèles, le modèle d'accélération, le modèle de prédiction, ainsi le modèle d'estimation pour montrer la superposition de la trajectoire réel avec la trajectoire indiquée par notre modèle. Pour cela on va utiliser l'équerre pour former un angle de (-45°) (trajectoire réel) et on va visualiser les trajectoires données par notre estimation, tel que $dt=10ms$.

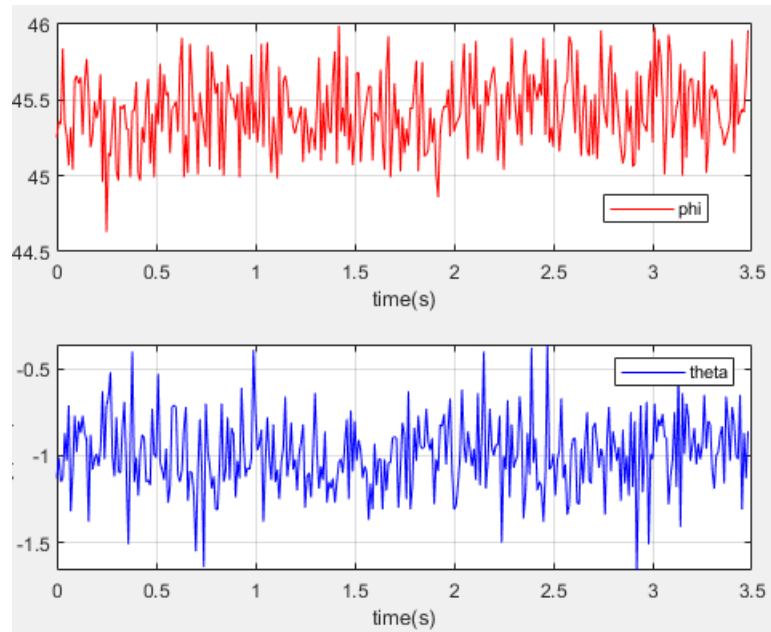
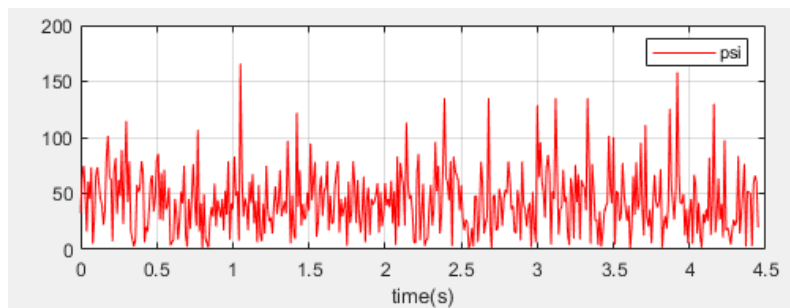
- Pour $\theta = 45^\circ$:

Chapitre03 : Mise en œuvre de l'estimateur

Figure III-18: l'allure de $\varphi(t)$ et $\theta(t)$ lorsque $\theta=45^\circ$.Figure III-19: l'allure de ψ lorsque $\theta=45^\circ$.

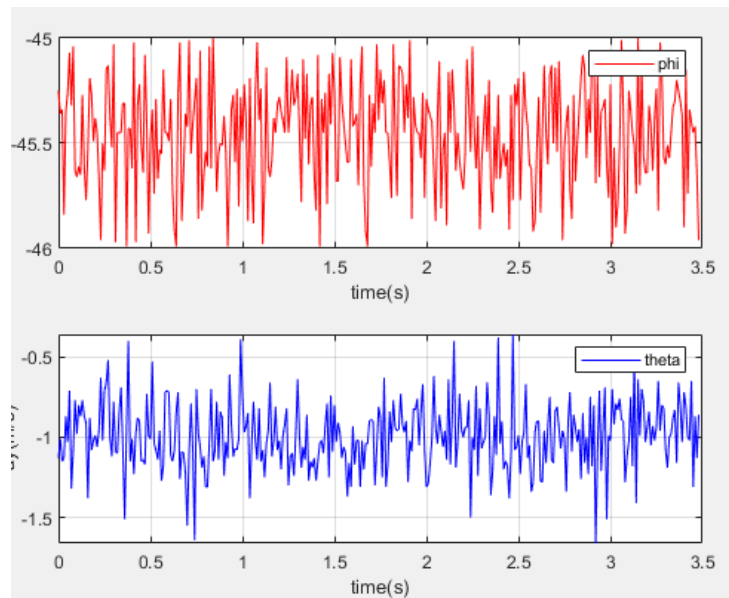
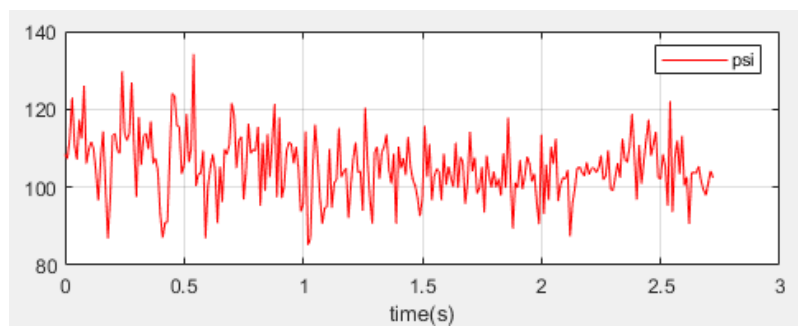
Chapitre03 : Mise en œuvre de l'estimateur

- Pour $\varphi = 45^\circ$:

Figure III-20: l'allure de $\varphi(t)$ et $\theta(t)$ lorsque $\varphi=45^\circ$.Figure III-21: l'allure de $\psi(t)$ lorsque $\varphi(t)=45^\circ$

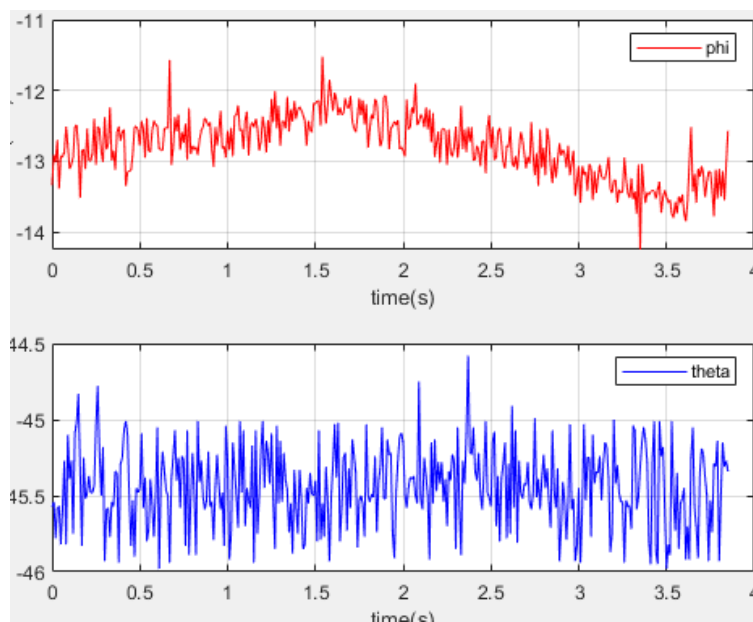
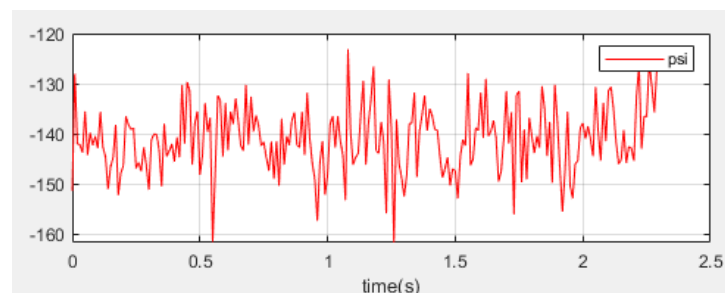
Chapitre03 : Mise en œuvre de l'estimateur

- Pour $\varphi = -45^\circ$:

Figure III-22: allure de φ et θ lorsque $\varphi = -45^\circ$ Figure III-23: allure de ψ lorsque $\varphi = -45^\circ$

Chapitre03 : Mise en œuvre de l'estimateur

- Pour $\theta = -45^\circ$:

Figure III-24: allure de φ et θ lorsque $\theta = -45^\circ$ Figure III-25: allure de ψ lorsque $\theta = -45^\circ$

III.7 Conclusion

Dans ce chapitre on a pu construire l'estimateur de la posture avec visualisation sur le moniteur série du PC. Cet estimateur nous permet d'estimer les angles d'Euler (Roulis et tangage) à travers le capteur MPU6050 et les visualiser sur un afficheur LCD lié avec la carte Arduino. Enfin, on a utilisé les résultats obtenus pour monter expérimentalement l'intérêt et l'avantage de la fusion des estimées obtenues par accéléromètres et gyromètres afin d'obtenir une meilleure et une plus précise estimation possible des angles d'Euler.

Conclusion Générale

Conclusion Générale

Le travail réalisé dans ce document s'inscrit dans le cadre de la localisation robotique et la navigation inertielle. La problématique abordée était de donner une meilleure estimation de la posture d'un vecteur aérien, à partir de l'acquisition et prétraitement des données brutes d'une centrale inertielle se composant de trois gyromètres, trois accéléromètres et trois magnétomètres.

Dans un premier temps, nous avons présenté des notions et les outils utilisés dans la conception et l'implémentation expérimentale de notre algorithme d'estimation de la posture qui sont tout ce qui concerne la navigation inertielle, les différentes représentations de l'attitude d'un système volant en montrant les avantages et les inconvénients, les systèmes de coordonnées et les capteurs utilisés (gyromètre et accéléromètre). Ensuite, nous avons procédé à l'étape de modélisation pour décrire mathématiquement le comportement du système aérien (Quadrotor) et conclure ses équations dynamiques et cinématique afin de synthétiser sa commande linéaire de type PID. Par la suite, nous avons présenté le modèle mathématique des capteurs utilisés afin d'obtenir l'état de posture de Quadrotor. Ces modèles sont utilisés dans la phase de l'estimation d'état de posture en s'appuyant sur la technique de fusion de données utilisant le Filtre Complémentaire afin d'obtenir une meilleure et une précise estimation des angles d'Euler.

Nous avons simulé notre estimateur d'état et la commande PID du Quadrotor sous Simulink (Matlab) en utilisant la technique de fusion des données (filtre complémentaire). Les Résultats de simulation sous Matlab ont montré la fiabilité de notre modèle d'estimation qui suit la trajectoire réelle d'un vecteur aérien. Les résultats de l'estimation de l'état de posture par le filtre complémentaire sont révélés plus précis et plus stable comparant avec ceux obtenus par prédiction seule pour diminuer les effets des différents bruits.

Suite aux résultats d'analyse et de simulation obtenus, on est passé par la suite à concevoir et réaliser l'estimateur de la posture. Ce dernier permet d'estimer les angles d'Euler en utilisant les capteurs physiques disponibles, et de les visualiser dans une interface liée avec la carte Arduino. Enfin, une validation expérimentale sur une trajectoire désirée (trajectoire repos, trajectoire mobile) est faite montrant de bons résultats d'utilisation du filtre complémentaire compte tenu les paramètres identifiés par l'estimateur réalisé via une liaison série (USB).

Comme perspectives, nous projetons d'étendre ce travail à l'utilisation de la représentation basée Quaternion vu ses avantages qui permet de surmonter le problème des singularités. Nous visons non-plus d'investir les nouveaux filtres de fusion existants tels que le Filtre Madgwick et le Filtre robuste Smooth Variable Structure Filter SVSF à travers une étude comparative. D'autre part, nous prévoyons d'introduire le récepteur GPS et le capteur barométrique pour pouvoir estimer la position et l'altitude d'un vecteur aérien avec précision.

Annexes

Annexe 01 :

Le bruit blanc Gaussien:

Définition :

Le bruit blanc gaussien (WGN) est un type de bruit aléatoire qui est couramment trouvé dans de nombreux systèmes physiques et capteurs. Ce type de bruit se caractérise par ses propriétés statistiques telles que la moyenne, la variance et la densité spectrale, et est considéré comme étant additif en nature. Dans le contexte des capteurs physiques, l'effet du bruit blanc gaussien est d'ajouter des fluctuations aléatoires à la sortie du capteur, ce qui peut potentiellement introduire des erreurs de mesure ou réduire la précision du capteur. Pour atténuer les effets du bruit blanc gaussien dans les capteurs physiques, diverses techniques telles que le filtrage, l'étalonnage et la correction d'erreur peuvent être utilisées.

Caractéristiques du WGN :

Le bruit blanc gaussien (WGN) est caractérisé par plusieurs équations et propriétés mathématiques. Certaines de celles-ci incluent :

- Fonction de densité de probabilité (PDF) : La PDF du WGN est donnée par :

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{x^2}{2\sigma^2}}$$

où σ est la déviation standard du bruit et x est une variable aléatoire représentant le bruit.

- Moyenne : La valeur moyenne du WGN est nulle, c'est-à-dire $E(x) = 0$.
- Variance : La variance du WGN est égale au carré de sa déviation standard, c'est-à-dire $\text{Var}(x) = \sigma^2$.
- Autocorrélation : L'autocorrélation du WGN est donnée par :

$$R(t) = E[x(t)x(t-\tau)] = \sigma^2 * \delta(t-\tau)$$

où $x(t)$ et $x(t-\tau)$ sont deux échantillons du bruit à des moments t et $t-\tau$ respectivement, $\delta(t-\tau)$ est la fonction delta de Dirac, et $E[x(t)x(t-\tau)]$ représente la valeur attendue du produit des deux échantillons.

- Densité spectrale de puissance (PSD) : La PSD du WGN est donnée par :

$$S(f) = \sigma^2$$

où $S(f)$ est la densité spectrale de puissance et f est la fréquence.

Ces équations et propriétés aident à décrire la nature statistique du WGN, et elles sont importantes pour comprendre son comportement dans diverses applications et systèmes.

Conclusion

En conclusion, le bruit blanc gaussien (WGN) est un type largement utilisé de bruit aléatoire qui se caractérise par sa distribution normale, son moyenne nulle et sa densité spectrale plate. Ses propriétés mathématiques, telles que sa fonction de densité de probabilité, sa moyenne, sa variance, son autocorrélation et sa densité spectrale de puissance, permettent une caractérisation précise de son comportement. Le WGN est fréquemment présent dans de nombreux systèmes physiques et capteurs et peut affecter la précision des mesures. Pour atténuer ses effets, diverses techniques telles que le filtrage, l'étalonnage et la correction d'erreur peuvent être employées. La compréhension des propriétés et du comportement du WGN est importante pour la conception et l'analyse de nombreux systèmes dans divers domaines, notamment les télécommunications, le traitement du signal et la technologie des capteurs.

Bibliographie

[1] Jay A. Farrel, Matthew Barth. The global positioning system and inertial navigation (Hardback) 1998.

[2] David Titterton John. Strapdown inertial navigation technology, 2ème édition, Institution of Engineering and Technology, London and the American institute of Aeronautics, Reston, 2004.

[3] Hassen Fourati, Noureddine Manamanni, Yves Handrich. Fusion de données, estimation de la posture et navigation à l'estime: Application au Bio-logging. Editions Universitaires Européennes, 2012.

[4] David H. Titterton et John L. Weston. Strapdown Inertial Navigation Technology 2nd Edition. The Institution of Electrical Engineers, 2004.

[5] Jay A. Farrell. Aided Navigation - GPS with High Rate Sensors. The McGraw-Hill Companies, 2008.

[6] A. Courcelle, "Localisation d'un robot mobile : Application à l'aide à la mobilité des personnes handicapées moteur," Doctorat de l'université de METZ, France, 2000.

[7] <https://ch.farnell.com/fr-CH/sensor-gyroscope-technology>

[8] A. Bouchloukh, "Odométrie Visuelle 3D pour la Localisation d'un Robot Mobile dans un Environnement Dynamique " Mémoire de Magister, EMP, 2013.

[9] Cours final Traitement de signal Satellite. DAHOUCHE Siham. IAES

[10] H.KHEBBACHE, " Tolérance aux defaults vue à la méthode backstepping des systèmes non linéaire, application : système UAV de type quadrotoré " mémoire magister en automatique, Faculté de technologie, Setif, 2012

[11] BELHADRI Kheira, " Contrôle Robuste d'un Quadrotor " thèse doctorat, faculté Génie électrique, option automatique, Université Oran USTO, 2021

[12] <https://wikimemoires.net/2021/02/domaines-application-mouvements-du-quadrotor/>

[13] <https://www.technologuepro.com>

[14] Paret "Le bus I2C principes et mise en oeuvre ", 2ème édition, 1999.