

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

CONCEPTION ET IMPLEMENTATION D'UN MODULE DE
POSITIONNEMENT AVEC APPLICATION SUR LA COMMANDE D'UN
SYSTEME QUADROTOR

Réaliser Par

ZERIDA Abdelouadoud

AMROUCHE Mohamed Tadj Eddine

Proposé et dirigé par :

Dr ALLAM Ahmed

ESTA Dar El Beida

Promoteur

Dr AZEMDROUB Bousaad

IAES Blida

Co-promoteur

IAES

2022/2023

Résumé

Le travail présenté dans ce mémoire s'inscrit dans le cadre de la navigation et la commande des systèmes volants. Il s'agit de concevoir et d'implémenter un système de positionnement global à base des informations acquises d'un récepteur GPS, d'un compas magnétique et d'un accéléromètre 03-axes. La première partie de ce travail consistait à implémenter et à simuler le module de positionnement sous Simulink (Matlab), où la fusion des données est assurée en s'appuyant sur le Filtre complémentaire.

Par la suite, une validation expérimentale a été entamée à travers une mise en œuvre expérimentale des algorithmes développés précédemment sur une carte programmable type Arduino-Nano en utilisant le capteur inertielle MPU6050, le magnétomètre HMC5883L et le récepteur-GPS U-blox M8. Des résultats satisfaisants sont obtenus à l'issue de l'implémentation en termes de précision et de fiabilité de l'estimation des angles d'Euler et de la position instantanée d'un vecteur aérien.

Mots-clés : Matlab, Filtrage, Modélisation, Quadrotor, μc , Arduino-Nano, Récepteur-GPS, MPU6050.

Abstract

The work presented in this thesis falls within the scope of navigation and control of flying systems. The aim is to design and implement a global positioning system based on information acquired from a GPS receiver, a magnetic compass and a 03-axis accelerometer. The first part of the work consisted in implementing and simulating the positioning module in Simulink (Matlab), where data fusion was performed using the Complementary Filter.

This was followed by experimental validation of the previously developed algorithms on an Arduino-Nano programmable board, using the MPU6050 inertial sensor, the HMC5883L magnetometer and the U-blox M8 GPS receiver. Satisfactory results are obtained at the end of the implementation in terms of accuracy and reliability of the estimation of Euler angles and the instantaneous position of an air vector.

Key words: Matlab, Filtering, Modeling, Quadrotor, Arduino-Nano, GPS receiver, MPU6050.

ملخص

يندرج العمل المقدم في هذا البحث في إطار التنقل والتحكم في أنظمة الطيران. يتعين تصميم وتنفيذ نظام لتحديد الموقع العالمي بناءً على المعلومات المكتسبة من جهاز استقبال الأقمار الصناعية (GPS) وبوصلة المغناطيسية ومقياس التسارع ذو المحاور الثلاثة. يتمثل الجزء الأول من هذا العمل في تنفيذ ومحاكاة وحدة التحديد المكاني باستخدام (Matlab) Simulink ، حيث يتم تأمين دمج البيانات باستخدام مرشح تكميلي.

بعد ذلك، تم بدء التحقق التجريبي من خلال تنفيذ تجريبي للخوارزميات التي تم تطويرها مسبقًا على بطاقة برمجة من نوع Arduino-Nano باستخدام مستشعر الحركة MPU6050 والبوصلة المغناطيسية HMC5883L وجهاز استقبال الأقمار الصناعية U-blox M8. تم الحصول على نتائج مرضية بعد التنفيذ من حيث الدقة وموثوقية تقدير زوايا الأويلر والموقع الفوري للمتجه الجوي.

الكلمات المفتاحية: ماتلاب، فلترة، نمذجة، كوادروتور، Arduino-Nano، μc ، مستقبل-GPS، MPU6050.

REMERCIEMENT

Nous tenons à remercier ALLAH, le tout puissant de nous avoir donné courage et volonté pour accomplir ce modeste travail.

Nous tenons à présenter nos vifs remerciements à notre promoteur "ALLAM Ahmed" et co-promoteur "AZEMDROUB Bousaad" pour leurs patiences, leurs remarques et conseils, leurs disponibilité et bienveillance.

Nous remercions les membres du jury qui ont bien voulu être présents aujourd'hui.

Nos remerciements vont également à l'ensemble de nos enseignants à notre formation.

Et à tous ceux qui ont participé de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

Merci à vous tous

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à mes très chers parents pour leur encouragement, leur soutien et leur patience.

À mon frère, mes sœurs et la famille qui ont été une source de motivation et de soutien tout au long de ce parcours.

À tous mes frères et amis de la résidence universitaire, pour les moments inoubliables que nous avons partagés ensemble et pour leur soutien, à chacun d'eux je rends hommage.

Cordialement,

Abdelouadoud

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à mes très chers parents mon père et ma mère pour leur encouragement, leur soutien et leur patience.

À mes frères, mes collègues et la famille qui ont été une source de motivation et de soutien tout au long de ce parcours.

À tous mes frères et amis de la résidence universitaire, à l'équipe de AM Graphic et à mes amis d'enfance pour les moments inoubliables que nous avons partagés ensemble et pour leur soutien, à chacun d'eux je rends hommage.

Cordialement,

Tadj eddine

Table des matières

Liste des figures	VI
Liste des tableaux	IX
Liste des symboles	X
Introduction générale	1
I. Chapitre I : Généralité sur la navigation.....	4
I.1 Introduction	5
I.2 Navigation.....	5
I.2.1 Introduction	5
I.2.2 Définition.....	6
I.2.3 Exemples de navigation simplifiée	7
I.3 Système de coordonnées.....	12
I.3.1 Système de coordonnées mobiles	12
I.3.2 Système de coordonnées fixes	12
I.3.3 Le repère de navigation (LLF).....	13
I.4 GNSS (Global Navigation Satellite System)	14
I.4.1 Les systèmes GNSS.....	14
I.5 Les méthodes de représentation d'attitude	22
I.5.1 Les matrices de rotations	22
I.5.2 Les quaternions.....	23
I.5.3 Les angles d'Euler	23
I.6 Les capteurs utilisés pour la navigation.....	25
I.6.1 Capteurs intrinsèques.....	25
I.6.2 Capteurs extrinsèques :	30
I.7 Conclusion	35
II. Chapitre II : Conception de l'estimation d'état d'un UAV	36
II.1 Introduction	37
II.2 Définition d'un système quadrotor	37
II.3 Les types des quadrirotors :.....	38
II.3.1 Quadricoptères de loisir	38

II.3.2	Quadricoptères professionnels	39
II.3.3	Quadricoptères industriels	39
II.3.4	Quadricoptères de course.....	40
II.3.5	Quadricoptères militaires.....	40
II.3.6	Quadricoptères autonomes.....	40
II.4	Fonctionnement d'un quadrotor	41
II.5	Les mouvements du quadrirotor	42
II.5.1	Mouvement vertical	43
II.5.2	Mouvement de roulis (Roll).....	43
II.5.3	Mouvement de tangage (Pitch).....	44
II.5.4	Mouvement de lacet (Yaw).....	45
II.5.5	Mouvements de translation.....	46
II.6	Modèle dynamique du quadrirotor	46
II.6.1	Angles d'Euler :	48
II.6.2	La vitesse angulaire	49
II.6.3	Vitesses linéaires.....	50
II.7	Effets physiques agissants sur le quadrirotor	51
II.7.1	Les forces :	51
II.7.2	Les moments.....	52
II.7.3	Effet gyroscopique.....	53
II.8	Modèle dynamique	54
II.9	Modèle cinématique.....	56
II.10	Techniques de commande et de stabilisation pour les Quadrotors	57
II.10.1	Commande par mode glissant.....	57
II.10.2	Commande par mode glissant-floue	57
II.10.3	Commande automatique non linéaire	57
II.10.4	Contrôleur non linéaire	58
II.10.5	Commande PID	58
II.11	La commande PID	58
II.11.1	Le contrôleur PID	59
II.11.2	Structure du contrôleur PID.....	60
II.12	Structure de l'estimateur d'état	61
II.13	Modèles mathématiques des capteurs et fusion de données	62
II.13.1	Fusion de données gyroscope-acceleromètre :.....	65
II.13.2	Modèle du capteur magnétomètre.....	67
II.14	Estimation de la position par l'hybridation GPS/INS	68

II.14.1	Comparaison entre le GPS et l'INS	68
II.14.2	Concept d'hybridation GPS/INS.....	69
II.14.3	L'algorithme d'estimation d'état.....	70
II.14.4	Le filtre complémentaire.....	72
II.15	Résultats de la simulation	73
II.15.1	Calcul des accélérations sur « Matlab R2021a » avec les données du « MPU 6050 » 73	
II.15.2	Accélérations obtenues après le filtrage	74
II.16	Conclusion	76
.III	Chapitre III : Implémentation et mise en œuvre expérimentale de l'estimateur de position	77
III.1	Introduction	78
III.2	Présentation du matériel de la plateforme	78
III.2.1	Capteur MPU6050.....	78
III.2.2	Le capteur Magnétomètre HMC5883L.....	80
III.2.3	La carte programmable Arduino NANO.....	81
III.2.4	Le module Réception GPS u-blox M8N :.....	82
III.2.5	Le module convertisseur USB vers TTL CP2102.....	84
III.2.6	L'afficheur LCD I2C 16x2.....	85
III.3	Présentation du logiciel	86
III.3.1	Logiciel IDE Arduino 2.1.0	86
III.3.2	Logiciel U-center2.....	88
III.4	Initialisation et calibration des capteurs.....	89
III.4.1	Expérience n°01 « capteur Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino nano »	89
III.4.2	Expérience n°02 « Capteur MPU 6050 et Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO »	92
III.4.3	Expérience n°03 « Module GPS u-blox M8N »	94
III.5	Mesure des distances	104
III.5.1	Expérience n°01 « Mesure une distance avec 'Google MAPS' et les calculs sur 'Matlab R2021a ».....	104
III.5.2	Expérience n°02 « Mesure une distance avec 'GPS u-blox M8N' et les calculs sur 'Matlab R2021a ».....	105
III.5.3	Comparaison des résultats	106
III.5.4	Calculer l'erreur.....	107
III.5.5	Expérience n°03 « calcule des accélérations sur « Matlab R2021a » avec les données du « MPU 6050 » »	109

III.5.6 Résultats du filtrage	111
III.6 Analyse temporelle	112
III.7 Fusion GPS/INS	113
Conclusion générale	116
Bibliographie	120

Liste des figures

Figure I-1 Schéma fonctionnel d'un système GNC typique.	7
Figure I-2 Boîtier de navigation inertielle bidimensionnelle ide (3D).	9
Figure I-11 système de coordonnées mobile.	12
Figure I-12 Système de coordonnées fixe.	13
Figure I-13 repère ENU [15]. Figure I-14 repère NED [16].	14
Figure I-3 GPS IIF et satellite III (4).	16
Figure I-4 Satellite Glonass-M. (Avec l'aimable autorisation de Brian Terrill) [1].	17
Figure I-5 Satellite Glonass-K1. (Avec l'aimable autorisation de Brian Terrill) [2].	17
Figure I-6 Satellite Galileo. (©SEC-P. Carill) [1].	18
Figure I-7 Satellite BDS GEO [10].	19
Figure I-8 Satellite BDS IGSO/MEO [10].	20
Figure I-9 Satellite QZSS. (Avec l'aimable autorisation de Brian Terrill) [10].	21
Figure I-10 Satellite NavIC (IRNSS). (Avec l'aimable autorisation de Brian (Terrill) [1].	22
Figure I-15 Accéléromètre 3 axes pour crash test –ASC76C1A [21].	26
Figure I-16 Exemple d'un Gyroscope [23] Figure I-17 Exemple d'un Gyromètre [23].	27
Figure I-18 Magnetometer/ THM1176 Nadra Safety Test Solutions GmbH [23].	28
Figure I-19 Centrale inertielle de navigation légère / miniature -VN- 100-CR [23].	29
Figure I-20 Système de navigation GPS [23].	30
Figure I-21 Télémètre Laser 2D « SICK LMS 200 » [23].	32
Figure I-22 Caméra omnidirectionnelle catadioptrique [23].	33
Figure I-23 Capteur stéréoscopique (3D Camera captures unstructured surfaces) [23].	33
Figure I-24 Le capteur Kinect XBOX 360.	34
Figure II-1 Quadricoptère de loisir «X-STAR PREMIUM » [30].	38
Figure II-2 Quadricoptère professionnel « Hyperbola 5 Quad » [30].	39
Figure II-3 Quadricoptère industriel « Elios 3 » [30].	39
Figure II-4 Quadricoptère de course « Night Phoenix » [30].	40
Figure II-5 Quadricoptère militaire « DJI » [31].	40
Figure II-6 Quadricoptère autonome « OVNI » [32].	41
Figure II-7 Illustration du mouvement vertical [35].	43

Figure II-8	Illustration du mouvement de roulis [35].	44
Figure II-9	Illustration du mouvement de tangage [35].	45
Figure II-10	Illustration du mouvement de lacet [35].	45
Figure II-11	Illustration du mouvement de translation [35].	46
Figure II-12	Géométrie du quadrirotor [35].	47
Figure II-13	Implémentation sous Matlab du modèle dynamique du quadrotor.	55
Figure II-14	Implémentation sous Matlab du Modèle cinématique de quadrotor.	56
Figure II-15	Schéma fonctionnel global de la commande quadrotor UAV [42].	59
Figure II-16	Système de boucle PID typique.	60
Figure II-17	Modèle mathématique de gyroscope.	63
Figure II-18	Modèle mathématique de l'accéléromètre.	64
Figure II-19	Fusion de données des accéléromètres-gyroscopes par filtre complémentaire « 1 ».	66
Figure II-20	Fusion de données des accéléromètres-gyroscopes par filtre complémentaire « 2 ».	66
Figure II-21	Schéma explicatif du concept GPS/INS.	69
Figure II-22	Schéma Hybridation GPS-INS utilisant Filtre complémentaire.	73
Figure II-23	Les accélérations "ax", "ay" et "az" obtenue avant le filtrage	74
Figure II-24	Accélérations obtenues après le filtrage sur l'axe ax .	74
Figure II-25	Accélérations obtenues après le filtrage sur l'axe ay .	75
Figure II-26	Accélérations obtenues après le filtrage sur l'axe az .	75
Figure III-1	Vue du module MPU6050.	79
Figure III-2	Orientation et polarité de rotation du MPU6050 (46).	80
Figure III-3	Vue de module Magnétomètre HMC5883L.	81
Figure III-4	Vue la carte Arduino NANO.	82
Figure III-5	Vue du module GPS u-blox M8N.	84
Figure III-6	Vue du module convertisseur USB vers TTL CP2102.	85
Figure III-7	Vue de L'afficheur LCD I2C 16x2.	86
Figure III-8	Vue de l'interface de logiciel IDE Arduino 2.1.0.	87
Figure III-9	Vue de l'interface logiciel U-center2.	89
Figure III-10	Connecte le capteur Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO.	90
Figure III-11	Connecte le capteur Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO sous logiciel "fritzing".	90
Figure III-12	Résultats de connecte le capteur Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO.	91
Figure III-13	Les résultats obtenu par le capteur Magnétomètre HMC588L.	91
Figure III-14	connecte le capteur MPU 6050 et Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO.	92

Figure III-15	Connecte le capteur MPU 6050 et Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO sous logiciel "fritzing".	93
Figure III-16	Résultats de connecte le capteur MPU 6050 et Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO.	93
Figure III-17	Les résultats obtenu par le capteur MPU6050.	94
Figure III-18	connecte le capteur GPS u-blox M8N avec Le module convertisseur USB vers TTL CP2102.	95
Figure III-19	Affichage de la position actuelle des satellites.	95
Figure III-20	Affichage du « signal / données » des satellites.	96
Figure III-21	Affichage de données des satellites.	98
Figure III-22	connecte le capteur GPS u-blox M8N avec Arduino NANO.	101
Figure III-23	connecte le capteur « GPS u-blox M8N » avec l'arduino NANO sous logiciel "fritzing".	102
Figure III-24	Résultats de connexion du module GPS u-blox M8N avec l'Arduino NANO.	102
Figure III-25	Distance entre 17 points sur "Google Maps".	104
Figure III-26	Comparaison entre les résultats obtenus par "Google Maps" et "GPS u-blox M8N".	106
Figure III-27	L'erreur des résultats obtenus par "Google Maps" et "GPS u-blox M8N" en fonction de nombre de satellites employés.	107
Figure III-28	Connecte le capteur MPU 6050 avec Arduino NANO.	109
Figure III-29	connecte le capteur MPU 6050 avec Arduino NANO par sous "fritzing".	110
Figure III-30	Les accélérations "ax", "ay" et "az" obtenue avant le filtrage.	110
Figure III-31	L'accélération "ax" après deux étages du filtrage "ax1" et "ax2".	111
Figure III-32	L'accélération "ay" après deux étages du filtrage "ay1" et "ay2".	111
Figure III-33	L'accélération "az" après deux étages du filtrage "az1" et "az2".	111
Figure III-34	Mesure du temps d'exécution pris le carte Arduino-Nano utilisant l'oscilloscope.	112
Figure III-35	Résultats de mesure du temps par l'oscilloscope de chaque partie de programme du MPU 6050.	113
Figure III-36	Connecte le module "GPS ublox M8N", "MPU6050", "HMC5883L" et "l'Arduino NANO".	114
Figure III-37	Schéma de câblage module "GPS ublox M8N", "MPU6050", "HMC5883L" et "l'Arduino NANO" sous logiciel "fritzing".	114
Figure III-38	Résultat "dx" et "dy" obtenus d'après l'essai la fusion GPS/INS.	115

Liste des tableaux

Tableau I-1	caractéristiques des méthodes de représentation d'attitude.	25
Tableau I-2	Les avantages et les inconvénients d'accéléromètre	26
Tableau I-3	Les avantages et les inconvénients du gyroscope.	27
Tableau I-4	Les avantages et les inconvénients du magnétomètre.	28
Tableau I-5	Les avantages et les inconvénients de la centrale inertielle.....	29
Tableau I-6	Les avantages et les inconvénients du GPS.	31
Tableau I-7	Les avantages et les inconvénients du télémètre.	32
Tableau I-8	Les avantages et les inconvénients de la vision.	33
Tableau I-9	Capteur stéréoscopique.....	34
Tableau II-1	Comparaison du GPS et des systèmes de navigation inertielle.....	68
Tableau III-1	Les caractéristiques et les fonctionnalités principales du capteur MPU6050.....	79
Tableau III-2	Caractéristiques générales du magnétomètre capteur HMC5883L.	80
Tableau III-3	Caractéristiques générales de la carte Arduino NANO.	81
Tableau III-4	caractéristiques du module GPS u-blox M8N.	83
Tableau III-5	caractéristique du module convertisseur USB vers TTL CP2102.	84
Tableau III-6	Caractéristiques de l'afficheur LCD I2C 16*2.....	86
Tableau III-7	Les données minimales recommandées du message "RMC".	99
Tableau III-8	Déchiffrement du code d'exemple.	100
Tableau III-9	Tableau des coordonnées des 17 points « Google Maps ».....	105
Tableau III-10	Tableau des coordonnées des 17 points « GPS u-blox M8N ».....	105
Tableau III-11	L'erreur (Ex), (Ey), (Ed).	107

Liste des symboles

<i>Symbole</i>	<i>Définition</i>
m	<i>Est la masse totale.</i>
g	<i>L'accélération gravitationnelle.</i>
b	<i>Coefficient de portance.</i>
Ω	<i>Vitesse de rotation de l'hélice.</i>
K_{ft}	<i>Coefficient de traîné.</i>
V	<i>Vitesse linéaire.</i>
d	<i>La distance entre l'axe de rotation du rotor et le centre de la croix du Quadrotor.</i>
b	<i>Coefficient de portance.</i>
Ω_i	<i>Vitesse de rotation du rotor.</i>
J_r	<i>Matrice d'inertie des rotors.</i>
J	<i>Matrice d'inertie du système.</i>
$S(\Omega)$	<i>Squeusymmetric matrix.</i>
K_p	<i>Le gain proportionnel du régulateur PID.</i>
K_d	<i>Le gain dérivé du régulateur PID.</i>
K_i	<i>Le gain intégral du régulateur PID.</i>
z	<i>L'altitude du système quadrotor.</i>
z_d	<i>L'altitude désirée.</i>
\dot{z}_d	<i>Taux de variation de l'altitude désiré.</i>
φ	<i>Angle de roulis.</i>
φ_d	<i>Angle de roulis désiré.</i>

$\dot{\varphi}_d$	<i>Taux de variation de l'angle de roulis désirée.</i>
θ	<i>Angle de tangage.</i>
θ_d	<i>Angle de tangage désiré.</i>
$\dot{\theta}_d$	<i>Taux de variation de l'angle de tangage désiré.</i>
ψ	<i>Angle de lacet.</i>
ψ_d	<i>Angle de lacet désiré.</i>
$\dot{\psi}$	<i>Taux de variation de l'angle de lacet.</i>
x_d	<i>Position désirée selon x.</i>
y_d	<i>Position désirée selon y.</i>
\dot{x}_d	<i>Taux de variation de la position selon x.</i>
\dot{y}_d	<i>Taux de variation de la position selon y.</i>
β	<i>La longitude du point {a, b}.</i>
L	<i>La latitude du point {a, b}.</i>
ΔL	<i>La différence de latitude entre L_a et L_b.</i>

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Introduction générale

Les systèmes industriels modernes utilisent de plus en plus des techniques de contrôle avancées pour atteindre des niveaux de performance élevés. Cependant, si un système présente des défauts, ces stratégies de contrôle peuvent être très limitées, stimuler des comportements indésirables, et même le conduire à l'instabilité, en particulier dans les systèmes vitaux tels que les centrales nucléaires et les avions. Pour éviter les conséquences catastrophiques d'un déséquilibre mineur, il est nécessaire de développer des outils et des méthodes de surveillance efficaces. Ces dernières années, de nouvelles approches de surveillance ont été développées, y compris l'unité de diagnostic, afin de résister aux défauts tout en maintenant le rendement du système à contrôler [6].

Pour cela, nous abordons ce travail du but de développer un système de positionnement global pour un quadrotor en utilisant des informations provenant d'un récepteur GPS, d'un compas magnétique et d'une centrale inertielle comportant un accéléromètre et un gyromètre à trois axes. Cette approche permettra de fournir des données précises sur la position et l'orientation du quadrotor.

Ce travail est divisé en deux phases principales. La première phase consiste à concevoir et simuler le module de positionnement en utilisant l'environnement Matlab Simulink. Les données de différents capteurs seront combinées à l'aide de technologies telles que le filtre Kalman ou le filtre supplémentaire. Cette simulation permettra d'évaluer les performances de module d'estimation et d'améliorer ses performances en termes de stabilité et précision des estimés avant de passer à la mise en œuvre réelle.

La deuxième partie du projet consistera en une validation expérimentale des algorithmes testés et simulés à travers une mise en œuvre expérimentale du module conçu sur une carte programmable. À cette fin, le microcontrôleur Arduino-Nano sera utilisé, en conjonction avec des capteurs inertiels tels que le capteur MPU6050, le magnétomètre HMC5883L et le module GPS U-blox M8 pour la localisation. Ces composants seront combinés et interconnectés pour former l'unité de positionnement complète [39].

Une fois l'unité de positionnement est implémentée soit fonctionnelle, des tests seront effectués afin de vérifier la stabilité, la fiabilité et la précision des données estimées. Cela pourrait être effectué en utilisant un *laboratory-made* quadrotor comme plate-forme de d'implémentation et de test. Cela permettra d'appliquer les fonctions de positionnement et de navigation dans le système et de vérifier leur efficacité dans un environnement réel. Le but ultime est d'améliorer la stabilité et la précision de l'orientation et de positionnement du quadrotor pour une utilisation dans des applications nécessitant une autonomie telles que la surveillance, la cartographie et la recherche de sauvetage.

Le document est structuré comme suit, dans le chap-1, nous présentons des généralités sur la navigation, dans le chap-2, nous introduisons la conception de l'estimation d'état d'un UAV, et en finie par l'implémentation et mise en œuvre expérimentale de l'estimateur de position.

CHAPITRE I : GÉNÉRALITÉ SUR LA NAVIGATION

I.1 Introduction

De nos jours, il est facile de savoir où l'on est. Grâce au GPS ou à des systèmes concurrents, connaître précisément sa position est devenu un jeu d'enfant. Les récepteurs GPS sont d'ailleurs partout, que ce soit dans les téléphones, les voitures, les avions, ou encore les bateaux. Pourtant, le GPS ne répond pas à tous les besoins. Pour certaines applications, il est trop cher, trop peu précis, ou tout simplement impossible à mettre en œuvre. Par exemple, pour les sous-marins en plongée, il n'est pas possible de capter les signaux du GPS. Sur un champ de bataille, le positionnement doit rester précis même en cas de brouillage. Sur les systèmes grand public, les contraintes de coût limitent encore la précision. Quand le GPS seul n'est pas une option viable, on recourt souvent à la navigation inertielle. Cette technique permet d'estimer le déplacement d'un objet avec seulement un capteur d'accélération et un chronomètre. Cet article en présente le principe de fonctionnement [6].

I.2 Navigation

I.2.1 Introduction

La navigation est définie comme la science qui consiste à transporter une embarcation ou une personne d'un endroit à un autre. Chacun de nous effectue une certaine forme de navigation dans sa vie quotidienne. Se rendre au travail en voiture ou à pied à un magasin exige que nous utilisions des compétences de navigation fondamentales. Pour la plupart d'entre nous, ces compétences nécessitent l'utilisation de nos yeux, de notre bon sens et de nos points de repère. Cependant, dans certains cas où une connaissance plus précise de notre position, de notre cap prévu et / ou du temps de transit vers une destination souhaitée est nécessaire, des aides à la navigation autres que des points de repère sont utilisés. Ceux-ci peuvent être sous la forme d'une simple horloge pour déterminer la vitesse sur une distance connue ou du compteur kilométrique dans notre voiture pour garder une trace de la distance parcourue. D'autres aides à la navigation transmettent des signaux électroniques et donc plus complexes. C'est ce qu'on appelle les aides à la radionavigation.

Le signal d'une ou de plusieurs aides à la navigation permet à une personne (ci-après dénommée l'utilisateur) de calculer sa position. (Certaines aides à la radionavigation permettent également de déterminer la vitesse et de diffuser le temps). Il est important de noter que c'est le récepteur de radionavigation de l'utilisateur qui traite le signal et calcule la position fixée. Le récepteur effectue les calculs nécessaires (par exemple, la portée, le relèvement et l'heure d'arrivée estimée) pour que l'utilisateur puisse naviguer vers un emplacement souhaité. Dans certaines applications, le récepteur peut ne traiter que partiellement les signaux reçus avec les calculs de navigation effectués à un autre endroit.

Il existe différents types d'aides à la radionavigation et, aux fins du présent texte, ils sont catégorisés. Comme étant au sol ou dans l'espace. Dans la plupart des cas, la précision des aides à la radionavigation au sol est proportionnelle à leur fréquence de fonctionnement. Les systèmes très précis transmettent généralement à des longueurs d'onde relativement courtes et l'utilisateur doit rester dans la ligne de mire, tandis que les systèmes diffusant à des fréquences plus basses (longueurs d'onde plus longues) ne sont pas limités à la ligne de visée mais sont moins précis. Les systèmes de navigation par satellite (SATNAV) qui existent au moment de la rédaction du présent document utilisent des longueurs d'onde relativement courtes et sont généralement très précis et limitent la ligne de visée [1].

I.2.2 Définition

Dans la littérature sur les systèmes et les véhicules autonomes, la navigation a généralement l'une des deux significations suivantes :

- Déterminer avec précision la position et la vitesse par rapport à une référence connue.
- Planifier et exécuter les manœuvres nécessaires pour se déplacer entre les endroits souhaités.

Le terme NAVIGATION est utilisé pour désigner les deux capacités :

La première capacité est nécessaire pour archiver la seconde avec précision. Dans cette thèse, nous verrons quelques-unes des méthodes pour mettre en œuvre la première capacité en relation avec les problèmes plus larges de guidage et de planification d'itinéraire et de trajectoire nécessaires pour les véhicules autonomes et semi-autonome [6].

Approche typique des systèmes Le problème plus large du guidage, de la navigation et du contrôle (GNC) est illustré à la figure (I-1). L'objectif du problème GNC est de faire du véhicule, de l'arme ou du robot comme notre cas (Quad-copter).

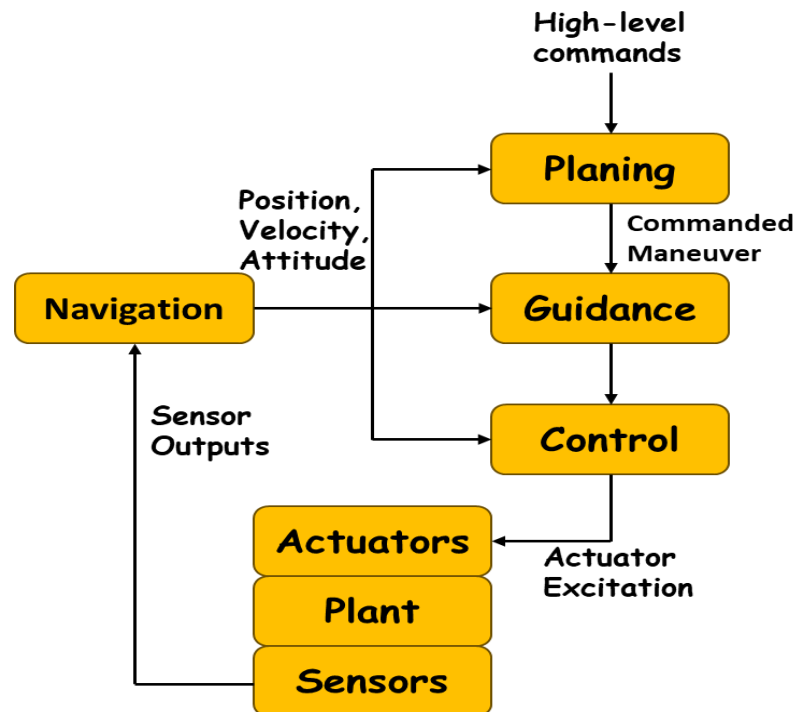


Figure I-1 Schéma fonctionnel d'un système GNC typique.

I.2.3 Exemples de navigation simplifiée

I.2.3.1 Calcul à l'avance (Dead reckoning) :

La navigation à l'avance est utilisée depuis des siècles dans les applications maritimes et est la méthode utilisée par de nombreux premiers aviateurs pour effectuer des vols longue distance établissant des records.

Les exigences minimales en matière de détection sont un indicateur de direction (généralement une boussole) et un indicateur de vitesse. Le navigateur multiplie la vitesse moyenne le long d'un cap donné par le temps de déplacement pour déterminer la distance de déplacement. Cette distance est tracée à partir d'un emplacement initial le long du cap mesuré (éventuellement corrigé de la variation magnétique attendue) et de la vitesse du châssis. Les vitesses du cadre de navigation sont ensuite intégrées pour déterminer les positions. Les équations différentielles décrivant la mécanisation de l'idée de cette approche sont :

$$\begin{bmatrix} \dot{n}(t) \\ \dot{e}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi(t)) & -\sin(\psi(t)) \\ \sin(\psi(t)) & \cos(\psi(t)) \end{bmatrix} \quad \text{I-1}$$

Où est l'angle entre l'axe nord de la navigation et l'axe u du corps ψ mesuré positivement au sens droit autour de l'axe du cadre de navigation vers le bas (c'est-à-dire le cap vrai), (n, e) sont les composantes de position nord et est, (u, v) sont les composantes de la vitesse du véhicule dans le châssis, et :

$$R_{b2n} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) \end{bmatrix} \quad \text{I-2}$$

R_{b2n} Est la matrice de rotation des coordonnées du corps au vecteur représentée dans les coordonnées de navigation [2].

I.2.3.2 Navigation inertielle

La navigation inertielle est basée sur l'application des lois du mouvement de Newton. En particulier, la première loi de Newton stipule que le corps en mouvement a tendance à maintenir son mouvement à moins qu'une force n'agisse sur elle. Si un dispositif de détection de force est en mouvement, il maintient son mouvement jusqu'à ce qu'il agisse d'une force, que le dispositif détecte. Puisque le dispositif de mesure (c'est-à-dire un accéléromètre) est conçu avec une masse connue, la deuxième loi de Newton peut être appliquée pour déterminer l'accélération comme.

$$\alpha = F/m \quad \text{I-3}$$

Si des transformations appropriées sont appliquées, une seule intégration donne la vitesse de l'image de navigation et une deuxième intégration fournit la position de mobile. Diverses questions de l'approche sont illustrées dans l'exemple simplifié suivant.

Les mesures sont effectuées dans le cadre de référence du véhicule, mais la position et la vitesse sont souhaitées dans le cadre de navigation. Dans cet exemple, trois capteurs sont utilisés. Deux accéléromètres sont fixés de manière rigide au véhicule et alignés avec les axes u et v du châssis. Ces accéléromètres mesurent l'accélération inertielle résolue dans les directions longitudinale et latérale. Un seul gyroscope, également monté de manière rigide sur le véhicule, mesure la vitesse de rotation du véhicule autour de l'axe vers le bas par rapport au cadre de navigation (inertiel). Ce système est illustré dans la figure ci-dessous :

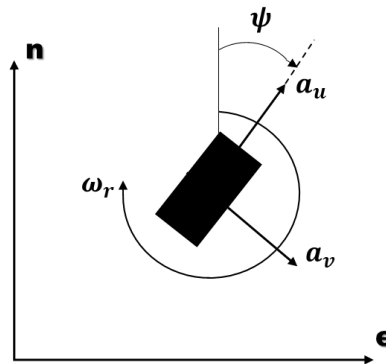


Figure I-2 Boîtier de navigation inertielle bidimensionnelle ide (3D).

Les équations différentielles décrivant l'idée de mécanisation de l'état de navigation sont :

$$\begin{bmatrix} \dot{n} \\ \dot{e} \\ \dot{v}_n \\ \dot{v}_e \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_n \\ v_e \\ \cos(\psi) a_u - \sin(\psi) a_v \\ \sin(\psi) a_u + \cos(\psi) a_v \\ \omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_n \\ v_e \\ a_n \\ a_e \\ \omega_r \end{bmatrix} \quad \text{I-4}$$

Où $[a_u, a_v]$ sont les accélérations mesurées dans le cadre de la carrosserie, est la vitesse angulaire en lacet mesurée dans le cadre de la carrosserie, et ω_r

$$\begin{bmatrix} a_n \\ a_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_u \\ a_v \end{bmatrix} \quad \text{I-5}$$

Le vecteur d'accélération est-il transformé en cadre de navigation. Dans cette approche, cinq intégrateurs sont nécessaires puisque l'accélération et la vitesse angulaire sont mesurées au lieu de la vitesse et de l'angle. Bien que cela nécessite un calcul accru, l'avantage de mesurer ces grandeurs inertielles n'est pas affecté par les changements dans les champs externes ou les paramètres du véhicule. Les performances du capteur peuvent être prédites avec précision à l'avance et s'appliquent universellement (c'est-à-dire l'emplacement d'un appareil sous l'eau). Essentiellement, la seule façon d'affecter la précision du capteur INS est d'utiliser l'instrument au-delà de sa plage dynamique spécifiée ou de le détruire. Par conséquent, les INS sont extrêmement robustes à l'interface externe.

Lorsque des erreurs de polarisation sont modélisées dans chacun des capteurs,

$$\hat{a}_u = a_u + \delta a_u \quad \text{I-6}$$

$$\hat{a}_v = a_v + \delta a_v \quad \text{I-7}$$

$$\hat{\omega}_v = \omega_r + \delta \omega_r \quad \text{I-8}$$

Le système de mécanisation actuel est modélisé comme suit :

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{n}} \\ \dot{\hat{e}} \\ \dot{\hat{v}}_n \\ \dot{\hat{v}}_e \\ \dot{\hat{\psi}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{v}_n \\ \hat{v}_e \\ \cos(\hat{\psi}) \tilde{a}_u - \sin(\hat{\psi}) \tilde{a}_v \\ \sin(\hat{\psi}) \tilde{a}_u + \cos(\hat{\psi}) \tilde{a}_v \\ \tilde{\omega}_r \end{bmatrix} \quad \text{I-9}$$

La linéarisation de l'équation. (I-9) sur la trajectoire de l'équation. (I-4) donne l'ensemble d'équations suivant :

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{n} \\ \delta \dot{e} \\ \delta \dot{v}_n \\ \delta \dot{v}_e \\ \delta \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -a_e \\ 0 & 0 & 0 & 0 & a_n \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta n \\ \delta e \\ \delta v_n \\ \delta v_e \\ \delta \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta a_u \\ \delta a_v \\ \delta \omega_r \end{bmatrix} \quad \text{I-10}$$

L'analyse de l'équation (I-10) révèle que les erreurs de biais dans les accéléromètres entraînent une augmentation linéaire de l'erreur de vitesse et une augmentation parabolique de l'erreur de position. En revanche, les erreurs dues au biais gyroscopique ne sont observables que lorsque l'accélération est différente de zéro. Les instruments de navigation inertielle (INS) présentent des erreurs stables et peu influencées par des variables externes, ce qui permet d'utiliser des techniques analytiques pour étudier leurs performances en toute confiance, indépendamment de l'emplacement ou de l'environnement.

La possibilité de mesurer le cap et les erreurs de polarisation gyroscopique dépend de la disponibilité de capteurs appropriés. Ces capteurs peuvent être utilisés pour initialiser l'état de l'INS, calibrer l'alignement ou les biais, ou estimer les erreurs de position et de vitesse de l'INS. Cependant, cela ne garantit pas nécessairement une plus grande robustesse du système de navigation. Les techniques d'estimation de l'état fournissent des outils pour évaluer la précision du système de navigation et faciliter les décisions de conception.

Une alternative consiste à monter les accéléromètres et le gyroscope sur une plate-forme actionnée à l'intérieur du véhicule. En maintenant une sortie nulle du gyroscope, la plate-forme peut maintenir son alignement initial. Si l'alignement initial correspond au cadre de navigation, la double intégration des sorties de l'accéléromètre, sans transformation calculée, permettrait d'obtenir la vitesse et la position du cadre de navigation. Cette approche mécanisée offre des avantages potentiels en termes de coût et de précision par rapport à l'approche par sangle, mais elle dépend de divers facteurs tels que le coût des capteurs et de l'actionnement, la taille et la puissance du système de navigation, ainsi que les exigences en termes de précision.

Il est important de noter que dans les approches par sangle ou mécanisée, des valeurs initiales de position, de vitesse et d'angle sont nécessaires. Dans l'approche mécanisée, la valeur initiale de l'angle correspond à l'alignement initial de la plate-forme par rapport aux axes du corps [2].

I.3 Système de coordonnées

Le processus de navigation est défini par rapport à une référence connue, généralement définie comme un système de coordonnées spécifique. Les mesures des capteurs sont également résolues par rapport à un système de coordonnées particulier. Lorsque les cadres de référence des capteurs et de la navigation ne coïncident pas, il est nécessaire de transformer les quantités de points et de vecteurs entre les systèmes de coordonnées [2].

On peut citer les systèmes de coordonnées comme si de suit :

I.3.1 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 [2].

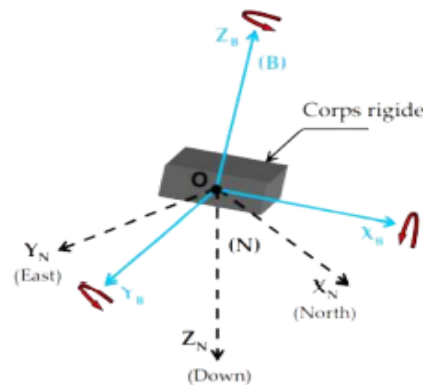


Figure I-3 système de coordonnées mobile

$$\omega_{ie} \approx \frac{1 + 365.25 \text{ cycles}}{(365.25)(24)h} \frac{2\pi \text{ rad/cycle}}{3600 \text{ s/h}} \approx 7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s} \quad \text{I-11}$$

I.3.2 Système de coordonnées fixes

Ce cadre a son origine au centre de la Terre. Lorsque l'axe de coordonnées est fixe (ECEF-frame), les axes tournent par rapport au référentiel inertiel avec une fréquence de :

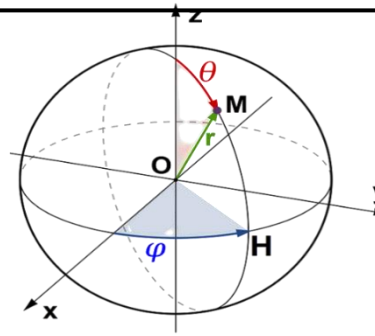


Figure I-4 Système de coordonnées fixe.

En raison de la rotation quotidienne de la Terre et de sa révolution annuelle autour du soleil, le géoïde de la Terre est généralement approximé par un ellipsoïde de révolution de son axe mineur. Un ensemble cohérent de paramètres de forme (c'est-à-dire l'ellipsoïde) et de modèle de gravitation de la Terre doit être utilisé dans toute application donnée. Par conséquent, la valeur de dans l'approximation ne doit être considérée que comme une valeur approximative [2].

I.3.3 Le repère de navigation (LLF)

Le cadre géodésique local est le système de coordonnées rectangulaires nord, est, basé que nous utilisons souvent dans notre vie quotidienne. Il est déterminé par l'ajustement d'un plan tangent à l'ellipse de référence géodésique en un point d'intérêt. Le plan tangent est attaché à un point fixe sur la surface de la Terre à un point pratique pour la mesure locale. Ce point est l'origine du cadre local. L'axe X pointe vers le vrai nord. L'axe Y pointe vers l'est. L'axe Z complète le système de coordonnées à droite pointant vers l'intérieur de la Terre perpendiculaire à l'ellipsoïde de référence [2].

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_{Nse} se dirige au sens opposé de la pesanteur.

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

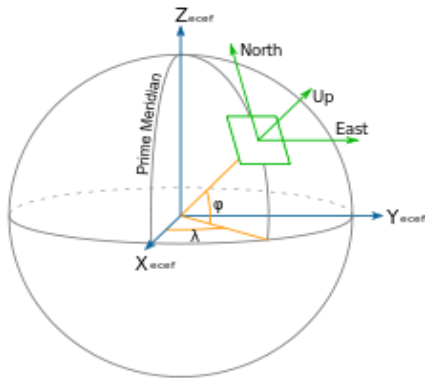


Figure I-5 repère ENU [15].

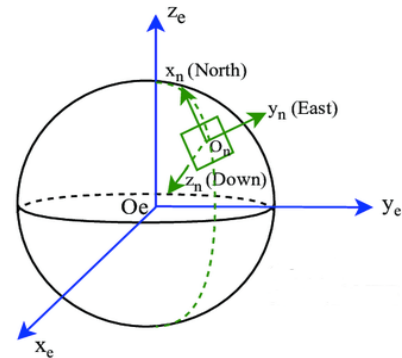


Figure I-6 repère NED [16].

I.4 GNSS (Global Navigation Satellite System)

Les systèmes de navigation par satellite (GNSS) sont des systèmes mondiaux utilisant des satellites en orbite terrestre moyenne pour fournir des informations précises de position et de vitesse. Les principaux systèmes GNSS incluent le GPS américain, le BDS chinois, le Galileo européen, le GLONASS russe, le NavIC indien et le QZSS japonais. Ces systèmes utilisent des constellations de satellites pour transmettre des signaux contenant des données de navigation et des étalons de fréquence atomique précis. Les récepteurs GNSS mesurent le temps de transit des signaux provenant de plusieurs satellites pour calculer la position tridimensionnelle. Certains systèmes régionaux combinent des satellites géostationnaires et en orbite terrestre moyenne pour offrir une couverture mondiale et régionale. Les récepteurs GNSS commerciaux utilisent souvent plusieurs constellations GNSS pour assurer une disponibilité continue du signal, même en cas de problèmes avec un ou plusieurs systèmes GNSS [3][4].

I.4.1 Les systèmes GNSS

I.4.1.1 Système de positionnement global

Le système de positionnement global (GPS) des États-Unis a connu une évolution continue depuis sa création dans les années 1970. Les améliorations technologiques des segments espace, contrôle et utilisateur, ainsi que l'expérience accumulée par l'US Air Force, ont contribué à améliorer les performances du système en termes de précision, de disponibilité et d'intégrité.

Le GPS offre deux services principaux : le service de positionnement précis (PPS), crypté et destiné aux utilisateurs militaires et gouvernementaux autorisés, et le service de positionnement standard (SPS), gratuit et utilisé par des milliards d'utilisateurs civils et commerciaux à travers le monde. Les deux services fournissent des signaux de navigation permettant aux récepteurs utilisateurs de déterminer leur position, leur vitesse et le temps universel coordonné (UTC) [3]. Pour le segment spatial, sept blocs de satellites ont été développés à ce jour, chacun offre de bloc une capacité accrue. Au moment d'écrire ces lignes, la constellation le GPS se composait des satellites Block IIR, Block IIR-M et Block IIF. En février en 2016, tous les satellites Block IIF ont été lancés. Le lancement du premier satellite GPS III était prévu pour 2018 [4] [5]. Les figures (I-3) sont des représentations Illustration des satellites GPS Block IIF et GPS III en orbite.

La constellation GPS se compose de satellites répartis en blocs, avec une capacité accrue à chaque nouveau bloc développé. La constellation nominale compte 24 satellites répartis dans 6 plans orbitaux en orbite terrestre moyenne (MEO). L'US Air Force a récemment mis à jour la conception de la constellation pour permettre jusqu'à 27 satellites, améliorant ainsi la couverture et les propriétés géométriques dans la plupart des régions du monde [5].

Les utilisateurs civils du GPS peuvent choisir parmi différents types de récepteurs, tels que des montres-bracelets, des ordinateurs de poche ou des applications pour téléphone mobile. La plupart des récepteurs utilisent les signaux GPS ainsi que ceux d'autres constellations GNSS (Global Navigation Satellite System).

Des améliorations continuent d'être apportées aux segments de contrôle et d'espace afin de réduire l'erreur de portée des satellites. Le segment de contrôle évolue avec la mise en place du nouveau segment de contrôle opérationnel (OCX), qui devrait être opérationnel avant 2025.

En ce qui concerne l'équipement des utilisateurs, les utilisateurs civils SPS ont le choix entre différents types de récepteurs dans plusieurs facteurs de forme (par exemple, montre-bracelet, ordinateur de poche ou application pour téléphone mobile). La majorité d'entre eux utilisent des signaux GPS et d'autres constellations GNSS.



Figure I-7 GPS IIF et satellite III (4).

I.4.1.2 Système russe GLONASS

GLONASS est le système de navigation par satellite russe équivalent au GPS. Il fournit des services militaires et civils de navigation multifréquence en bande L pour les applications maritimes, aériennes, terrestres et spatiales en Russie et à l'étranger. La constellation GLONASS comprend des satellites en orbite terrestre moyenne (MEO), un segment de contrôle au sol et des équipements utilisateurs. Actuellement, il y a 24 satellites actifs et 2 satellites de rechange, avec une prévision de passer à 6 satellites de rechange.

La performance des 30 satellites est évaluée par les contrôleurs GLONASS, et les 24 meilleurs sont activés, les autres étant en réserve. La constellation GLONASS est composée de deux types de satellites : Glonass-M, une version modernisée des satellites originaux lancés entre 1982 et 2005, et Glonass-K1, une nouvelle conception lancée en 2011. La Russie a lancé la une nouvelle génération de satellites, Glonass-K2, en 2018. Les figures (I-4) et (I-5) représentent les satellites Glonass-M et Glonass-K1.

Les satellites Glonass-M et Glonass-K1 utilisent l'accès multiple par répartition en fréquence (AMRF) pour transmettre des codes et des données de navigation à courte et longue portée. Ils diffusent également un code de télémétrie par répartition en code de diffusion (AMRC) avec des données de navigation. Les satellites Glonass-K transportent une charge utile sécurisée et de recherche (SAR) pour le système COSPAS-SARRAT.

GLONASS est soutenu par un réseau de sites au sol principalement situés en Russie, avec des sites de surveillance à l'extérieur du pays. Il fournit des services de navigation autorisés pour un usage militaire, ainsi qu'un service ouvert accessible à tous les utilisateurs nationaux et internationaux sans restriction. Les récepteurs GNSS monopuce multi-constellations utilisés par des millions de personnes intègrent actuellement GLONASS [6] [7].

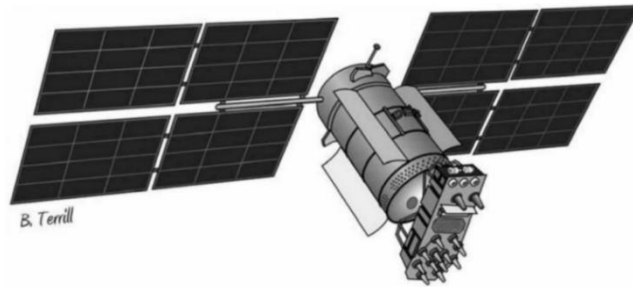


Figure I-8 Satellite Glonass-M. (Avec l'aimable autorisation de Brian Terrill) [1].

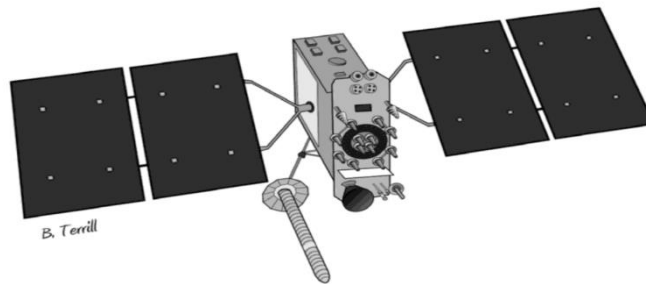


Figure I-9 Satellite Glonass-K1. (Avec l'aimable autorisation de Brian Terrill) [2].

I.4.1.3 Système à satellite Galileo

L'Union européenne (UE) a lancé le système de navigation par satellite Galileo en 1998 dans le but de fournir un service civil mondial. Le développement de Galileo s'est déroulé en plusieurs phases, notamment la phase de validation en orbite (IOV) et la capacité opérationnelle totale (FOC). La phase IOV, qui consistait en une constellation initiale de quatre satellites et un segment sol, a été achevée avec succès. En décembre 2016, la Commission européenne a déclaré le début des services initiaux de Galileo.

La phase FOC est actuellement en cours et vise à déployer complètement la constellation Galileo ainsi que l'infrastructure au sol. Cette phase permettra de valider et d'optimiser les performances opérationnelles du système. Une fois terminé, Galileo offrira différents niveaux de service, notamment un service ouvert gratuit, un service commercial avec des données à valeur ajoutée et une haute précision, un service public réglementé pour les utilisateurs autorisés nécessitant une protection renforcée, ainsi qu'un soutien aux opérations de recherche et de sauvetage.

Le système Galileo sera interopérable avec le GPS, en se basant sur des aspects tels que la structure du signal, le cadre de référence des coordonnées géodésiques et le système de référence temporelle. Actuellement, le développement de la constellation Galileo comprend 30 satellites en orbite terrestre moyenne (MEO) et un segment de contrôle au sol mondial.



Figure I-10 Satellite Galileo. (©SEC-P. Carill) [1].

I.4.1.4 Système chinois BeiDou

Le BDS est un système SATNAV multifonction qui intègre de nombreux services. À son achèvement en 2020, BDS a fourni aux utilisateurs du monde entier des services PVT. Il a fourni une forme d'UTC traçable au National Time Service Center (NTSC) de l'Académie chinoise des sciences (NTSC), classée UTC. En outre, il a également fourni utilisateurs en Chine et dans les régions environnantes avec un service différentiel étendu avec une précision de positionnement supérieure à 1 m, ainsi qu'un service de messages courts (SMS). Ces services peuvent être classés dans les trois types suivants [7][8] :

- **Service de radionavigation par satellite (RNSS)**

Le RNSS comprend les services de navigation de base offerts par toutes les constellations GNSS, à savoir le PVT. Comme avec d'autres constellations GNSS, utilisant des signaux de fréquences multiples, BDS fournit aux utilisateurs deux types de services. Les services de stylo sont disponibles gratuitement pour les utilisateurs du monde entier. Les Services autorisés ne sont disponibles que pour les utilisateurs autorisés [9].

- **RDSS**

Le RDSS est unique au BDS parmi les constellations GNSS. Ces services comprennent : des services de positionnement rapide, de messagerie courte et de chronométrage de précision via des satellites GEO pour les utilisateurs en Chine et dans les régions environnantes. C'était le seul type de service fourni par la phase 1 du déploiement BDS, BD-1. Cette fonctionnalité a été incorporée dans BDS à mesure que le système continue d'évoluer vers FOC. Avec un plus grand nombre de satellites GEO en orbite, la performance du service RDSS a encore été améliorée par rapport aux deux satellites GEO en Phase 1.

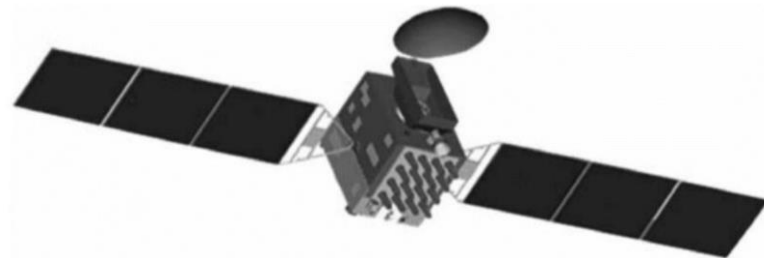


Figure I-11 Satellite BDS GEO [10].

- **Services différentiels étendus les systèmes d'augmentation d'autres systèmes**

Les GNSS sont construits indépendamment de leurs systèmes nominaux. Par exemple, après le déploiement du GPS, les États-Unis ont mis au point un système de renforcement indépendant, le Wide Area Augmentation System (WAAS), pour répondre aux demandes de l'industrie de l'aviation civile. Les multiples satellites GEO de la constellation BDS permettent d'avoir une conception intégrée pour combiner les services nominaux avec les services d'augmentation. En tant que l'un des services BDS importants, le système de renforcement spatial a été conçu et développé en parallèle avec le système nominal dans le processus de développement BDS.

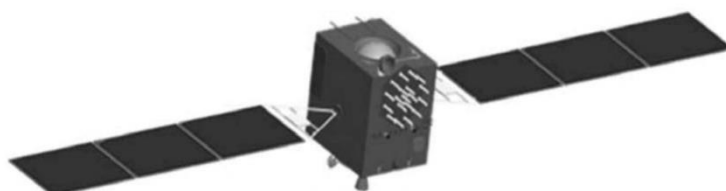


Figure I-12 Satellite BDS IGSO/MEO [10].

I.4.1.5 Systèmes régionaux

- **Système quasi-zénithal à satellite (QZSS)**

QZSS est un système de navigation civile régional exploité par l'Agence japonaise d'exploration aérospatiale (JAXA) pour le gouvernement japonais. Il complète le GPS américain en fournissant une couverture à haute altitude au-dessus du Japon. La constellation QZSS est composée d'un satellite sur une orbite quasi-zénithale (QZ) et fournit des services expérimentaux de navigation et de messagerie.

La constellation QZSS devrait s'étendre à quatre satellites d'ici 2018 et à sept satellites d'ici 2023. Ces satellites offriront une capacité régionale indépendante et compléteront d'autres constellations GNSS. QZSS vise à fournir des services de navigation pour compléter le GPS, des services d'augmentation GPS différentielle pour améliorer la précision et des services de messagerie pour les situations de crise ou de catastrophe.

Actuellement, QZS-1 fournit des services opérationnels utilisés pour diverses applications au Japon, tandis que les satellites QZS-2 à QZS-4 prévus ajouteront un nouveau service de renforcement expérimental. Les satellites en orbite QZ fourniront des corrections pour les services d'augmentation par satellite (SBAS), tandis que le satellite en orbite géostationnaire (GEO) fournira un service de messagerie en bande S. Les services de navigation et d'augmentation sont gratuits [11], [12]. La figure (I-9) est une représentation d'un satellite QZSS.



Figure I-13 Satellite QZSS. (Avec l'aimable autorisation de Brian Terril) [10].

I.4.1.6 Navigation avec Indian Constellation (NavIC)

NavIC est un système régional de navigation militaire et civile exploité par l'ISRO en collaboration avec la DRDO en Inde. Contrairement à d'autres systèmes de navigation par satellite, NavIC utilise à la fois la bande L5 et la bande S pour transmettre des signaux de navigation.

Actuellement, NavIC compte 3 satellites géostationnaires et 4 satellites géosynchrones inclinés, ainsi qu'un segment de support au sol et des équipements utilisateur. Le système offre des services de positionnement pour une région couvrant environ 1500 km autour de l'Inde, entre 30° de latitude sud et 50° de latitude nord, et de 30° de longitude Est à 130° de longitude Est.

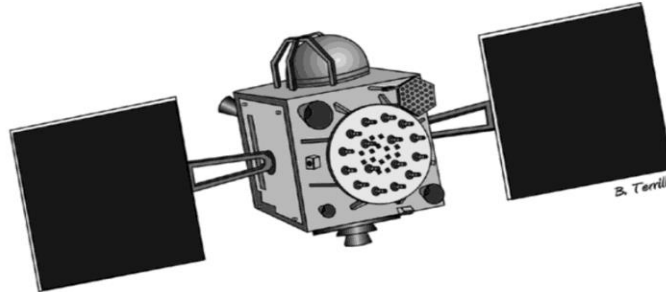


Figure I-14 Satellite NavIC (IRNSS). (Avec l'aimable autorisation de Brian (Terrill) [1].)

NavIC propose deux niveaux de service : un service de positionnement public standard (SPS) et un service restreint crypté (RS). Les deux sont disponibles à la fois dans la bande L5 (1176,45 MHz) et dans la bande S (2492,028 MHz) [9] [13]. Le service SPS utilise des corrections de position basées sur la fréquence du signal et un modèle de diffusion ionosphérique, permettant aux récepteurs de mesurer et de corriger le retard ionosphérique en temps réel grâce à la synchronisation des signaux en bande L5 et S [14].

I.5 Les méthodes de représentation d'attitude

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

I.5.1 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) [17].

I.5.2 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 [17]. 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 définit par [18]:

$$\vec{q}_{vecteur} = \vec{i}q_1 + \vec{j}q_2 + \vec{k}q_3 \quad \text{I-12}$$

La représentation mathématique des quaternions est la suivante :

$$\vec{q} = q_0 + \vec{q}_{vecteur} = q_0 + \vec{i}q_1 + \vec{j}q_2 + \vec{k}q_3 \quad \text{I-13}$$

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 :

$$i^2 = j^2 = k^2 = -1 \quad \text{I-14}$$

$$ij = -ji = k \quad \text{I-15}$$

$$ik = -ki = j \quad \text{I-16}$$

$$kj = -jk = i \quad \text{I-17}$$

I.5.3 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 définit par trois rotations unitaires successives, chacune des rotations est effectué à chaque étape autour d'un seul axe de système de coordonné [19].

I.5.3.1 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 ZXX :

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 défini 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 :

$$R_1 = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} R_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} R_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \quad \text{I-18}$$

$$R_N^B = \begin{bmatrix} c\varphi c\theta & s\varphi c\theta & -s\theta \\ -s\varphi c\theta + c\psi s\theta s\varphi & c\varphi c\psi + s\varphi s\theta s\psi & c\theta s\varphi \\ s\psi s\varphi + c\psi c\varphi s\theta & -c\varphi s\psi + s\theta s\psi c\varphi & c\theta c\varphi \end{bmatrix} \quad \text{I-19}$$

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 :

$$\mathbf{R}_B^N = (\mathbf{R}_N^B)^T \quad \text{I-20}$$

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.

<i>Méthode</i>	<i>Notation</i>	<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<i>Matrice de rotation</i>	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.
<i>Quaternions</i>	Q	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Quartés 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.
<i>Les angles d'Euler</i>	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 rapproche 90°. ❖ Équations différentielles non-linéaires. ❖ L'ordre de rotation est important.

I.6 Les capteurs utilisés pour la navigation

I.6.1 Capteurs intrinsèques

Les capteurs intrinsèques du robot fournissent des données sur son état interne à un moment donné, telles que la vitesse, l'accélération, les angles de rotation et les angles d'attitude. Cependant, ces capteurs ne peuvent pas fournir d'informations lorsque le robot est à l'arrêt.

I.6.1.1 L'Accéléromètre

Un accéléromètre est un capteur utilisé pour mesurer l'accélération linéaire en un point spécifique. En pratique, il fonctionne en utilisant une masse d'essai, généralement reliée à un boîtier du capteur. L'idée fondamentale de ce capteur est de mesurer la force nécessaire pour maintenir la masse en place dans le boîtier lorsque celui-ci est soumis à une accélération. En intégrant deux fois les informations fournies par l'accéléromètre, il est possible de calculer le déplacement du robot. Cependant, cette double intégration peut entraîner une accumulation d'erreurs significative. Il convient de noter que l'accéléromètre est généralement plus coûteux que les odomètres, un autre type de capteur utilisé pour mesurer le déplacement du robot [20].



Figure I-15 Accéléromètre 3 axes pour crash test –ASC76C1A [21].

Tableau I-2 Les avantages et les inconvénients d'accéléromètre

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> ❖ Détection du mouvement ❖ Compact et léger ❖ Données en temps ❖ Efficacité énergétique ❖ Rentabilité 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Bruit et dérive ❖ Plage de mesure limitée ❖ Sensibilité croisée des axes ❖ Montage et orientation ❖ Étalonnage et maintenance

I.6.1.2 Gyroscope, Gyromètre et Gyrocompas

Les gyroscopes sont utilisés pour mesurer l'orientation du robot mobile (voir la figure I-16). Ces mesures sont ensuite intégrées pour calculer sa position. Ces capteurs sont largement utilisés dans le positionnement des robots mobiles, car lorsqu'il y a une fusion de mesures, ils aident à compenser les imprécisions liées à l'orientation fournies par l'odomètre.

Le gyromètre (voir figure I-17) est un capteur utilisé pour mesurer la vitesse angulaire du robot. Il existe différents types de gyromètres, tels que les gyromètres laser, les gyromètres optiques, les gyromètres à structures vibrantes, capacitifs, etc. [22].

Le gyrocompas est un capteur qui permet de mesurer le cap d'un véhicule. Il combine un gyroscope et un compas magnétique. Le gyrocompas maintient une référence constante du nord magnétique pendant tout le déplacement du véhicule, après l'avoir initialement établie.



Figure I-16 Exemple d'un Gyroscope [23] **Figure I-17** Exemple d'un Gyromètre [23].

Tableau I-3 Les avantages et les inconvénients du gyroscope.

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> ❖ Mesure de l'orientation ❖ Stabilité et précision ❖ Faible consommation d'énergie ❖ Réponse rapide ❖ Polyvalence des applications 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Dérive ❖ Sensibilité aux vibrations ❖ Calibrage ❖ Coût ❖ Complexité des données

I.6.1.3 Magnétomètre

Bien que les magnétomètres ne soient généralement pas classés comme des capteurs inertiels, de nombreuses IMU (unités de mesure inertielle) économiques basées sur la technologie MEMS intègrent désormais, en plus d'une triade d'accéléromètres et de gyroscopes, une triade de magnétomètres.

Cette configuration facilite notamment la détermination de l'attitude d'une IMU à faible coût. Les magnétomètres sont des dispositifs utilisés pour mesurer le champ magnétique local, qui est généralement composé d'une combinaison du champ magnétique terrestre et de perturbations locales. Ces perturbations locales peuvent provenir de sources permanentes attachées au capteur lui-même ou faire partie de l'environnement extérieur.



Figure I-18 Magnetometer/ THM1176 Nadra Safety Test Solutions GmbH [23].

Tableau I-4 Les avantages et les inconvénients du magnétomètre.

Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> ❖ Détection du champ magnétique ❖ Utilisation en navigation ❖ Faible consommation d'énergie ❖ Sensibilité élevée ❖ Applications diverses 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Interférences magnétiques ❖ Compensation des dérives ❖ Influence de l'environnement ❖ Précision limitée ❖ Effets de distorsion

I.6.1.4 La centrale inertielle

L'unité de mesure inertielle (IMU) est un dispositif qui comprend trois gyroscopes, trois accéléromètres et un calculateur en temps réel (voir figure I-19) [24]. Ce dispositif fournit des informations sur la vitesse ou l'accélération, et l'intégration de l'une de ces grandeurs peut permettre le calcul de la distance parcourue.

Son principe repose sur le traitement des informations provenant des accéléromètres pour chaque axe, ainsi que des informations d'attitude fournies par les gyroscopes (tangage, roulis et lacet) dans l'unité de mesure inertielle. Les systèmes qui déterminent la position du robot à partir des accéléromètres et des gyroscopes sont appelés systèmes de navigation inertielle.

Les capteurs inertiels sont utilisés pour former des systèmes équipés d'un calculateur et d'une électronique de mise en œuvre capables de fournir des informations précieuses pour la navigation et le pilotage. Parmi ces systèmes, on trouve les systèmes de navigation inertielle (INS), les INS/GPS, les systèmes de référence inertielle (IRS) et les systèmes de référence d'attitude et de cap (AHRS). Les AHRS sont des ensembles d'instruments capables de fournir une estimation précise du roulis, du tangage et du lacet d'un véhicule en mouvement [25].



Figure I-19 Centrale inertielle de navigation légère / miniature -VN- 100-CR [23].

Tableau I-5 Les avantages et les inconvénients de la centrale inertielle

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> ❖ Mesure des mouvements ❖ Précision et réactivité ❖ Fonctionnement autonome ❖ Compacte et légère ❖ Fonctionnement indépendant de l'environnement 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Dérive des estimées ❖ Coût pour les modules précis ❖ Complexité des données ❖ Sensibilité aux vibrations ❖ Limites d'utilisation

I.6.2 Capteurs extrinsèques :

Les capteurs extéroceptifs sont utilisés pour recueillir des informations sur l'environnement dans lequel le système mobile évolue. Ils complètent les capteurs proprioceptifs présentés précédemment. Des méthodes de fusion de données sont ensuite utilisées pour conditionner et traiter les informations sensorielles de natures différentes. Les principaux capteurs couramment utilisés en robotique mobile comprennent les capteurs télémétriques tels que les ultrasons, les lasers et les infrarouges, ainsi que le GPS et les caméras.

I.6.2.1 Système de positionnement global (GPS)

Le « Global Positioning System » (GPS) est un système de balises utilisant les ondes radio et des satellites en orbite terrestre pour fournir une mesure de position dans un repère global. Il permet une localisation quasi universelle avec une précision variable, allant de quelques dizaines de mètres à quelques centimètres selon les équipements. Cependant, le GPS ne résout pas tous les problèmes de localisation des robots mobiles. Il présente des difficultés de fonctionnement dans les environnements urbains et n'est pas utilisable à l'intérieur des bâtiments en raison de l'atténuation des ondes. Sa précision est souvent insuffisante pour une utilisation exclusive par un robot terrestre. En pratique, il est souvent combiné à un système inertiel pour compenser les pertes du signal GPS, mais il ne peut se substituer aux capteurs du robot qui lui permettent de percevoir son environnement.



Figure I-20 Système de navigation GPS [23].

Tableau I-6 Les avantages et les inconvénients du GPS.

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> ❖ Précision de localisation ❖ Couverture mondiale ❖ Fonctionnement 24/7 ❖ Précision temporelle ❖ Polyvalence des applications 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Interférences ❖ Blocage des signaux ❖ Précision limitée en environnement urbain ❖ Latence ❖ Dépendance aux conditions météorologiques

I.6.2.2 Les télémètres

Les télémètres les plus couramment utilisés pour la cartographie et la localisation sont les télémètres laser à balayage. Ils utilisent un faisceau laser en rotation pour balayer un plan et mesurer la distance des objets qui croisent ce plan. Ces télémètres peuvent utiliser différentes techniques telles que la mesure du temps de vol d'une impulsion laser ou la triangulation. Ils offrent l'avantage de fournir des mesures directes et précises des distances à partir de nombreux points fixes, tels que le sol et les murs.

Cependant, ils sont généralement coûteux et ne conviennent pas aux terrains accidentés. Il existe d'autres types de télémètres, tels que les télémètres à ultrasons qui mesurent le temps de vol des ondes sonores réfléchies par les obstacles, et les télémètres à infrarouge qui utilisent la lumière infrarouge pour détecter les distances et peuvent utiliser différentes techniques pour recueillir plus ou moins d'informations. Il y a également les télémètres laser 3D, qui peuvent être montés sur un axe vertical pivotant ou utiliser deux scanners laser avec un angle de 90 degrés entre eux. Ces scanners laser 3D fournissent des informations tridimensionnelles sur l'environnement, mais ils sont également coûteux.



Figure I-21 Télémètre Laser 2D « SICK LMS 200 » [23].

Tableau I-7 Les avantages et les inconvénients du télémètre.

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> ❖ Mesure précise de la distance ❖ Rapidité et réactivité ❖ Polyvalence des applications ❖ Facilité d'utilisation ❖ Mesures à distance 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Précision limitée à de longues distances ❖ Sensibilité aux conditions environnementales ❖ Coût ❖ Limitations de mesure ❖ Compétences requises

I.6.2.3 La vision (les caméras)

Les progrès dans les caméras, tels que la vitesse d'acquisition, la robustesse et la miniaturisation, ont facilité l'intégration de la vision en robotique. Les systèmes de vision en robotique utilisent une ou plusieurs caméras, offrant de nombreux avantages tels que la portée, la précision, la quantité d'informations exploitables et la facilité d'intégration. Cependant, le principal inconvénient réside dans la gestion du flux important de données à traiter. Pour élargir le champ de vision d'une caméra, il est possible de l'associer à d'autres caméras ou à des systèmes de réflexion tels que des miroirs, ce qui permet d'obtenir une vue panoramique à 360 degrés de l'environnement [26][27].



Figure I-22 Caméra omnidirectionnelle catadioptrique [23].

Tableau I-8 Les avantages et les inconvénients de la vision.

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> ❖ Acquisition visuelle ❖ Surveillance et sécurité ❖ Analyse d'images ❖ Communication visuelle ❖ Applications diverses 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Dépendance à l'éclairage ❖ Limitations de résolution ❖ Sensibilité au mouvement ❖ Confidentialité et vie privée ❖ Traitement et stockage des données

I.6.2.4 La stéréovision

L'utilisation d'une seule caméra ne permet d'obtenir que des informations en 2D de la scène. Pour obtenir des informations en 3D, il est généralement nécessaire d'ajouter un autre capteur de vision, créant ainsi un système stéréoscopique avec deux caméras alignées et synchronisées. Ce système permet de percevoir l'environnement à partir de deux points de vue différents, ce qui permet d'estimer la distance des objets et d'obtenir une image de profondeur. La vision stéréoscopique simule notre façon de voir et crée un effet 3D, qui peut être utilisé pour l'évitement d'obstacles ou la cartographie 3D. L'objectif de la vision stéréoscopique est de représenter la structure tridimensionnelle de l'espace.



Figure I-23 Capteur stéréoscopique (3D Camera captures unstructured surfaces) [23].

Tableau I-9 Capteur stéréoscopique.

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> ❖ Perception de la profondeur ❖ Reconstruction tridimensionnelle ❖ Mesure précise des distances ❖ Résistance aux variations d'éclairage ❖ Large champ de vision 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Calibrage précis ❖ Correspondance des pixels ❖ Sensibilité aux occlusions ❖ Dépendance à la géométrie de la scène ❖ Coût et complexité

I.6.2.5 La caméra de profondeur

La Kinect de Microsoft est un capteur révolutionnaire dans le domaine de la robotique. Contrairement aux caméras RGB-D traditionnelles qui étaient coûteuses, la Kinect offre à la fois des données de profondeur et des images à un coût abordable. Elle est composée d'une caméra infrarouge, d'une caméra RGB et d'un laser. La caméra RGB capture des images pour le traitement en vision par ordinateur, tandis que le couple caméra infrarouge/laser permet d'estimer la distance des objets dans la scène par triangulation. La résolution de la caméra infrarouge permet d'obtenir un nuage de points 3D, qui peut être associé à l'image RGB pour attribuer des couleurs précises à chaque point. La Kinect ouvre de nouvelles possibilités pour les applications robotiques grâce à sa combinaison de fonctionnalités et à son coût abordable [28].

**Figure I-24** Le capteur Kinect XBOX 360.

I.7 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons discuté des concepts et des outils liés à la navigation et aux systèmes de positionnement inertiel. Nous avons présenté les systèmes de coordonnées ainsi que les différentes méthodes de représentation de la position des drones, en soulignant les avantages et les inconvénients de chaque méthode. Nous avons également mentionné les capteurs utilisés pour prédire la position d'un drone dans l'espace tridimensionnel.

Dans le chapitre suivant, nous aborderons la modélisation mathématique des drones, en mettant l'accent sur les drones à rotor quadripartite, ainsi que les modèles de capteurs de position pour estimer leur position dans l'espace en évolution. À l'aide de ces modèles mathématiques, nous pourrions comprendre et analyser précisément le mouvement des drones et estimer leur position dans l'espace en fonction des données des capteurs. Cela nous aidera à améliorer les performances et l'efficacité des drones, ainsi qu'à renforcer leur capacité de vol et de navigation en toute sécurité et précision.

CHAPITRE II : CONCEPTION DE L'ESTIMATION D'ÉTAT D'UN UAV

II.1 Introduction

Pour concevoir un contrôleur de vol, il est essentiel de comprendre en profondeur les mouvements de l'avion, sa dynamique et, par conséquent, ses équations dynamiques. Cette compréhension est nécessaire non seulement pour la conception du contrôleur, mais aussi pour s'assurer que les simulations du comportement du véhicule se rapprochent le plus possible de la réalité lors de l'application des commandes.

Le quadrirotor est classé parmi les systèmes de vol les plus complexes en raison du grand nombre d'effets physiques qui influencent sa dynamique, tels que les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie]. Cette complexité résulte principalement du fait que l'expression de ces effets diffère pour chaque mode de vol. En effet, les modèles dynamiques du quadrirotor varient en fonction des tâches planifiées et des environnements de navigation préalablement définis par l'opérateur.

Ce chapitre donne au lecteur une compréhension préliminaire des drones et de leur principe de fonctionnement. Le quadricoptère est un type de drone qui a été exploré ces dernières années. Ce système est composé de quatre rotors, dont deux tournent dans une direction et les deux autres dans la direction opposée. En ajustant les vitesses de rotation de ces rotors, le quadricoptère peut effectuer différents mouvements en translation et en rotation [54].

II.2 Définition d'un système quadrotor

Un quadrotor, également connu sous le nom de quadricoptère, est un type de drone équipé de quatre hélices. Il peut voler dans toutes les directions et maintenir une position stable en ajustant la vitesse de rotation de ses hélices. Les quadrotors sont couramment utilisés dans des domaines tels que la surveillance, la cartographie, la photographie aérienne et la livraison de colis.

Le contrôle des quadrotors repose sur un système électronique qui adapte en temps réel la vitesse de rotation de chaque hélice pour assurer la stabilité et le positionnement du drone. Des capteurs tels que des gyroscopes, des accéléromètres et des magnétomètres sont utilisés pour mesurer l'orientation et la position du drone. De plus, des caméras et des capteurs de distance peuvent être utilisés pour détecter les obstacles et cartographier l'environnement.

Les quadrotors sont particulièrement appréciés pour des applications nécessitant une grande agilité et une précision élevée, car ils peuvent voler dans des espaces restreints et se déplacer rapidement dans toutes les directions. Cependant, leur autonomie de vol est limitée en raison de la consommation d'énergie élevée de leurs hélices et de la charge qu'ils transportent, ce qui peut restreindre leur utilisation dans certaines applications [29].

II.3 Les types des quadrirotors :

Les drones à quatre rotors, connus sous le nom de quadricoptères, peuvent être catégorisés en différents types en fonction de leurs caractéristiques et de leurs utilisations. Voici quelques exemples de quadricoptères populaires :

II.3.1 Quadricoptères de loisir

Ces quadricoptères sont spécialement conçus pour des activités de loisirs et de divertissement. Ils sont généralement compacts, légers et faciles à manœuvrer. Ces drones sont fréquemment utilisés pour des captures de photos aériennes amateurs, la réalisation de vidéos ou tout simplement pour le plaisir de voler.



Figure II-1 Quadricoptère de loisir «X-STAR PREMIUM » [30].

II.3.2 Quadricoptères professionnels

Ces quadricoptères sont spécialement conçus pour répondre aux besoins des applications professionnelles, notamment la photographie et la vidéographie aériennes professionnelles, l'inspection des infrastructures, la cartographie et la surveillance. Ils sont généralement équipés de caméras haute résolution, de systèmes de stabilisation avancés et de fonctionnalités de contrôle sophistiquées afin de garantir des performances optimales dans ces domaines d'activité.



Figure II-2 Quadricoptère professionnel « Hyperbola 5 Quad » [30].

II.3.3 Quadricoptères industriels

Ces quadricoptères, également appelés drones industriels ou drones à quatre rotors industriels, sont spécifiquement conçus pour répondre aux besoins et aux exigences des applications industrielles. Ils sont largement utilisés dans divers secteurs tels que l'agriculture, la construction, l'inspection des infrastructures, la surveillance, la recherche et les opérations de sauvetage, parmi d'autres.



Figure II-3 Quadricoptère industriel « Elios 3 » [30].

II.3.4 Quadricoptères de course

Les quadricoptères destinés aux courses de drones sont spécifiquement conçus pour participer à des compétitions de vitesse. Ils se distinguent par leur compacité, leur agilité et leur vitesse élevée. Ces drones sont équipés de moteurs puissants, de contrôleurs de vol réactifs et de systèmes de transmission vidéo en temps réel, ce qui permet aux pilotes de visualiser le vol en vue à la première personne (FPV).



Figure II-4 Quadricoptère de course « Night Phoenix » [30].

II.3.5 Quadricoptères militaires

Les quadricoptères militaires sont utilisés à des fins militaires et de défense. Ils sont conçus pour des missions de reconnaissance, de surveillance, de ciblage et de collecte de renseignements. Ces drones peuvent être équipés de caméras infrarouges, de capteurs de surveillance avancés et même d'armements dans certains cas.



Figure II-5 Quadricoptère militaire « DJI » [31].

II.3.6 Quadricoptères autonomes

Les quadricoptères autonomes sont munis de capteurs, de caméras et de systèmes de navigation avancés tels que le GPS et les systèmes de détection d'obstacles.

Ils sont capables de voler de manière autonome, sans avoir besoin d'une intervention constante du pilote, et sont utilisés dans divers domaines tels que la livraison de colis, la surveillance automatisée et les opérations de recherche et de sauvetage.



Figure II-6 Quadricoptère autonome « OVNI » [32].

II.4 Fonctionnement d'un quadrotor

Le quadrotor, un type de drone, utilise un ensemble de quatre rotors pour générer la force et la propulsion nécessaires pour voler. Ces rotors sont arrangés de manière symétrique autour du centre de gravité du drone, avec deux rotors tournant dans le sens des aiguilles d'une montre et deux rotors tournant dans le sens inverse. En ajustant la vitesse de rotation de chaque rotor, le quadrotor peut contrôler son altitude, son orientation et sa direction de vol.

Pour assurer le contrôle du quadrotor, un système de commande est en place. Ce système ajuste la vitesse de rotation de chaque rotor en fonction des entrées de l'utilisateur ou des données fournies par les capteurs intégrés tels que les gyroscopes, les accéléromètres et les capteurs de pression. Les données des capteurs permettent de mesurer l'orientation, la vitesse et l'altitude du drone, tandis que les entrées de l'utilisateur permettent de commander les mouvements du drone.

Le contrôle du quadrotor peut être réalisé manuellement ou de manière autonome. Dans le cas d'un contrôle manuel, l'utilisateur utilise une télécommande pour ajuster la vitesse de rotation de chaque rotor et contrôler les mouvements du drone. En revanche, dans le cas d'un contrôle autonome, le quadrotor utilise des algorithmes de navigation pour suivre une trajectoire préétablie ou effectuer des tâches spécifiques telles que la cartographie ou la surveillance [33].

II.5 Les mouvements du quadrirotor

Dans un hélicoptère conventionnel, le rotor principal génère un couple réactif lorsqu'il tourne, ce qui aurait pour effet de faire tourner l'hélicoptère dans la direction opposée s'il n'était pas contré. Pour contrer ce phénomène, un rotor de queue est généralement ajouté pour générer une poussée latérale. Cependant, ce rotor et son système d'alimentation électrique ne contribuent pas à la propulsion. En revanche, dans le cas d'un quadrirotor, les rotors avant et arrière tournent dans le sens inverse des aiguilles d'une montre, tandis que les rotors droit et gauche tournent dans le sens des aiguilles d'une montre, annulant ainsi efficacement le couple réactif indésirable et permettant au quadrotor de planer sans pivoter hors de contrôle. Dans un quadrirotor, toute l'énergie dépensée pour contrer le mouvement de rotation contribue à la poussée, contrairement aux hélicoptères traditionnels [34].

Les mouvements de base du quadrirotor sont obtenus en ajustant la vitesse de chaque rotor, ce qui permet de modifier la poussée produite. Cependant, tout comme dans un hélicoptère classique, les mouvements sont couplés, ce qui signifie que le quadrirotor ne peut pas effectuer une translation sans provoquer un roulis ou un tangage, ce qui entraîne un changement de vitesse d'au moins trois moteurs et donc des mouvements dans au moins trois degrés de liberté. Par exemple, augmenter la vitesse du moteur gauche entraînera un mouvement de roulis vers la droite, un mouvement de lacet perturbant l'équilibre entre les rotors tournant dans le sens des aiguilles d'une montre et ceux tournant dans le sens inverse, ainsi qu'une translation horizontale.

C'est pourquoi il est possible de contrôler les six degrés de liberté du quadrirotor avec seulement quatre commandes (les couples appliqués par les moteurs sur chaque rotor). En ce qui concerne les mouvements principaux du quadrirotor, il y a cinq mouvements principaux :

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

II.5.1 Mouvement vertical

Afin de maintenir le quadrirotor en état de vol stationnaire, la figure (II-7) montre qu'il est impératif que la force de portance soit orientée exclusivement le long de l'axe z , avec une magnitude exactement opposée à celle de la force gravitationnelle. De plus, il est essentiel que chaque rotor génère une force de portance équivalente afin d'empêcher le quadrirotor de basculer. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique.

Le mouvement ascendant et descendant est obtenu en modulant la vitesse de rotation des moteurs, ce qui entraîne des variations dans la poussée générée. Lorsque la force de portance dépasse le poids du quadrirotor, celui-ci s'élève, tandis que s'il est inférieur, il descend.

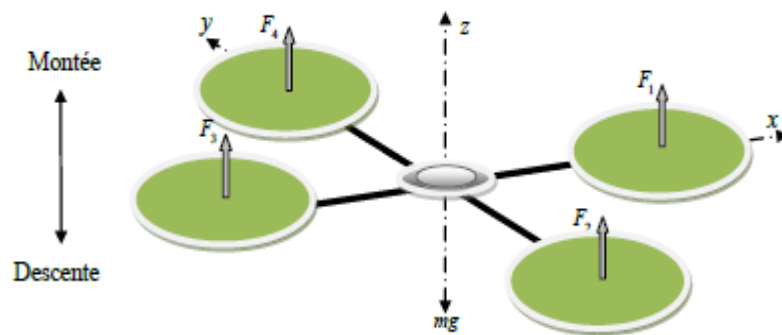


Figure II-7 Illustration du mouvement vertical [35].

II.5.2 Mouvement de roulis (Roll)

En appliquant une différence de poussée entre le rotor 2 et le rotor 4, un couple est créé autour de l'axe x , ce qui entraîne un mouvement de rotation autour de cet axe. Ce mouvement est couplé avec un mouvement de translation le long de l'axe y .

Pour éviter que le quadrirotor ne bascule, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale. Le mouvement ascendant et descendant est obtenu en modifiant la vitesse de rotation des moteurs, ce qui modifie la poussée produite. Si la force de portance est supérieure au poids du quadrirotor, le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadrirotor, le mouvement est descendant. La figure (II.8) montre comment un mouvement de roulis est obtenu.

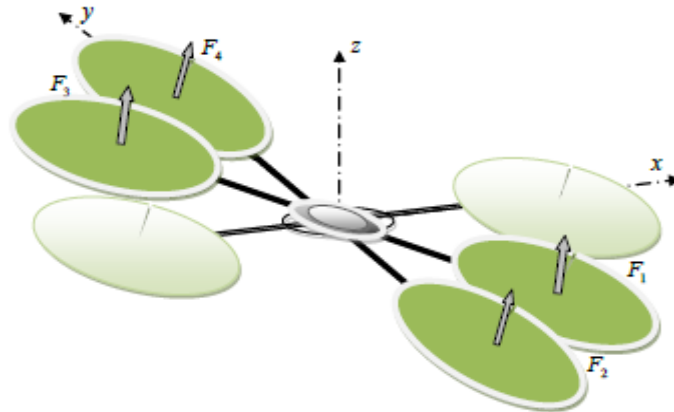


Figure II-8 Illustration du mouvement de roulis [35].

II.5.3 Mouvement de tangage (Pitch)

En appliquant une différence de poussée entre le rotor 1 et le rotor 3, un couple est créé autour de l'axe y , ce qui entraîne un mouvement de rotation autour de cet axe. Ce mouvement est couplé avec un mouvement de translation le long de l'axe x . Pour éviter que le quadrirotor ne bascule, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale. Le mouvement ascendant et descendant est obtenu en modifiant la vitesse de rotation des moteurs, ce qui modifie la poussée produite. Si la force de portance est supérieure au poids du quadrirotor, le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadrirotor, le mouvement est descendant. La figure (II.9) montre comment un mouvement de tangage est obtenu.

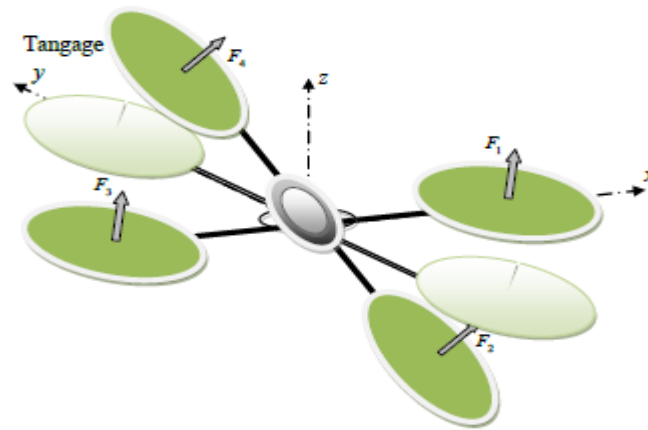


Figure II-9 Illustration du mouvement de tangage [35].

II.5.4 Mouvement de lacet (Yaw)

La figure (II-10) du bas illustre bien le principe de ce mouvement. En appliquant une différence de vitesse entre les rotors {1,3} et {2,4}, un couple est créé autour de l'axe z, ce qui entraîne un mouvement de rotation. Contrairement au mouvement de tangage, ce mouvement n'est pas directement causé par la poussée des propulseurs, mais plutôt par les couples réactifs produits par la rotation des rotors. La direction de la force de poussée ne change pas pendant le mouvement, mais l'augmentation de la force de portance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution des autres paires pour s'assurer que toute la force de poussée demeure la même. Ce mouvement de rotation est associé à un mouvement de translation le long de l'axe x.

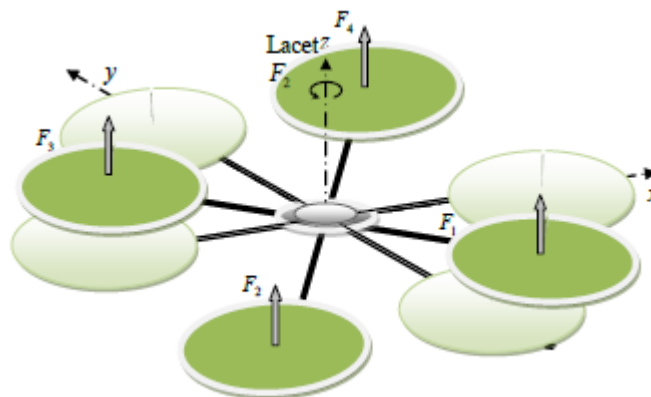


Figure II-10 Illustration du mouvement de lacet [35].

II.5.5 Mouvements de translation

Pour déplacer un quadrirotor horizontalement le long de l'axe x ou y , il est nécessaire d'incliner le corps en utilisant le tangage ou le roulement, tout en augmentant la poussée produite pour maintenir la force de portance égale à la force de pesanteur. Cette force est obtenue en appliquant une différence de poussée entre les rotors $\{1,3\}$ et $\{2,4\}$, ce qui crée un couple autour de l'axe z . Cependant, ce mouvement n'est pas directement causé par la poussée des propulseurs, mais plutôt par les couples réactifs produits par la rotation des rotors. Pour éviter que le quadrirotor ne bascule, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale. Le mouvement ascendant et descendant est obtenu en modifiant la vitesse de rotation des moteurs, ce qui modifie la poussée produite. Si la force de portance est supérieure au poids du quadrirotor, le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadrirotor, le mouvement est descendant. La figure (II.11) illustre comment la translation horizontale est réalisée en utilisant ces principes.

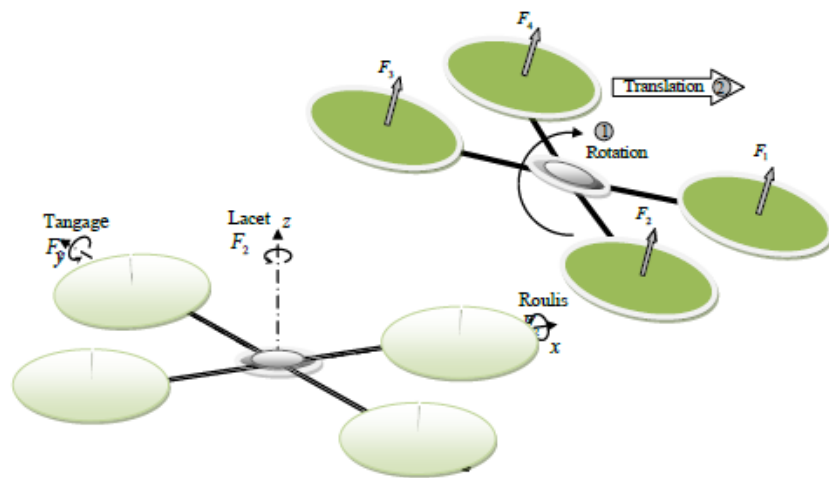


Figure II-11 Illustration du mouvement de translation [35].

II.6 Modèle dynamique du quadrirotor

La modélisation de la dynamique des quadrirotors est une tâche complexe en raison de la forte non-linéarité et du couplage complet du système.

Pour faciliter la compréhension du modèle dynamique développé, certaines hypothèses ont été faites.

Tout d'abord, la structure du quadrirotor est supposée rigide et symétrique, ce qui permet de supposer que la matrice d'inertie est diagonale. De plus, les hélices sont supposées rigides pour pouvoir négliger l'effet de leur déformation lors de la rotation. Le centre de masse et l'origine du repère lié à la structure coïncident. Enfin, les forces de portance et de traînée sont supposées proportionnelles aux carrés de la vitesse de rotation des rotors, ce qui est une approximation très proche du comportement aérodynamique.

Pour évaluer le modèle mathématique du quadrirotor, deux repères sont utilisés :

Un repère fixe lié à la terre R^b et un autre mobile R^m . Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice de transformation qui contient l'orientation et la position du repère mobile par rapport au repère fixe. La modélisation des quadrirotors est importante pour comprendre leur comportement et pour développer des algorithmes de contrôle efficaces.

On choisit la convention d'axes suivants :

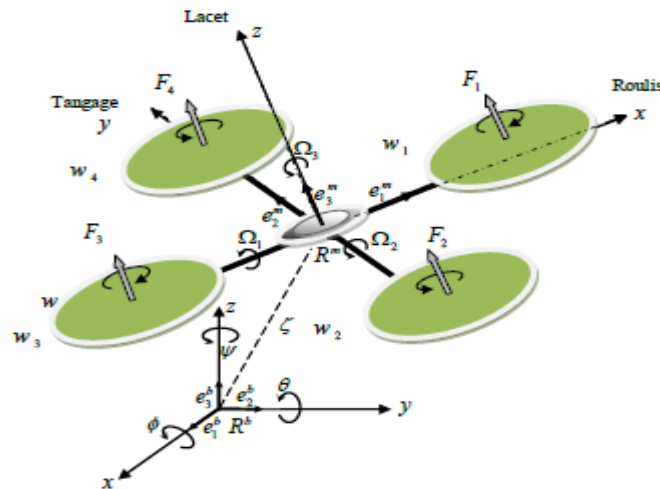


Figure II-12 Géométrie du quadrirotor [35].

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

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

II.6.1 Angles d'Euler :

Les angles d'Euler sont un ensemble de trois paramètres angulaires qui permettent de représenter l'orientation d'un objet rigide dans un espace tridimensionnel par rapport à un système de coordonnées fixe. Ces paramètres, généralement notés φ , θ et ψ , correspondent respectivement à des rotations autour des axes z , y et z nouvellement définis [36].

Les angles d'Euler trouvent de nombreuses applications dans divers domaines tels que la robotique, l'informatique graphique et la physique. Par exemple, ils sont utilisés pour décrire l'orientation d'un véhicule spatial dans l'espace ou la position d'une articulation dans un bras robotique.

Il existe différentes conventions pour définir les angles d'Euler, telles que la convention de Tait-Bryan et la convention des angles de Cardan. Chaque convention a sa propre séquence de rotations et d'axes de rotation, ce qui peut influencer l'interprétation des angles. Il est donc important de préciser la convention utilisée pour éviter toute confusion.

En résumé, les angles d'Euler sont des outils précieux pour représenter l'orientation d'un objet rigide dans un espace tridimensionnel et trouvent des applications variées dans différents domaines [37].

Au début, le repère mobile est superposé au repère fixe pour décrire l'orientation d'un corps rigide dans un espace tridimensionnel. Ensuite, le repère mobile effectue un mouvement de rotation autour de l'axe x d'un angle de roulis ($-\frac{\pi}{2} < \phi < \frac{\pi}{2}$), suivi d'une rotation autour de l'axe y d'un angle de tangage ($-\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}$), suivi d'une rotation autour de l'axe z d'angle de lacet ($-\pi < \psi < \pi$). Donc on a la formule de la matrice de rotation R [36] :

$$R = Rot_z(\psi) \times Rot_y(\theta) \times Rot_x(\phi) = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \quad \text{II-2}$$

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

Avec : $c = \cos$, $s = \sin$

II.6.2 La vitesse angulaire

La vitesse angulaire d'un quadrirotor se réfère à la rapidité avec laquelle ils tournent. Un quadrirotor est un engin aérien qui utilise quatre rotors situés aux coins de sa structure pour se soulever et se propulser. La vitesse angulaire de chaque rotor est généralement exprimée en radians par seconde (rad/s) ou en tours par minute (T/m), indiquant le nombre de radians ou de tours complets effectués par chaque rotor en une seconde.

Le système de commande du quadrirotor ajuste la puissance fournie à chaque moteur pour contrôler la vitesse angulaire des rotors, permettant ainsi de réaliser des mouvements et de maintenir la stabilité en vol. En modifiant les vitesses angulaires des différents rotors, le quadrirotor peut effectuer des mouvements de roulis, de tangage et de lacet, tout en conservant son équilibre en vol.

Les valeurs spécifiques de la vitesse angulaire des rotors peuvent varier en fonction du modèle et des spécifications du quadrirotor, ainsi que des exigences spécifiques de contrôle pour différentes tâches ou manœuvres. Ces valeurs peuvent être mesurées ou régulées à l'aide de capteurs et de dispositifs de commande intégrés au quadrirotor [38].

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

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

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

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}c\phi \\ -\dot{\theta}s\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\psi}s\theta \\ \dot{\psi}s\phi c\theta \\ \dot{\psi}c\phi c\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi}s\theta \\ \dot{\theta}c\phi + \dot{\psi}s\phi c\theta \\ \dot{\psi}c\phi c\theta - \dot{\theta}s\phi \end{bmatrix} \quad \text{II-5}$$

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

Quand le quadrirotor fait des petites rotations, on peut faire les approximations suivantes :
 $c\phi = c\theta = c\psi = 1$, et $s\phi = s\theta = s\psi = 0$.

Donc la vitesse angulaire sera :

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

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

$$\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_x(\varphi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + Rot_y(\theta)Rot_x(\varphi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad \text{II-8}$$

Les vitesses angulaires sont définies par :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta\cos\varphi & -\sin\theta \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi\cos\theta \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad \text{II-9}$$

II.6.3 Vitesses linéaires

Les vitesses linéaires V_x^b, V_y^b, V_z^b dans le repère fixe en fonction des vitesses linéaires V_x^m, V_y^m, V_z^m dans le repère mobile sont données par :

$$v = \begin{bmatrix} v_x^b \\ v_y^b \\ v_z^b \end{bmatrix} = R \times \begin{bmatrix} v_x^m \\ v_y^m \\ v_z^m \end{bmatrix} \quad \text{II-10}$$

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

$V_B = [u \quad v \quad w]^T$ Données par :

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R_N^B \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad \text{II-11}$$

II.7 Effets physiques agissants sur le quadrirotor

II.7.1 Les forces :

Les forces agissant sur un quadrirotor sont le poids du quadrirotor et les forces de poussée générées par la rotation des moteurs.

II.7.1.1 Le poids du quadrirotor

Est donné par $P = mg$, où m est la masse totale et g est l'accélération gravitationnelle

II.7.1.2 Les forces de poussée

Sont perpendiculaires sur le plan des hélices et sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des moteurs

$$F_i = b\omega_i^2 \quad -12$$

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

Les forces de poussée sont contrôlées par le système de commande du quadrirotor, qui ajuste la puissance fournie à chaque moteur pour générer les mouvements et les stabiliser

II.7.1.3 Les forces de traînée

La traînée est un phénomène complexe qui résulte de l'interaction entre la pression exercée sur un objet en mouvement et les forces de frottement visqueux. Dans ce contexte, le système est soumis à l'action de deux forces de traînée distinctes.

- **La traînée dans les hélices**

Elle agisse sur les pales, elle est proportionnelle à la densité de l'air, à la forme des pales et au carré de la vitesse de rotation de l'hélice, elle est donnée par la relation suivante

$$T_h = d\omega^2 \quad \text{II-13}$$

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

- **La traînée selon les axes (x, y, z)**

Elle est due au mouvement du corps du quadrirotor

$$F_i = K_{ft}v \quad \text{II-14}$$

K_{ft} : Le coefficient de traînée de translation et v la vitesse linéaire [39].

II.7.2 Les moments

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

II.7.2.1 Moments dus aux forces de poussée :

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

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad \text{II-15}$$

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

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad \text{II-16}$$

II.7.2.2 Moments dus aux forces de traînée :

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

$$M_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad \text{II-17}$$

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

$$M_a = K_{fa}\Omega \quad \text{II-18}$$

Avec, K_{fa} Le coefficient des frottements aérodynamiques et Ω est la vitesse angulaire [39].

II.7.3 Effet gyroscopique

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

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

II.7.3.1 Moments gyroscopique des hélices

Donnée par :

$$M_{gn} = \sum_{i=1}^4 \omega \wedge J_r [0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1} \Omega_i^2]^T \quad \text{II-19}$$

J_r : Matrice d'inertie des rotors

II.7.3.2 Moments gyroscopique des mouvements du quadrirotor

Défini par :

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega \quad \text{II-20}$$

J : Matrice d'inertie du système

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

$$\begin{cases} \dot{\xi} = V \\ m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = R \cdot S(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + M_f - M_a - M_{gh} \end{cases} \quad \text{II-21}$$

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

$$F_f = \begin{bmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{bmatrix} \quad \text{II-22}$$

$$F_g = m \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} \quad \text{II-23}$$

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

$S(\Omega)$: Squeusymmetric matrix donnée par :

$$\left\{ S(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_1 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_3 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{bmatrix} \right. \quad \text{II-24}$$

J : Matrice d'inertie du système :

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad \text{II-25}$$

M_f : Moment de poussé et de traîné

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

M_{gh} : Moment résultant des frottements visqueux

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

II.8 Modèle dynamique

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

$$\dot{p} = \frac{I_y - I_z}{I_x} qr - \frac{K_{fax}}{I_x} p^2 + \frac{d}{I_x} u_2 - \frac{J_r}{I_x} q \quad \text{II-28}$$

$$\dot{q} = \frac{I_z - I_x}{I_y} pr - \frac{J_r \bar{\Omega}}{I_y} p - \frac{K_{fay}}{I_y} q^2 + \frac{d}{I_y} u_3 \quad \text{II-29}$$

$$\dot{r} = \frac{I_x - I_y}{I_z} pq - \frac{K_{faz}}{I_z} r^2 + \frac{d}{I_z} u_4 \quad \text{II-30}$$

II-31

$$\dot{\phi} = p + \tan\theta(q\sin\phi + r\cos\phi) \quad \text{II-32}$$

$$\dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \quad \text{II-33}$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos\theta}(q\sin\phi + r\cos\phi) \quad \text{II-34}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{pmatrix} = -\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \wedge \begin{pmatrix} U \\ V \\ W \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \quad \text{II-34}$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -\frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \end{bmatrix} + R_N^B \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} K_{fax}U \\ K_{fay}V \\ K_{faz}W \end{bmatrix} \quad \text{II-35}$$

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} + R_N^B \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} = -\frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \end{bmatrix} + 2R_N^B \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} K_{fax}U \\ K_{fay}V \\ K_{faz}W \end{bmatrix} \quad \text{II-36}$$

L'implémentation du modèle dynamique se fait sous Simulink R2021a :

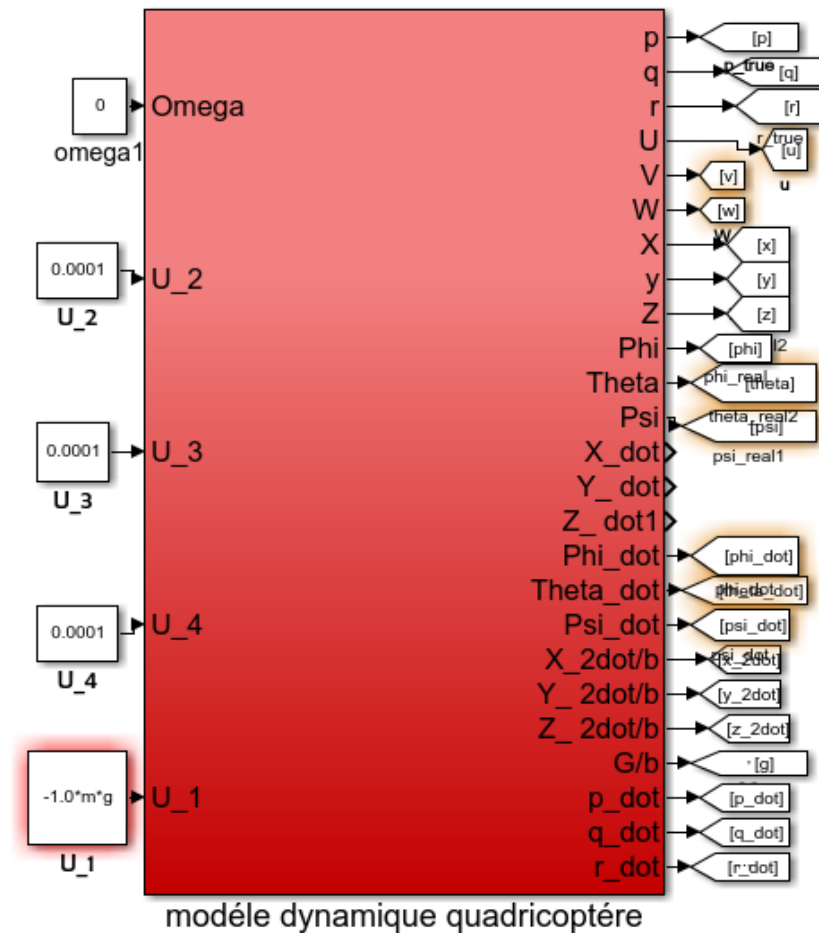


Figure II-13 Implémentation sous Matlab du modèle dynamique du quadrotor.

II.9 Modèle cinématique

Le modèle cinématique permet de prédire le mouvement du système volant (quadrotor) $[X, Y, Z, U, V, W, \varphi, \theta, \psi]$ 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 :

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\theta s\varphi c\psi - s\psi c\varphi & s\psi s\theta s\varphi + c\psi c\varphi & s\varphi c\theta \\ s\theta c\varphi c\psi + s\psi s\varphi & c\varphi s\theta s\psi - s\varphi s\psi & c\varphi c\theta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad \text{II-37}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x + Vr - Wq + g\sin\theta \\ a_y - Ur + Wp - g\cos\theta\sin\varphi \\ a_z + Uq - Vp - g\cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \quad \text{II-38}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\varphi\tan\theta & \cos\varphi\tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi\sec\theta & \cos\varphi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad \text{II-39}$$

Avec $\sec\theta = \frac{1}{\cos\theta}$. L'implémentation du modèle cinématique sous Simulink R2021a est montrée dans la figure ci-dessus :

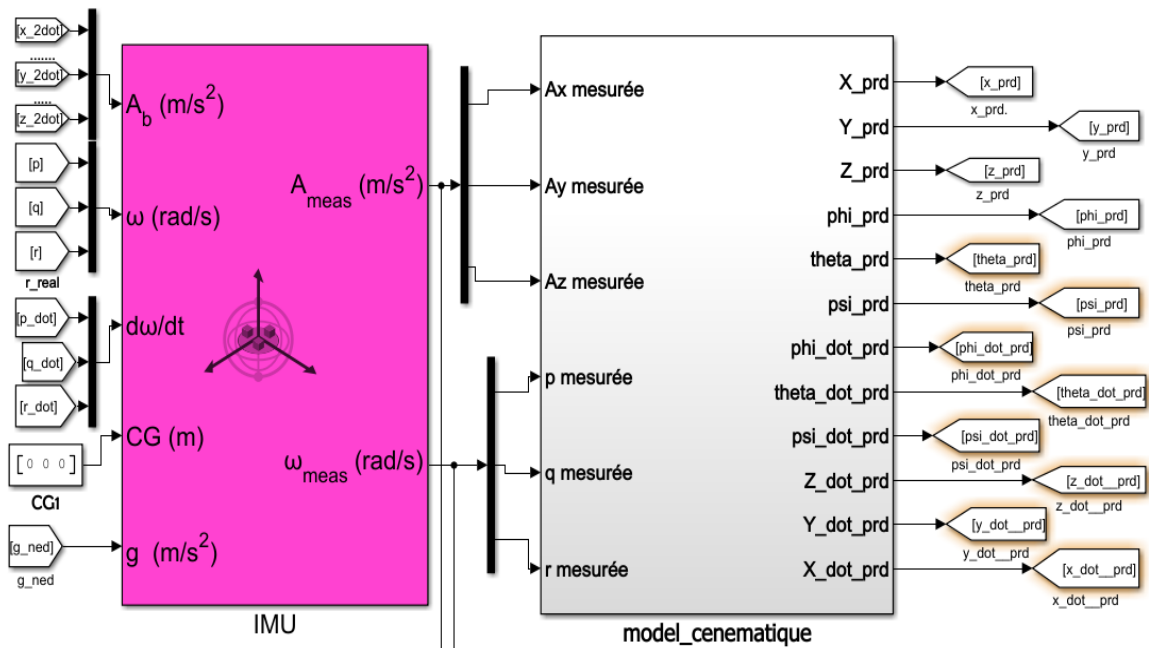


Figure II-14 Implémentation sous Matlab du Modèle cinématique de quadrotor.

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

II.10 Techniques de commande et de stabilisation pour les Quadrotors

Le contrôle des quadrotors présente des défis en raison de leur comportement non linéaire qui nécessite une stabilisation avancée. De nombreuses techniques de contrôle, à la fois classiques et avancées, ont été développées et appliquées aux quadrotors. Ces techniques incluent l'identification de plusieurs méthodes de commande et de stabilisation spécifiquement adaptées aux quadrotors. Les détails de ces techniques seront décrits ci-dessous :

II.10.1 Commande par mode glissant

La commande par mode glissant est une approche non linéaire qui utilise un mode glissant pour définir une loi de commande permettant de stabiliser le système.

Cette technique exploite les propriétés du mode glissant pour maintenir le système dans un état stable [40].

II.10.2 Commande par mode glissant-floue

Est une méthode qui combine les concepts du mode glissant et de la logique floue pour générer une loi de commande permettant de stabiliser l'attitude d'un quadrotor. Cette approche utilise une logique floue pour traiter les incertitudes et les variations dans le système, tout en utilisant le concept du mode glissant pour maintenir l'attitude du quadrotor dans une plage stable [40].

II.10.3 Commande automatique non linéaire

Est une méthode qui implémente un algorithme spécifique pour stabiliser le système. Cette approche utilise des techniques avancées de commande pour tenir compte des caractéristiques non linéaires du système et assurer sa stabilité. L'algorithme de commande automatique non linéaire est conçu pour ajuster en temps réel les paramètres de commande en fonction des conditions du système, permettant ainsi une régulation précise et efficace [40].

II.10.4 Contrôleur non linéaire

Est une approche de commande qui utilise un dispositif spécifique pour stabiliser le quadrotor en vol. Cette technique de commande non linéaire est conçue pour prendre en compte les caractéristiques complexes du système du quadrotor et assurer sa stabilité. Le contrôleur non linéaire ajuste les paramètres de commande de manière adaptative en fonction des conditions de vol, permettant ainsi un contrôle précis et efficace du quadrotor [40].

II.10.5 Commande PID

Est une méthode classique utilisée pour réguler la position et l'altitude d'un quadrotor. Elle repose sur un contrôleur proportionnel-intégral-dérivé qui ajuste les paramètres de commande en fonction des erreurs de position et d'altitude afin de maintenir la stabilité du quadrotor. Outre le contrôle PID, il existe plusieurs autres approches pour la commande et la stabilisation des quadrotors, comprenant des techniques avancées telles que la commande par mode glissant, la commande par mode glissant-floue, la commande automatique non linéaire et le contrôleur non linéaire. Ces différentes techniques permettent de stabiliser l'attitude du quadrotor et de contrôler précisément sa position et son altitude [40].

II.11 La commande PID

La commande d'un quadrirotor nécessite une modélisation et une simulation mathématiques pour maintenir la stabilité du système. Le contrôleur PID (proportionnel-intégral-dérivé) est une méthode couramment utilisée pour stabiliser le vol du quadrirotor.

Ce contrôleur envoie des instructions aux contrôleurs de vitesse électroniques (ESC) du quadrirotor, qui ajustent la vitesse des rotors pour maintenir la stabilité du système. En plus du contrôleur PID, d'autres approches de contrôle sont utilisées, telles que la logique floue et les contrôleurs de backstepping.

Pour modéliser et simuler le système de contrôle, des logiciels tels que Simulink peuvent être employés [41].

II.11.1 Le contrôleur PID

Le contrôleur PID (proportionnel-intégral-dérivé) est une méthode de contrôle classique pour les quadrirotors (voir la figure II-15). Cette méthode est très simple à mettre en œuvre et ne nécessite pas de paramètres spécifiques pour le système à contrôler.

Le contrôleur PID envoie des instructions aux contrôleurs de vitesse électroniques (ESC) du quadrirotor, qui ajustent la vitesse des rotors pour maintenir la stabilité.

Le contrôleur PID peut être utilisé pour le contrôle de la position et de l'attitude d'un quadrirotor. Les chercheurs ont comparé les performances du contrôleur PID avec d'autres méthodes de contrôle, telles que le contrôleur de backstepping et les réseaux neuro-flous.

Le contrôleur PID peut être utilisé en combinaison avec d'autres méthodes de contrôle, telles que la commande par mode glissant, pour améliorer la stabilité et la robustesse du système de quadrirotor [41].

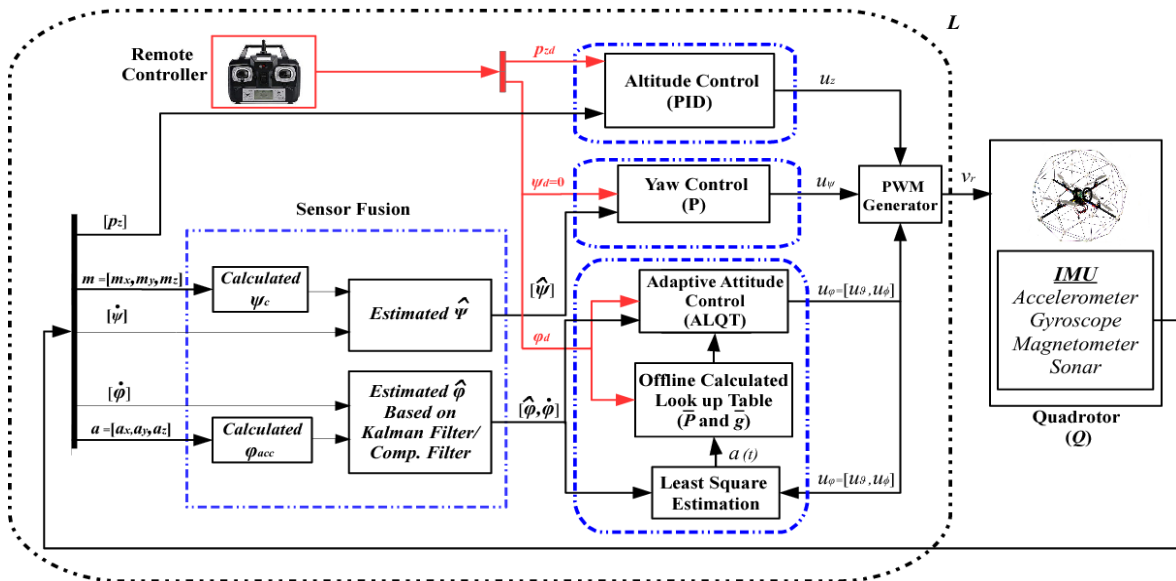


Figure II-15 Schéma fonctionnel global de la commande quadrirotor UAV [42].

II.11.2 Structure du contrôleur PID

Un contrôleur PID calcule une valeur "erreur" comme la différence entre une variable de processus mesurée et un point de consigne désiré. Le contrôleur tente de minimiser l'erreur en ajustant les entrées de contrôle du processus. Les paramètres PID utilisés dans le calcul doivent être ajustés en fonction de la nature du système. La figure (II-16) bien illustré « le système de boucle PID typique ».

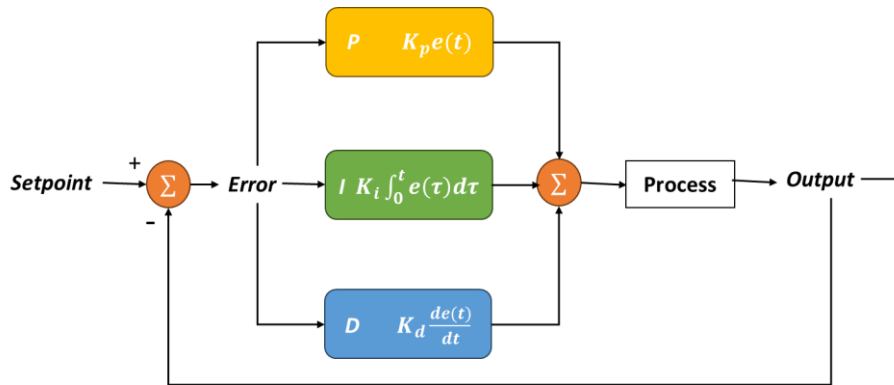


Figure II-16 Système de boucle PID typique.

II.11.2.1 Contrôle de lacet (Yaw) et d'altitude

Pour assurer le mouvement global dans les expériences, des contrôleurs P et PID sont conçus, respectivement, pour les dynamiques de lacet et d'altitude, pour les dynamiques de lacet et d'altitude comme suit.

II.11.2.2 Contrôle de lacet (Yaw)

Comme la dynamique de lacet n'affecte pas directement le mouvement latéral du système de drone quadrirotor, le contrôle du mouvement de lacet est considéré indépendamment, le contrôle du mouvement de lacet est considéré indépendamment. Par conséquent, la loi de contrôle P suivante est utilisée basée sur le modèle dynamique [43].

$$u_{\psi} = K_{p\psi} e_{\psi} \quad \text{II-40}$$

Avec : $e_{\psi} = (\psi_d - \psi)$

II.11.2.3 Contrôle de l'altitude

Le contrôleur d'altitude est dérivé pour maintenir le système de drone quadrotor à l'altitude souhaitée et assurer la stabilité du mouvement longitudinal. La loi de contrôle PID suivante est utilisée sur la base du modèle dynamique.

$$u_z = K_{pz}(e_z) + K_{iz} \int_0^t (e_z) dt + K_{dz}(e'_z) \quad \text{II-41}$$

Avec : $e_z = (p_{zd} - p_z)$

II.12 Structure de l'estimateur d'état

Dans ce chapitre, nous avons développé un modèle mathématique pour un appareil volant (Quadri rotor), qui comprend à la fois le modèle dynamique et cinématique. L'objectif était de créer un estimateur de position en utilisant des capteurs inertiels (IMU) et un capteur magnétique (Magnétomètre). L'estimateur que nous avons mis au point est composé d'une centrale inertielle de technologie MEMS (Microelectromechanical System) MPU6050, équipée de trois accéléromètres et trois gyroscopes sur les trois axes $[x \ y \ z]$, un pour chaque axe comme le montre la figure (II-13), ainsi qu'un magnétomètre HMC5883L.

Cet estimateur contribue à la prédiction de la posture d'un UAV en utilisant les angles d'Euler calculés à partir des données des capteurs. Cependant, il présente des erreurs de position à long terme dans le temps en raison de l'accumulation des erreurs, ce qui entraîne de fausses prédictions des angles d'Euler et donc des erreurs dans le calcul de la position. Pour remédier à cela, un récepteur GPS ublox M8N est ajouté pour corriger les valeurs du vecteur de position $[x \ y \ z]^T$. Le récepteur GPS ublox M8N est intégré en raison de sa précision de détection de la position (5-10 mètres).

L'implémentation de cet estimateur est réalisée à l'aide d'un microcontrôleur Atmega328P intégré sur une carte Arduino Nano.

II.13 Modèles mathématiques des capteurs et fusion de données

Grâce aux accéléromètres et aux gyroscopes, nous sommes en mesure de prédire les angles d'Euler en utilisant les mesures des accélérations linéaires $[a_x, a_y, a_z]$ et des vitesses angulaires $[p, q, r]$ exprimées dans le repère mobile lié à la structure du corps rigide (Body Frame).

En utilisant le modèle mathématique de chaque capteur, nous pouvons estimer les angles d'Euler. Les accéléromètres mesurent les accélérations linéaires, qui peuvent être utilisées pour déterminer l'orientation du système par rapport à la gravité. Les gyroscopes mesurent les vitesses angulaires, qui permettent de suivre les changements d'orientation autour des axes.

En combinant les mesures des accéléromètres et des gyroscopes, nous pouvons prédire les angles d'Euler et ainsi déterminer l'orientation du système dans l'espace. Cela nous permet de suivre les mouvements et les changements d'attitude de l'appareil volant avec une certaine précision, en utilisant les informations fournies par ces capteurs.

Le modèle gyroscopique est donné par les équations suivantes :

$$\dot{\phi} = p + \tan\theta(q\sin\varphi + r\cos\theta) \quad \text{II-42}$$

$$\dot{\theta} = q\cos\varphi - r\sin\varphi \quad \text{II-43}$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos\theta}(q\cos\varphi + r\sin\varphi) \quad \text{II-44}$$

En utilisant ces équations, nous pouvons tout d'abord obtenir les dérivées des angles d'Euler. Ensuite, en effectuant une intégration simple dans le temps, nous pouvons obtenir les angles recherchés.

Les équations permettent de relier les mesures des accélérations linéaires et des vitesses angulaires aux angles d'Euler. En calculant les dérivées des angles d'Euler à partir de ces mesures, nous pouvons obtenir les taux de variation des angles.

Ensuite, en intégrant ces taux de variation dans le temps, par exemple en utilisant la méthode de l'intégration numérique, nous pouvons obtenir les angles d'Euler à un instant donné. Cette intégration nous permet de suivre l'évolution des angles et de déterminer leur valeur actuelle.

En résumé, en utilisant les équations reliant les mesures des accélérations linéaires et des vitesses angulaires aux angles d'Euler, nous pouvons dériver les taux de variation des angles. En intégrant ces taux de variation dans le temps, nous pouvons obtenir les angles d'Euler souhaités à un moment donné. Cela nous permet de suivre et de déterminer l'orientation de l'appareil volant.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad \text{II-45}$$

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \int \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} dt \quad \text{II-46}$$

L'implémentation des équations du modèle gyroscopique sur Simulink R2021a :

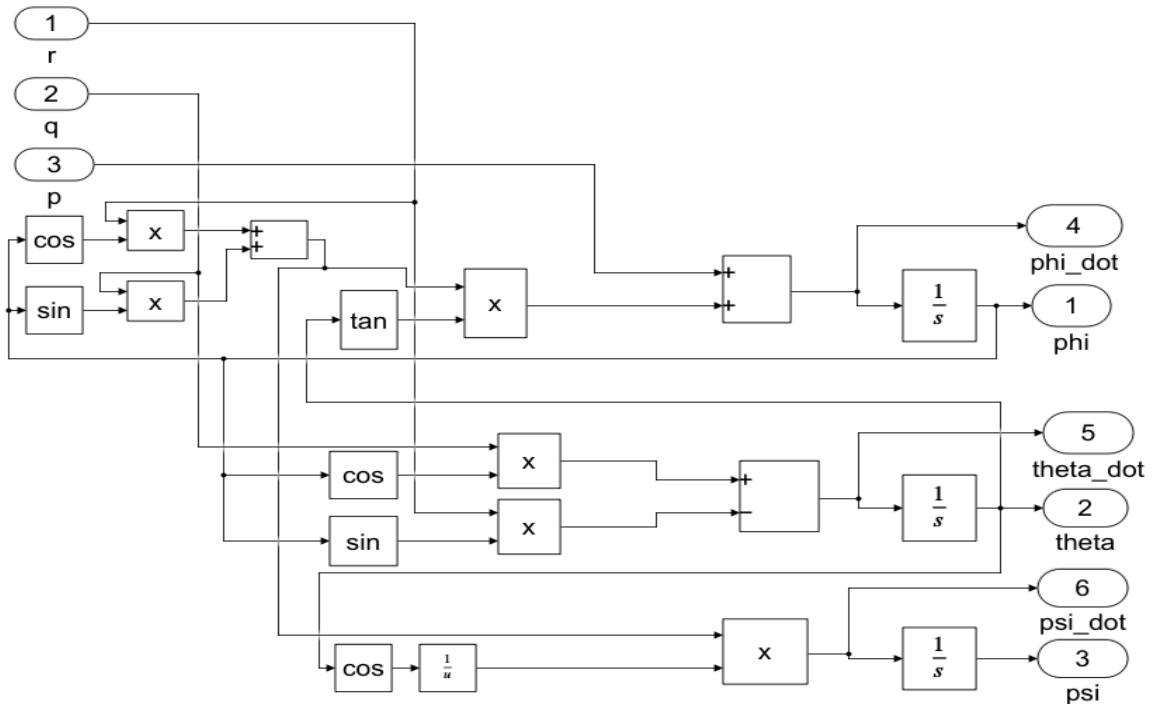


Figure II-17 Modèle mathématique de gyroscope.

À partir des mesures des accéléromètres, il est également possible de calculer les angles de roulis (ϕ) et de tangage (θ) en utilisant les équations suivantes :

Pour l'angle de Roulis (ϕ) :

$$\phi_{acc} = \arctan\left(\frac{a_y}{\sqrt{a_x^2 + a_z^2}}\right) \quad \text{II-47}$$

Pour l'angle de Tangage (θ) :

$$\theta_{acc} = \arctan\left(\frac{-a_x}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}}\right) \quad \text{II-48}$$

Dans ces équations, a_x , a_y et a_z représentent les mesures des accélérations linéaires dans les axes x, y et z respectivement.

En utilisant la fonction atan2, nous pouvons calculer les angles de roulis et de tangage à partir des composantes des accélérations linéaires. Ces angles représentent l'inclinaison de l'appareil volant autour des axes x et y respectivement.

Il convient de noter que ces calculs sont basés sur des approximations et supposent une accélération gravitationnelle constante. Des facteurs tels que le bruit, les vibrations et les variations de l'accélération gravitationnelle peuvent affecter la précision des résultats obtenus. Par conséquent, une calibration et une compensation appropriées peuvent être nécessaires pour améliorer la précision des mesures d'angle obtenues à partir des accéléromètres.

L'implémentation du modèle accéléromètres sur Simulink R2021a :

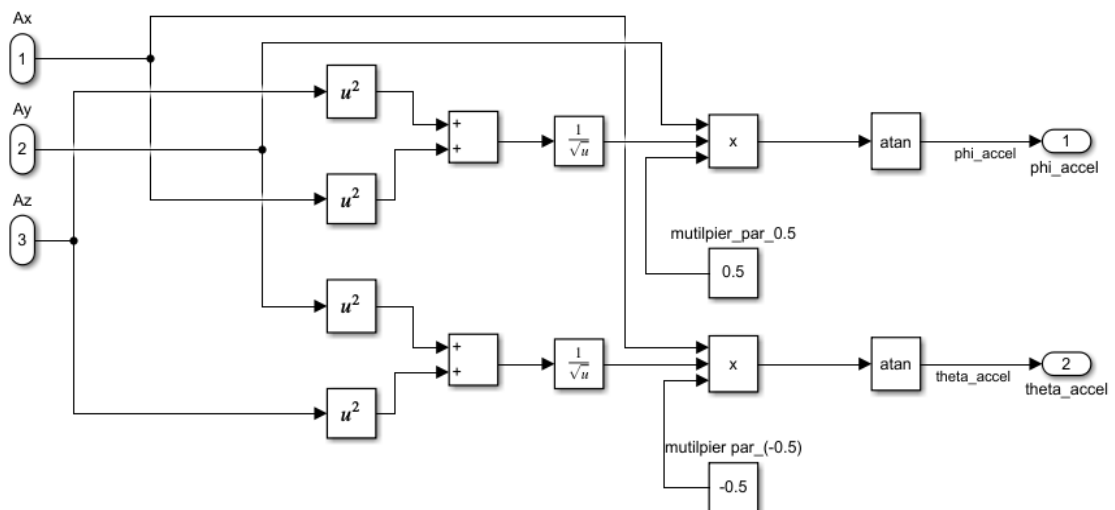


Figure II-18 Modèle mathématique de l'accéléromètre.

II.13.1 Fusion de données gyroscope-accéléromètre :

Afin d'obtenir une estimation plus précise des angles de roulis et de tangage en utilisant les capteurs inertiels tels que les gyroscopes et les accéléromètres, nous allons fusionner les estimations fournies par ces capteurs. Il existe plusieurs méthodes pour réaliser cette fusion, notamment l'utilisation de filtres tels que le filtre de Kalman, le filtre à particules et le filtre complémentaire.

Dans ce document, nous avons choisi d'utiliser le filtre complémentaire pour finaliser la fusion des données estimées. Ce choix est motivé par la simplicité de mise en œuvre de ce filtre. Les équations suivantes illustrent la procédure de fusion :

Estimation de l'angle de roulis (ϕ) :

$$\phi_{est} = \eta\phi_{gyro} + (1 - \eta)\phi_{accél} \quad \text{II-49}$$

Où :

ϕ_{est} : est l'estimation précédente de l'angle de roulis

$\phi_{accél}$: est l'angle de roulis estimé à partir des mesures des accéléromètres

η : est un facteur de pondération qui contrôle la contribution relative du gyroscope et des accéléromètres (typiquement α est choisi entre 0.95 et 0.98)

Estimation de l'angle de tangage (θ) :

$$\theta_{est} = \eta\theta_{gyro} + (1 - \eta)\theta_{accél} \quad \text{II-50}$$

Où :

θ_{est} : est l'estimation précédente de l'angle de tangage

$\theta_{accél}$: est l'angle de tangage estimé à partir des mesures des accéléromètres

η : est le même facteur de pondération utilisé pour l'estimation de l'angle de roulis

En utilisant ces équations de fusion, nous combinons les informations fournies par les gyroscopes (mesures de la vitesse angulaire) et les accéléromètres (mesures des accélérations linéaires) pour obtenir des estimations plus précises des angles de roulis et de tangage. Le facteur de pondération α permet de contrôler la contribution relative de chaque capteur dans la fusion des données.

Il est important de noter que ces équations sont une simplification de la méthode de fusion réelle et que des ajustements supplémentaires peuvent être nécessaires en fonction des caractéristiques spécifiques des capteurs et des conditions d'utilisation.

Les accéléromètres permettent de compenser le drift des gyroscopes.

Le modèle de fusion sous Simulink R2021a :

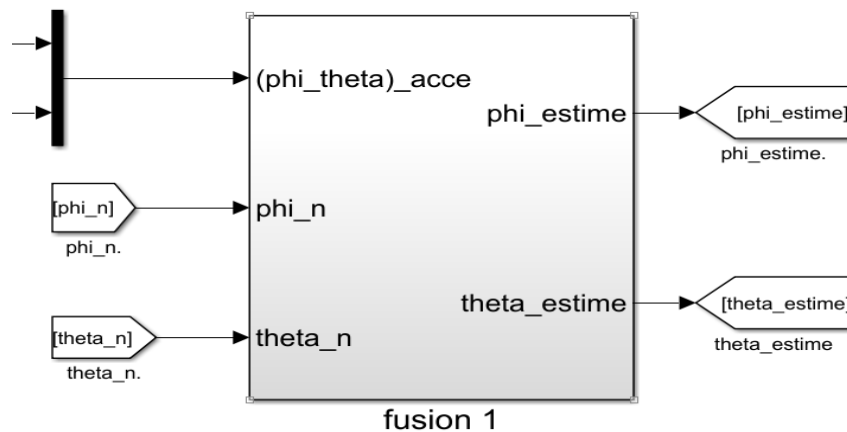


Figure II-19 Fusion de données des accéléromètres-gyroscopes par filtre complémentaire « 1 ».

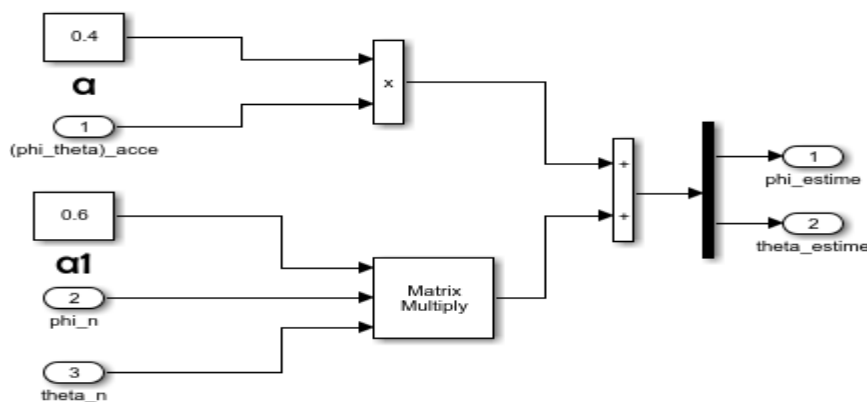


Figure II-20 Fusion de données des accéléromètres-gyroscopes par filtre complémentaire « 2 ».

II.13.2 Modèle du capteur magnétomètre

Le capteur magnétomètre permet de calculer l'angle de lacet (ψ) en utilisant les relations qui relient la direction du système volant (quadrirotor) avec le nord magnétique. Cette relation peut être exprimée par l'équation suivante :

$$\psi = \text{atan2}(X, Y) \quad \text{II-51}$$

Dans cette équation, X et Y représentent les mesures du champ magnétique dans les axes x et y respectivement. L'angle de lacet ψ donne la direction du système volant par rapport au nord magnétique.

Sachant que X et Y donné par :

$$\theta_{est} = \eta\theta_{gyro} + (1 - \eta)\theta_{accél} \quad \text{II-52}$$

$$Y = \cos\beta_a \sin\beta_b - \sin\beta_a \cos\beta_b \cos\Delta L \quad \text{II-53}$$

Avec :

β : La longitude du point {a b}

L : La latitude du point {a b}

ΔL : La différence de latitude entre L_a et L_b .

En utilisant la fonction atan2, nous pouvons calculer l'angle de lacet à partir des mesures du champ magnétique. Cette information est précieuse pour déterminer l'orientation globale du système volant dans le plan horizontal.

Il convient de noter que pour obtenir des mesures précises, il est important de prendre en compte les perturbations magnétiques externes, telles que les interférences magnétiques dues à des objets métalliques ou électriques à proximité. Une calibration et une compensation appropriées peuvent être nécessaires pour améliorer la précision des mesures du capteur magnétomètre.

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 v avoir un changement sur le lacet, pour cela, le modèle mathématique du capteur magnétomètre vaut :

$$\psi = \text{atan2}(mx, my) \quad \text{II-54}$$

Avec :

$$mx = Z\sin(\varphi) - Y\cos(\varphi) \quad \text{II-55}$$

$$my = X\cos(\theta) + Y\sin(\theta)\sin(\varphi) + Z\sin(\theta)\cos(\varphi) \quad \text{II-56}$$

II.14 Estimation de la position par l'hybridation GPS/INS

II.14.1 Comparaison entre le GPS et l'INS

Une comparaison complète du GPS et des systèmes de navigation inertielle fondée sur différents critères est proposée dans le tableau.

Tableau II-1 Comparaison du GPS et des systèmes de navigation inertielle.

	GPS	INS
<i>Robustesse</i>	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Sensibilité aux interférences. ❖ Continuité de service non assurée. 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Autonomie. ❖ Fiabilité.
<i>Précision</i>	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Peu précis à court terme. ❖ Erreur bornée dans le temps. 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Précis à court terme. ❖ Dérive au cours du temps.
<i>Fréquence des mesures</i>	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Basse fréquence (quelques Hz). 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Haute fréquence (>100 Hz).
<i>Type de données</i>	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Position et ses dérivées. ❖ Recalage temporel. 	<ul style="list-style-type: none"> ❖ Position et ses dérivées. ❖ Attitude.

Dans le tableau (II-1), on remarque que les deux systèmes de positionnement (GPS et INS) sont complémentaires et doivent donc être fusionnés pour avoir un système de positionnement hybride (44). Dans le cas des hybrides, le GPS corrige la dérive inertielle et les erreurs des capteurs, tandis qu'une centrale inertielle réajustée assure la continuité du service de navigation en cas de perte du signal GPS. De plus, la solution de navigation hybride est plus précise que l'estimation calculée par le GPS autonome. Enfin, la cadence élevée des mesures inertielles assure une bonne robustesse aux trajectoires très dynamiques (2) (45).

II.14.2 Concept d'hybridation GPS/INS

L'intégration de ces systèmes vise à tirer parti des avantages de chacun d'entre eux, en éliminant mutuellement leurs défauts. Cela donne naissance à un système hybride qui utilise un filtrage numérique pour compenser les erreurs de position, de vitesse et d'attitude provenant de chaque capteur.

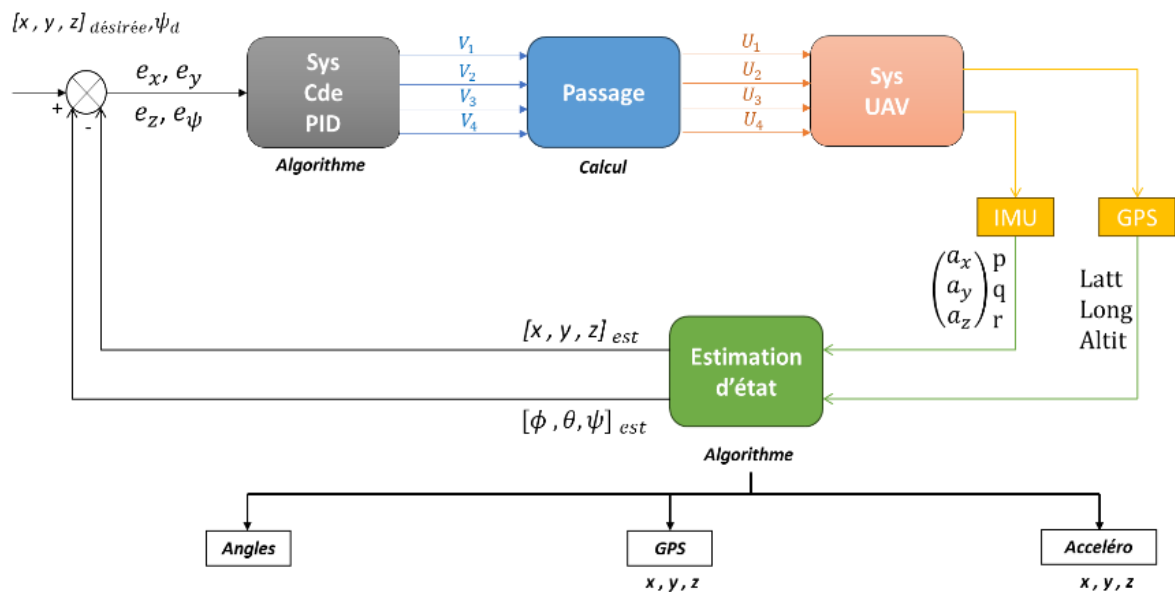


Figure II-21 Schéma explicatif du concept GPS/INS.

Le schéma dans la figure (II-21) illustre le concept d'hybridation GPS/INS, qui combine les avantages du GPS (Global Positioning System) et de l'INS (Inertial Navigation System) pour améliorer la précision et la robustesse de la navigation.

Le GPS est un système de navigation basé sur une constellation de satellites en orbite autour de la Terre. Il fournit des informations de positionnement précises en utilisant des signaux radioélectriques. Cependant, il peut être sujet à des erreurs et des perturbations dans certaines situations, comme des obstructions ou des interférences.

L'INS, quant à lui, est un système basé sur des capteurs inertiels tels que les gyroscopes et les accéléromètres. Il mesure les mouvements et les changements de vitesse de l'appareil pour estimer la position et l'orientation. Cependant, il a tendance à dériver avec le temps en raison des erreurs accumulées dans les mesures.

Le schéma montre comment le filtre complémentaire est utilisé pour combiner les mesures du GPS et de l'INS de manière optimale. Le filtre complémentaire attribue un poids plus élevé aux mesures les plus fiables à un moment donné. Dans ce cas, les mesures du GPS sont utilisées pour corriger les dérives de l'INS, tandis que l'INS fournit une estimation continue de la position et de l'orientation pendant les périodes où le GPS est moins précis ou indisponible.

En utilisant cette approche hybride, la navigation bénéficie des avantages du GPS en termes de précision à court terme tout en conservant la stabilité et la continuité de l'INS. Cela permet d'obtenir une solution de navigation plus précise et plus robuste, essentielle pour de nombreuses applications, telles que la navigation des véhicules autonomes, la cartographie ou la navigation maritime.

II.14.3 L'algorithme d'estimation d'état

L'estimation d'état dans le contexte GPS/INS se réfère à l'estimation simultanée de la position, de la vitesse et de l'orientation d'un système de navigation à l'aide des données provenant du GPS et de l'INS. Un algorithme couramment utilisé pour l'estimation d'état dans le concept GPS/INS est le filtre de complémentaire. Voici les étapes générales de l'algorithme :

II.14.3.1 Etape-1 Estimation des angles d'Euler :

- Utilisation de mesures inertielles provenant des gyroscopes pour estimer les angles d'attitude du système de navigation, à savoir le roulis, le tangage et le lacet.

- Intégration des mesures de vitesse angulaire pour obtenir les angles d'attitude dans le temps.
- Estimation des erreurs associées aux mesures de vitesse angulaire, telles que les biais des gyroscopes, et correction des estimations des angles d'attitude en conséquence.
- Utilisation des mesures de vitesse angulaire pour mettre à jour les angles d'attitude du système de navigation.

II.14.3.2 Etape-2 Acquisition et calcul des position INS (x, y, z) :

- Acquisition de mesures inertielles provenant des gyroscopes et des accéléromètres pour estimer les mouvements linéaires et angulaires.
- Intégration des mesures inertielles pour obtenir les variations de position (x, y, z) dans le temps.
- Estimation des erreurs associées à mesures inertielles, telles que les biais des capteurs et les dérives, et correction des estimations de position en conséquence.
- Utilisation des mesures inertielles pour mettre à jour les coordonnées (x, y, z) du système de navigation.

II.14.3.3 Etape-3 acquisition position GPS (x, y, z) et Fusion de données :

- Acquisition des signaux GPS et réception des mesures de position en latitude, longitude et altitude, puis on converti vers le plan (x,y,z).
- Correction des mesures de position en utilisant des techniques de correction différentielle pour compenser les erreurs atmosphériques et les erreurs de synchronisation.
- Estimation de l'erreur associée à chaque mesure GPS et mise à jour des incertitudes de position.
- Fusion des mesures GPS avec les estimations de position actuelles provenant de INS (x,y,z) pour améliorer la précision et réduire les erreurs systématiques.
- Utilisation des mesures GPS pour mettre à jour les coordonnées (x, y, z) du système de navigation.

Ces trois parties de l'algorithme d'estimation d'état du concept GPS/INS sont essentielles pour estimer en temps réel, la vitesse, l'orientation et les angles du système de navigation. La fusion des mesures GPS et inertielles permet d'améliorer la précision et la stabilité des estimations, tandis que la correction des erreurs et l'estimation des incertitudes garantissent une estimation plus fiable de l'état du système.

II.14.4 Le filtre complémentaire

Le filtre complémentaire est une technique couramment utilisée dans le cadre de l'hybridation des systèmes GPS et INS pour obtenir des mesures de positionnement précises et fiables.

L'hybridation GPS/INS combine les avantages des deux systèmes : le GPS fournit des mesures de positionnement globales à partir des signaux satellitaires, tandis que l'INS utilise des capteurs inertiels pour mesurer les mouvements et les accélérations du véhicule.

Cependant, les deux systèmes ont également des limitations. Le GPS peut être affecté par des délais de signal, une faible visibilité des satellites ou des interférences, ce qui peut entraîner des erreurs de positionnement. De plus, l'INS a tendance à accumuler des erreurs au fil du temps en raison de la dérive des capteurs inertiels.

Le filtre complémentaire est utilisé pour combiner les mesures du GPS et de l'INS de manière optimale. Il s'appuie sur le principe de la complémentarité des erreurs entre les deux systèmes. L'idée est que les erreurs du GPS et de l'INS sont généralement différentes dans leur nature et leurs caractéristiques.

Dans le filtre complémentaire, les mesures du GPS et de l'INS sont fusionnées à l'aide de deux filtres distincts : un filtre de Kalman pour l'INS et un filtre basé sur les différences pour le GPS. Le filtre de Kalman est utilisé pour estimer les erreurs de l'INS et réduire les dérives au fil du temps, tandis que le filtre basé sur les différences est utilisé pour réduire les erreurs instantanées du GPS.

Le filtre complémentaire combine ensuite les sorties des deux filtres en utilisant une pondération appropriée pour obtenir une estimation de positionnement précise et stable. La pondération est ajustée en fonction de la confiance relative accordée à chaque système en fonction de facteurs tels que la disponibilité des signaux GPS, la qualité des mesures INS et la précision des capteurs inertiels.

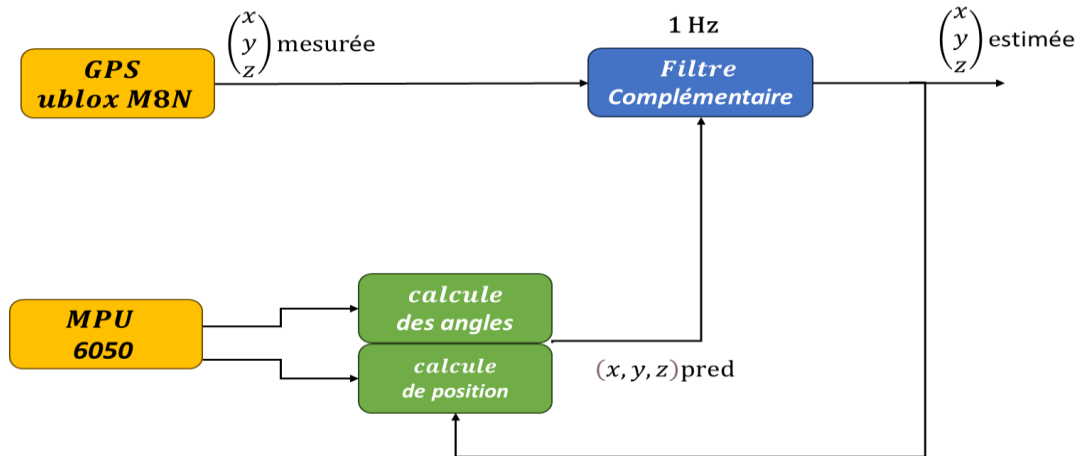
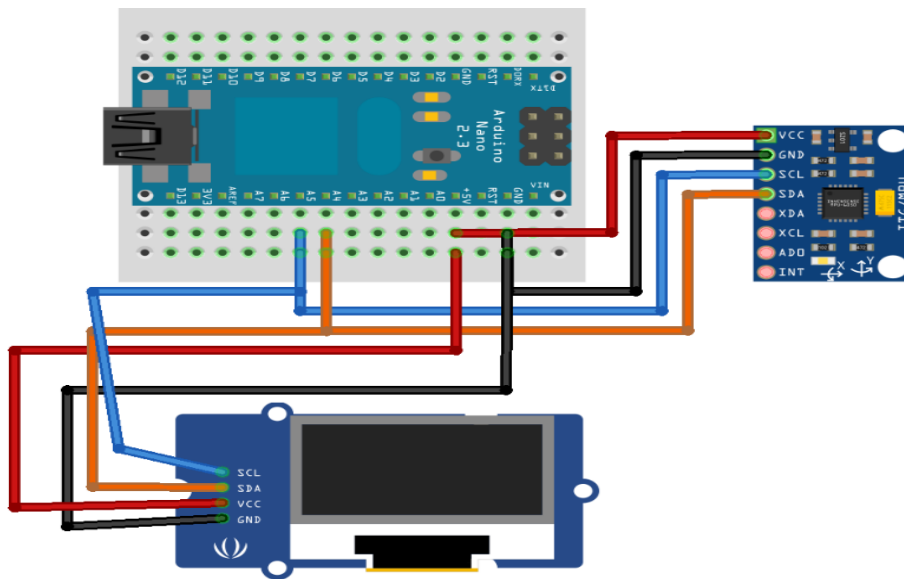


Figure II-22 Schéma Hybridation GPS-INS utilisant Filtre complémentaire.

II.15 Résultats de la simulation

II.15.1 Calcul des accélérations sur « Matlab R2021a » avec les données du « MPU 6050 »



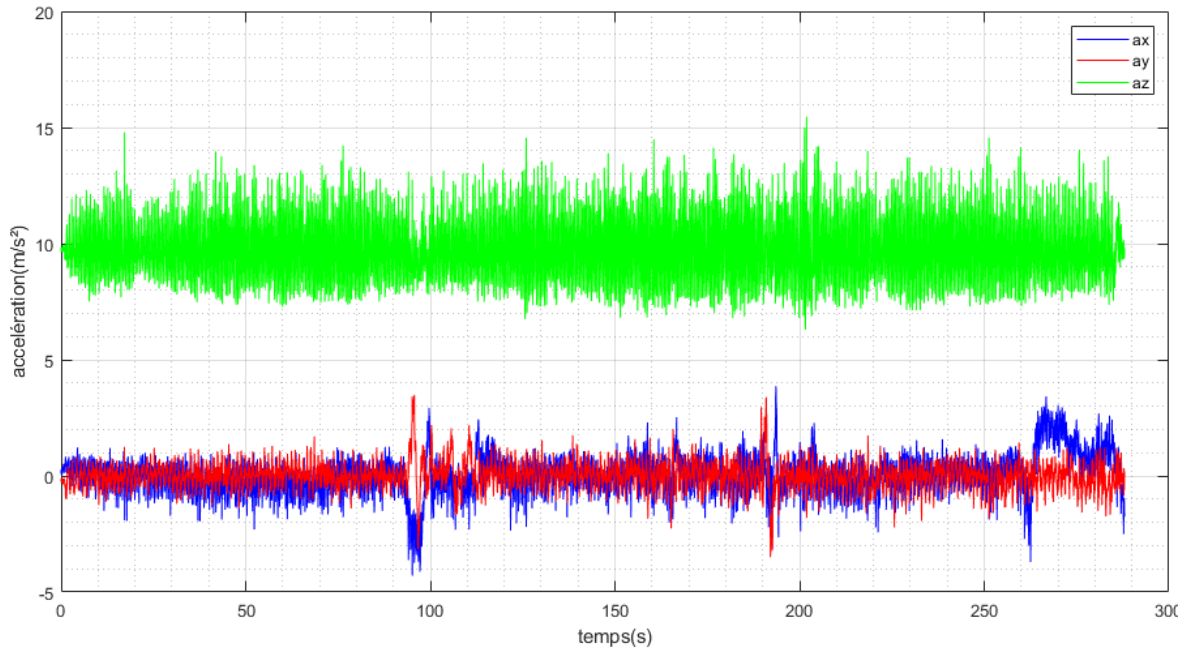


Figure II-23 Les accélérations "ax", "ay" et "az" obtenue avant le filtrage

II.15.2 Accélérations obtenues après le filtrage

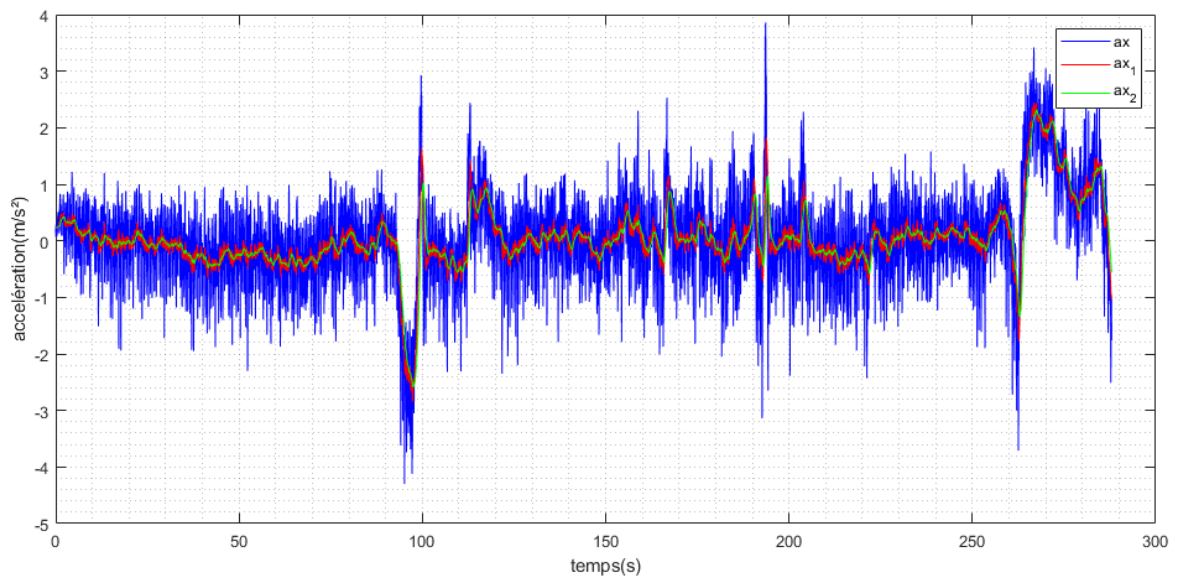


Figure II-24 Accélérations obtenues après le filtrage sur l'axe **ax**

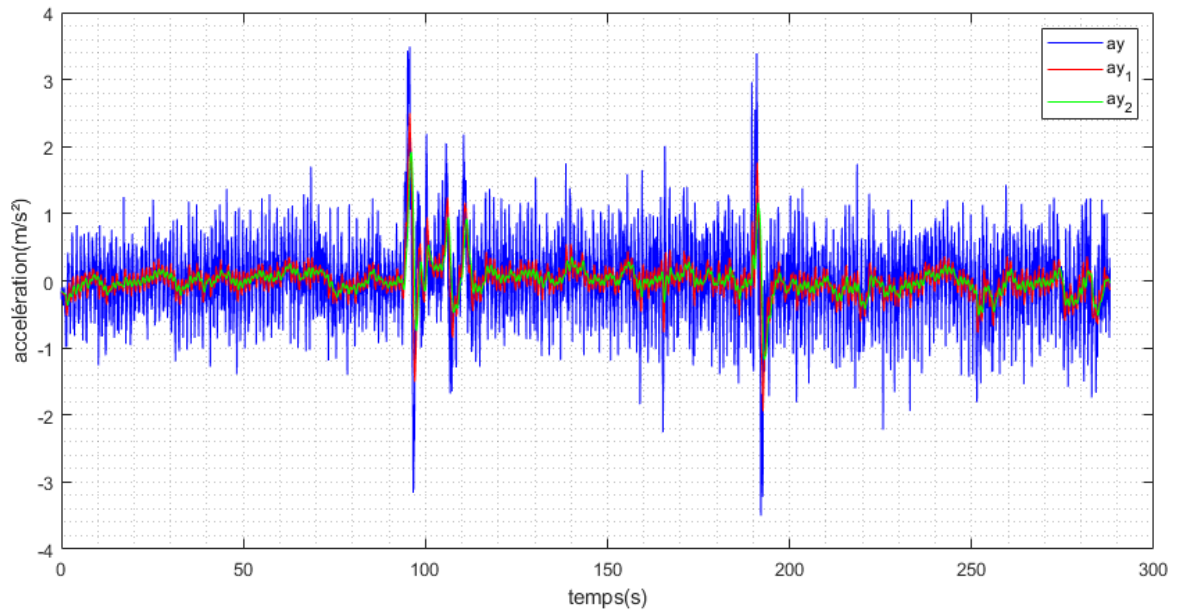


Figure II-25 Accélérations obtenues après le filtrage sur l'axe **ay**

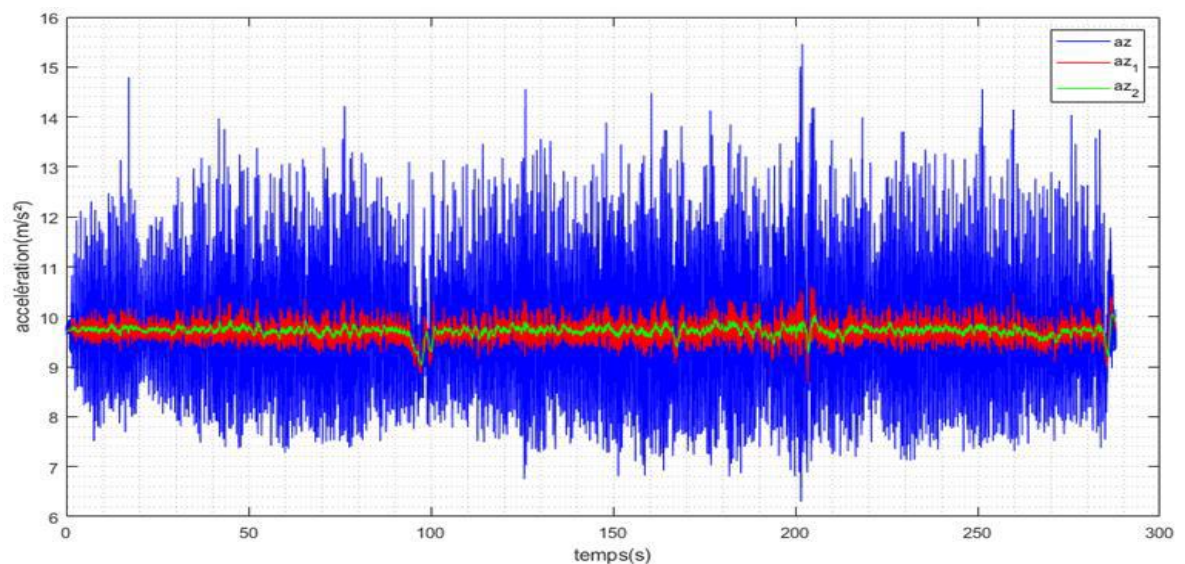


Figure II-26 Accélérations obtenues après le filtrage sur l'axe **az**

En remarque que l'utilisation d'un filtre complémentaire à deux étages permet de combiner les mesures d'accélération et de vitesse pour améliorer les estimations de position et de vitesse.

L'utilisation de deux étages peut introduire un retard supplémentaire dans le traitement des données, ce qui doit être pris en compte dans les systèmes nécessitant des réponses en temps réel.

II.16 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons donné une description sur les concepts essentiels d'un UAV (quadrirotor), son principe de fonctionnement et sa modélisation mathématique. Les modèles cinématique et dynamique du quadrirotor ont été mis en œuvre sous Simulink R2021a, et des méthodes de prédiction des angles d'Euler ont été présentées en se basant sur les accéléromètres et les gyromètres. Les résultats de simulation ont permis de confirmer la validité des modèles mis en place et de démontrer l'intérêt et les avantages de la fusion des estimations obtenues à partir des accéléromètres et des gyromètres pour obtenir une estimation plus précise et plus fiable des angles d'Euler.

Nous avons également précisé dans ce paragraphe les concepts fondamentaux d'un quadrirotor, son fonctionnement et sa modélisation mathématique. Les modèles cinématique et dynamique du quadrirotor ont été implémentés sous Simulink R2021a, et des méthodes de prédiction des angles d'Euler ont été présentées en utilisant les accéléromètres et les gyromètres. Les résultats de simulation ont confirmé la validité des modèles et ont montré les avantages de la fusion des estimations obtenues à partir des accéléromètres et des gyromètres pour obtenir une estimation plus précise et fiable des angles d'Euler. Nous avons par la suite, expliqué et détaillé le module d'hybridation GPS-INS permettant d'estimer la position d'un vecteur aérien, en combinant les données issues de récepteur GPS et celles de centrale inertielle. L'hybridation est effectuée en s'appuyant sur l'utilisation de filtre complémentaire.

**CHAPITRE III : IMPLÉMENTATION
ET MISE EN ŒUVRE
EXPÉRIMENTALE DE
L'ESTIMATEUR DE POSITION**

III.1 Introduction

Les chapitres précédents étaient consacrés à l'étude des méthodes d'estimation de la position et de la position d'un quadrotor.

Notre objectif actuel dans ce chapitre est de faire une estimation de cas pour cet appareil comme il se déplace dans une certaine zone. Pour atteindre cet objectif, nous utiliserons des capteurs inertiels gyroscopiques, des accéléromètres (centrale inertielle) « MPU-6050 » et des magnétomètres « HMC5883L », ainsi qu'un module GPS « ublox M8N ». Les résultats de ces deux derniers seront combinés et traités, et les résultats de cette estimation seront affichés sur l'écran LCD « I2C », fournissant une rétroaction visuelle immédiate sur la position estimée du drone [54].

III.2 Présentation du matériel de la plateforme

III.2.1 Capteur MPU6050

III.2.1.1 Définition

Le capteur MPU6050 est un module électronique qui intègre un gyroscope à trois axes et un accéléromètre à trois axes. Il est utilisé pour mesurer l'orientation, le mouvement et l'accélération dans les projets électroniques et les systèmes embarqués.

Tableau III-1 Les caractéristiques et les fonctionnalités principales du capteur
MPU6050

	<i>Alimentation</i>	2.3 à 3.4Vcc
<i>Accéléromètres</i>	<i>Plage de mesure</i>	$\pm 2g \pm 4g \pm 8g \pm 16g$
	<i>Tolérance</i>	$\pm 3\%$
<i>Gyroscopes</i>	<i>Plage de mesure</i>	$\pm 250/500/1000/2000^\circ/s$
	<i>Tolérance</i>	$\pm 3\%$
	<i>Interface</i>	I2C
<i>Gyroscopes accéléromètres</i>	<i>et Consommation d'énergie</i>	Faible
	<i>Calibrage</i>	Pré-calibré en usine

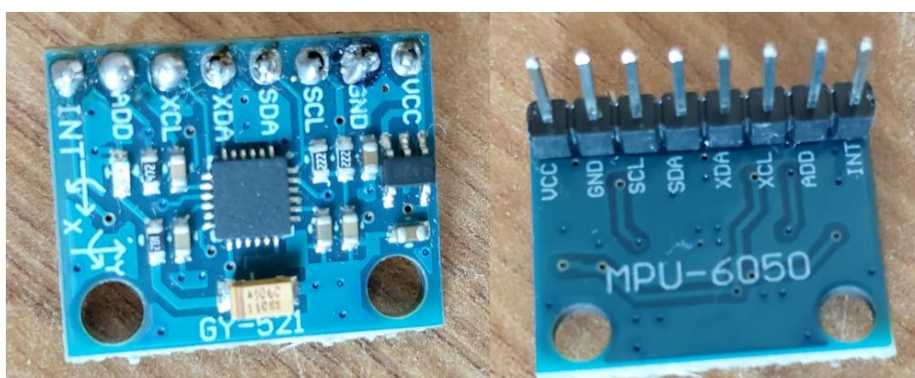


Figure III-1 Vue du module MPU6050.

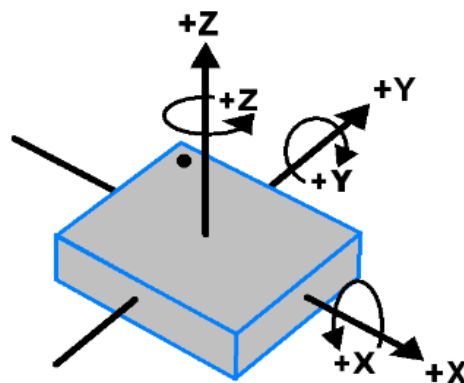


Figure III-2 Orientation et polarité de rotation du MPU6050 (46).

III.2.2 Le capteur Magnétomètre HMC5883L

III.2.2.1 Définition

Le HMC5883L est un capteur magnétomètre qui permet de mesurer le champ magnétique environnant (voir la figure III-3). Il est souvent utilisé dans les projets électroniques et les systèmes embarqués pour détecter l'orientation et la direction. Ce capteur mesure les trois composantes orthogonales du champ magnétique dans lequel il se trouve et est utilisé pour la magnétométrie et la réalisation de boussoles numériques compatibles avec la carte Arduino. Il est également utilisé comme capteur pour la stabilisation d'un drone à quatre hélices [47].

Tableau III-2 Caractéristiques générales du magnétomètre capteur HMC5883L.

<i>Alimentation</i>	3-5V
<i>Taille PCB</i>	13.9×18.5mm
<i>Interface</i>	Simple I2C
<i>Fonctionnement</i>	-30° à 85°C
<i>Dimension</i>	3×3×0.9mm
<i>Consommation d'énergie</i>	Faible
<i>Plage de mesure</i>	Large



Figure III-3 Vue de module Magnétomètre HMC5883L.

III.2.3 La carte programmable Arduino NANO

III.2.3.1 Présentation

L'Arduino Nano est une carte de développement intégrée qui repose sur le microcontrôleur Atmega328P (voir la figure III-4). Elle possède les mêmes fonctionnalités qu'Arduino Uno, mais dans un format plus compact avec plus de ports externes. Cette carte est idéale pour les projets nécessitant une petite taille, tels que les drones, les capteurs portables et les projets de domotique. Elle est compatible avec la plupart des Shields conçus pour l'Arduino Uno et est peu coûteuse. Cependant, elle ne possède pas autant de broches d'entrée/sortie que d'autres cartes Arduino et est limitée en termes de fonctionnalités [48].

Tableau III-3 Caractéristiques générales de la carte Arduino NANO.

<i>Tension de fonctionnement</i>	5 V
<i>Alimentation</i>	7 V – 12 V
<i>Microcontrôleur</i>	ATMega328P
<i>Mémoire flash</i>	32 Ko
<i>Mémoire SRAM</i>	2 Ko
<i>Broches d'entrée/sortie numériques</i>	14 broches d'E/S
<i>Mémoire EEPROM</i>	1 Ko
<i>Cadencement</i>	16MHz

III.2.3.2 Les avantages et les Inconvénients de la carte Arduino NANO :

➤ Les avantages

- La petite taille de la carte la rend idéale pour les projets compacts.
- La carte est peu coûteuse.
- Elle possède toutes les fonctionnalités de base d'un Arduino.

➤ Les Inconvénients :

- La carte possède moins de broches d'entrée/sortie que d'autres cartes Arduino, ce qui la limite en termes de fonctionnalités.
- Elle est limitée en termes de mémoire et de puissance de traitement.

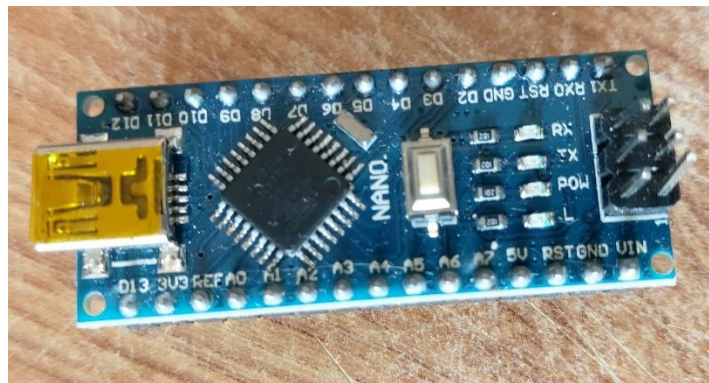


Figure III-4 Vue la carte Arduino NANO.

III.2.4 Le module Réception GPS u-blox M8N :

III.2.4.1 Présentation

Le module GPS u-blox M8N est un dispositif électronique utilisé pour recevoir les signaux GPS (Global Positioning System) afin de déterminer avec précision la position géographique, la vitesse et l'heure. Il offre une solution de positionnement globale fiable et précise pour une large gamme d'applications, (voir la figure III-5).

Tableau III-4 caractéristiques du module GPS u-blox M8N.

<i>Puce GPS</i>	u-blox M8N
<i>Récepteur</i>	GPS/GLONASS/Galileo/Beidou
<i>Précision de positionnement</i>	Jusqu'à 2,5 mètres
<i>Précision de vitesse</i>	0,1 m/s
<i>Temps de démarrage à chaud</i>	Environ 1 seconde
<i>Temps de démarrage à froid</i>	Environ 26 secondes
<i>Taux de rafraîchissement</i>	Jusqu'à 10 Hz
<i>Sensibilité du récepteur</i>	-167 dBm
<i>Interfaces</i>	UART, I2C, SPI
<i>Tension d'alimentation</i>	3,3 V à 5,5 V
<i>Consommation de courant</i>	Environ 25 mA (en fonctionnement)
<i>Température de fonctionnement</i>	-40 °C à +85 °C

III.2.4.2 Fonctionnalités supplémentaires

- Assistance SBAS (Satellite-Based Augmentation System).
- Support A-GPS (Assisted GPS).
- Prise en charge de la fonction Time To First Fix (TTFF).
- Gestion avancée de l'énergie pour une consommation réduite.
- Support de la fonction geofencing.
- Possibilité de configuration via des commandes AT.
- Support du protocole NMEA (National Marine Electronics Association).



Figure III-5 Vue du module GPS u-blox M8N.

III.2.5 Le module convertisseur USB vers TTL CP2102

III.2.5.1 Présentation

Le module convertisseur USB vers TTL CP2102 est un dispositif électronique utilisé pour convertir les signaux USB en signaux de niveau logique TTL (Transistor-Transistor Logic) et vice versa, (voir la figure III-6). Il permet d'établir une communication série entre un ordinateur (via le port USB) et d'autres appareils électroniques qui utilisent des signaux de niveau logique TTL, tels que les microcontrôleurs, les modules GPS, les capteurs, etc.

Tableau III-5 caractéristique du module convertisseur USB vers TTL CP2102.

<i>Puce</i>	CP2102
<i>Interface</i>	USB 2.0
<i>Niveaux de tension TTL</i>	3.3 V ou 5 V (sélectionnable)
<i>Vitesse de transmission</i>	Jusqu'à 1 Mbps
<i>Modes de fonctionnement</i>	Asynchrone (UART)
<i>Pins disponibles</i>	TXD, RXD, RTS, CTS, DTR, DSR, DCD, RI
<i>Tension d'alimentation</i>	5 V via le port USB
<i>Consommation de courant</i>	Environ 10 mA en fonctionnement normal
<i>Support des systèmes d'exploitation</i>	Windows, Linux, Mac OS

III.2.5.2 Fonctionnalités supplémentaires

- Conversion USB vers UART (série).
- Prise en charge des protocoles de communication série : UART, RS-232.
- Support de la parité (None, Odd, Even), des bits de données (5, 6, 7, 8) et des bits d'arrêt (1, 1.5, 2).
- Possibilité de configuration via des commandes logicielles.
- Mise en œuvre de tampons de réception et d'émission.
- Protection contre les surtensions et les courts-circuits.

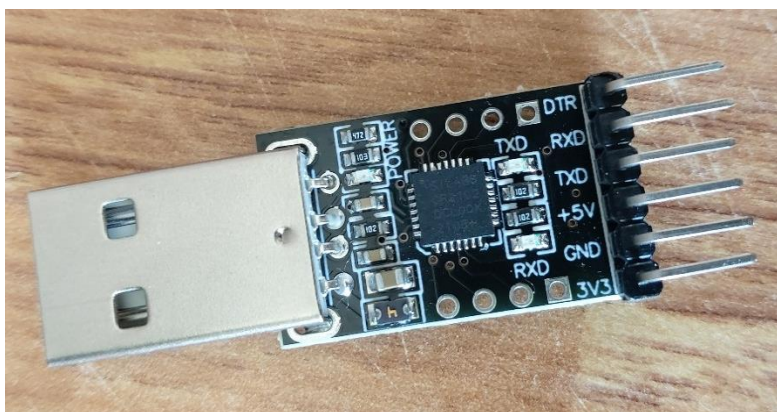


Figure III-6 Vue du module convertisseur USB vers TTL CP2102.

III.2.6 L'afficheur LCD I2C 16x2

III.2.6.1 Présentation

L'afficheur LCD I2C 16x2 est un module d'affichage à cristaux liquides (LCD) qui utilise le protocole de communication I2C pour interagir avec d'autres composants électroniques. Il est couramment utilisé dans les projets électroniques pour afficher des informations textuelles de manière claire et lisible, (voir la figure III-7).

Tableau III-6 Caractéristiques de l'afficheur LCD I2C 16*2

<i>Taille de l'écran</i>	Réglage du contraste
<i>Interface</i>	I2C (ou I ² C), nécessitant seulement quelques broches pour la communication
<i>Tension d'alimentation</i>	5 V (peut varier selon le modèle)
<i>Contrôleur</i>	Généralement basé sur le chipset Hitachi HD44780 ou un équivalent compatible.
<i>Nombre de broches</i>	Généralement 4 ou 6 broches pour la connexion I2C
<i>Réglage du contraste</i>	Généralement réglable via un potentiomètre intégré



Figure III-7 Vue de L'afficheur LCD I2C 16x2.

III.3 Présentation du logiciel

III.3.1 Logiciel IDE Arduino 2.1.0

III.3.1.1 Définition

Arduino est une plateforme de développement open-source qui permet de programmer des microcontrôleurs. La version 2.1.0 (voir la figure III-8) fait référence à une version spécifique du logiciel Arduino, également connu sous le nom d'Arduino IDE (Integrated Development Environment). L'IDE Arduino est un environnement de programmation convivial qui simplifie le processus de développement de projets électroniques. Il prend en charge une large gamme de cartes Arduino et de microcontrôleurs compatibles.

Quelques caractéristiques de l'IDE Arduino :

- L'IDE Arduino est un logiciel open-source et gratuit, téléchargeable sur le site officiel Arduino.
- Il permet d'éditer un programme en langage C, de compiler ce programme dans le langage « machine » de l'Arduino, de téléverser le programme dans la mémoire de l'Arduino et de communiquer avec la carte.
- L'IDE Arduino est compatible avec une variété de systèmes d'exploitation, notamment Windows, Linux et Mac.
- Il est facile à utiliser et à intégrer dans des projets électroniques grâce à une interface de communication série standard.
- L'IDE Arduino est personnalisable et extensible grâce à une bibliothèque de codes sources open-source [49].

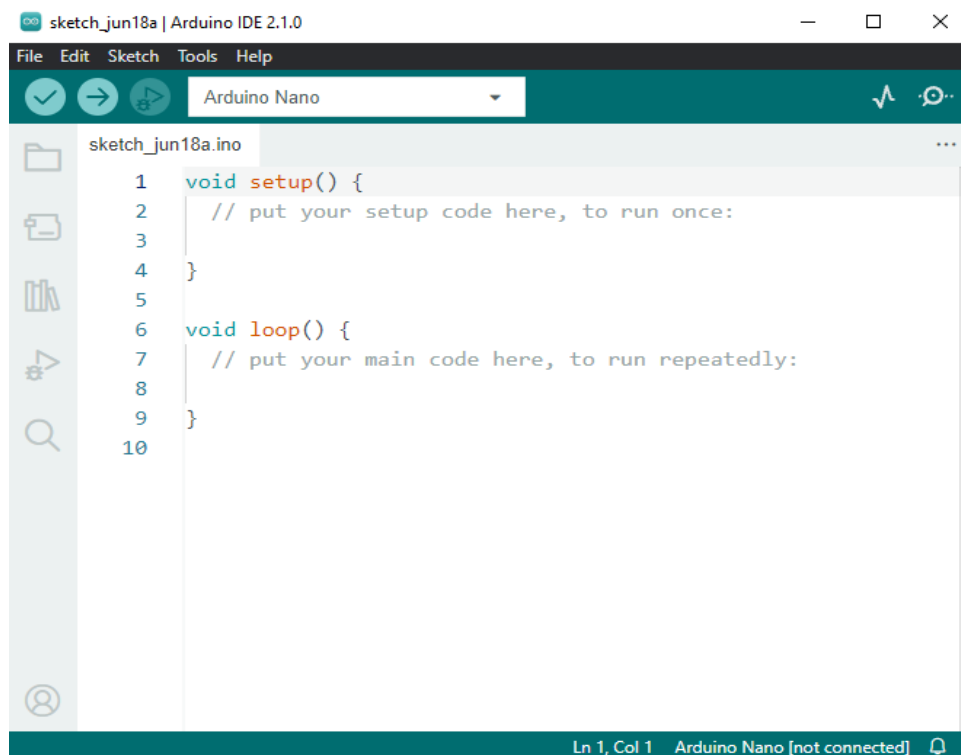


Figure III-8 Vue de l'interface de logiciel IDE Arduino 2.1.0.

III.3.2 Logiciel U-center2

III.3.2.1 Définition

Le logiciel u-center2 (voir la figure III-9) est une application de configuration et de visualisation de données développée par u-blox, un fabricant de modules de positionnement et de communication sans fil. Ce logiciel est conçu pour être utilisé avec les modules GPS, GNSS et les puces de communication sans fil de u-blox.

Quelques caractéristiques de u-center2 :

- U-center2 est un outil puissant pour la configuration, l'évaluation et le débogage des récepteurs et services GNSS de u-blox.
- Il permet aux utilisateurs finaux d'évaluer et de tester les puces de positionnement, les modules, les kits d'évaluation, les cartes d'application et les dispositifs similaires de u-blox pour la performance de navigation et de positionnement.
- Le logiciel est facile à utiliser et personnalisable, avec une interface intuitive et des vues pour observer le comportement statique et dynamique du récepteur GNSS connecté.
- Il prend en charge la configuration rapide de produits GNSS pour des cas d'utilisation spécifiques, ainsi que la sauvegarde, la restauration et le partage de configurations entre différents produits et utilisateurs [50].

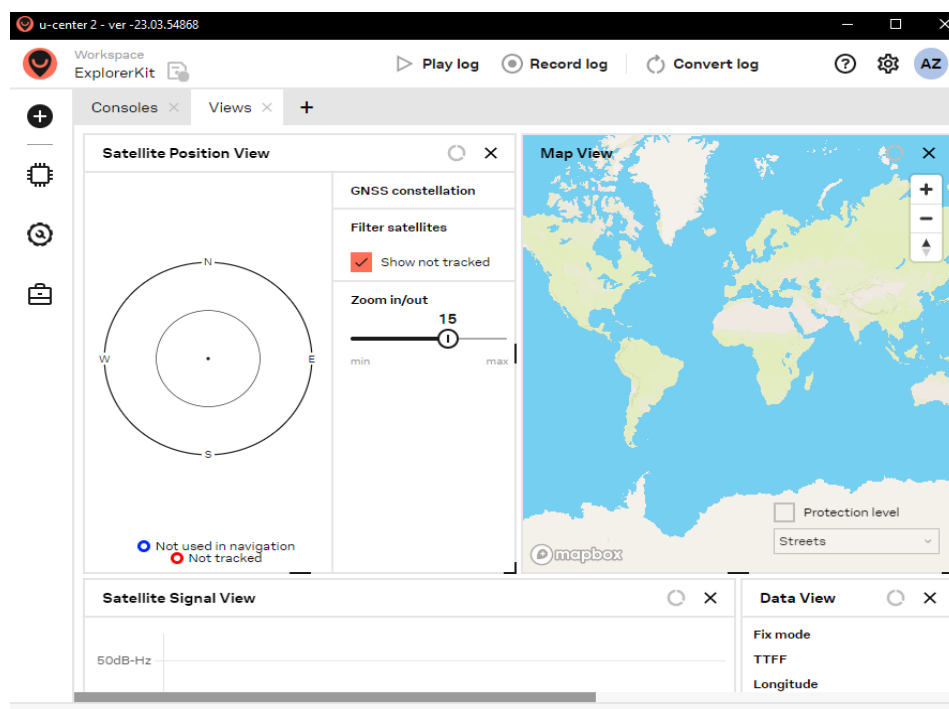


Figure III-9 Vue de l'interface logiciel U-center2.

III.4 Initialisation et calibration des capteurs

III.4.1 Expérience n°01 « capteur Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino nano »

Nous réalisons cette expérience dans un environnement sans métal car les interférences magnétiques peuvent affecter les mesures, et le champ magnétique est également exempt de toute distorsion magnétique, ce qui garantit des résultats plus précis. À travers cette expérience, nous démontrons le rôle du capteur HMC5883L connecté à Arduino dans le calcul des valeurs magnétiques (champ magnétique). Les données du champ magnétique sont fournies sur trois axes : l'axe X, l'axe Y et l'axe Z, comme indiqué dans la figure (III-12) et la figure (III-13).

➤ Montage

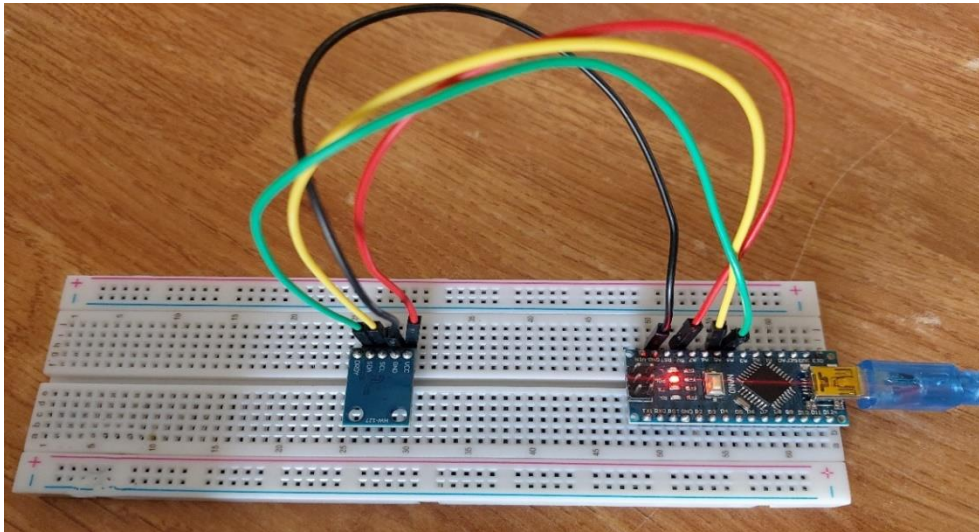


Figure III-10 Connecte le capteur Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO.

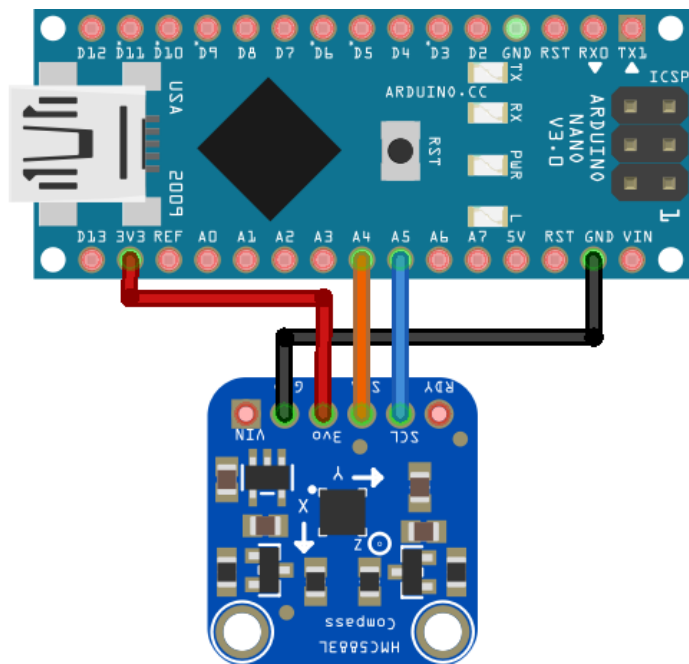


Figure III-11 Connecte le capteur Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO sous logiciel "fritzing".

➤ **Résultats**

```
18:19:38.988 -> mx:   -125 my:   649 heading:   10.90
18:19:39.485 -> mx:   -123 my:   648 heading:   10.75
18:19:39.997 -> mx:   -106 my:   648 heading:    9.29
18:19:40.495 -> mx:   -160 my:   698 heading:   12.91
18:19:40.969 -> mx:    51 my:   572 heading:  354.90
18:19:41.505 -> mx:   128 my:   551 heading:  346.92
18:19:42.005 -> mx:   166 my:   547 heading:  343.12
18:19:42.504 -> mx:   168 my:   549 heading:  342.99
18:19:43.000 -> mx:  -109 my:   668 heading:    9.27
18:19:43.514 -> mx:   -93 my:   666 heading:    7.95
18:19:44.011 -> mx:   -86 my:   637 heading:    7.69
18:19:44.492 -> mx:   156 my:   585 heading:  345.07
18:19:45.021 -> mx:  -111 my:   637 heading:    9.88
18:19:45.517 -> mx:   138 my:   581 heading:  346.64
18:19:46.014 -> mx:   290 my:   582 heading:  333.51
18:19:46.509 -> mx:   -18 my:   634 heading:    1.63
18:19:46.994 -> mx:  -150 my:   652 heading:   12.96
```

Figure III-12 Résultats de connecte le capteur Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO.

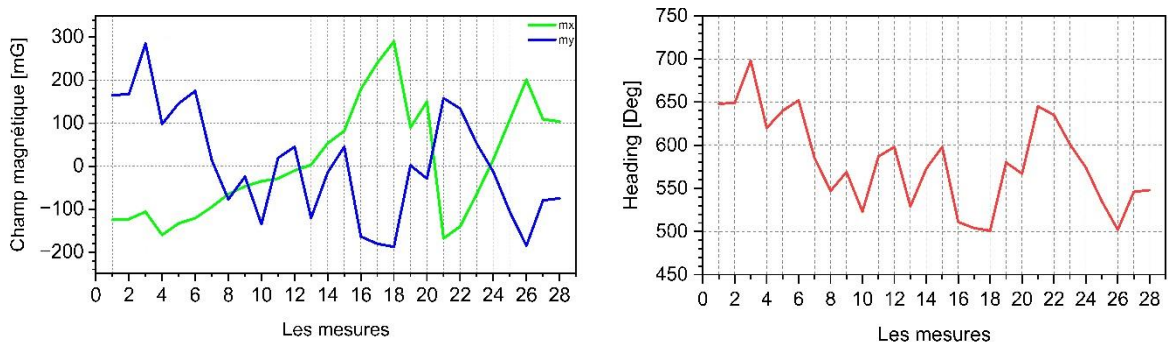


Figure III-13 Les résultats obtenu par le capteur Magnétomètre HMC588L.

Les résultats affichés sont :

- "mx" correspond à la valeur de champ magnétique sur l'axe x (en mG).
- "my" correspond à la valeur de champ magnétique sur l'axe y (en mG).
- "heading" correspond à l'angle de direction en degrés, calculé à partir des valeurs de champ magnétique sur les axes x et y.

Ces résultats sont affichés dans la console série à une fréquence de rafraîchissement de 500 millisecondes (0,5 seconde).

Les valeurs de 'mx' et 'my' varient entre des valeurs négatives et positives, ce qui indique la présence d'un champ magnétique dans l'environnement.

La valeur de 'heading' varie entre environ 0° et 360° degrés. Le nord est représenté par la valeur 0° ou 360°, l'est par la valeur 90°, le sud par la valeur 180°, et l'ouest par la valeur 270°. Ces valeurs indiquent la direction pointée par le champ magnétique.

III.4.2 Expérience n°02 « Capteur MPU 6050 et Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO »

À travers cette expérience, nous expliquons le rôle du capteur « MPU 6050 » dans la lecture et l'étalonnage des données, ainsi que le calcul des angles d'inclinaison, de rotation et de retournement en utilisant les données du gyroscope et de l'accéléromètre. Il lit également les données du magnétomètre « HMC 5883L » et calcule l'angle de direction, comme indiqué dans la figure (III-16) et la figure (III-17).

➤ Montage

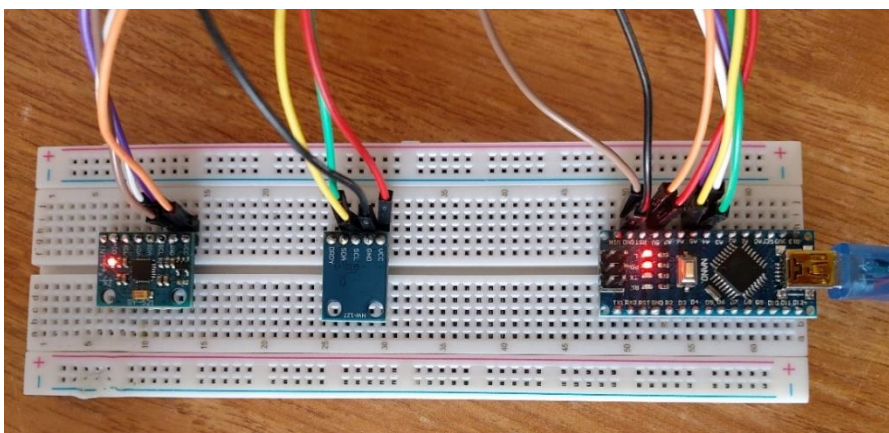


Figure III-14 connecte le capteur MPU 6050 et Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO.

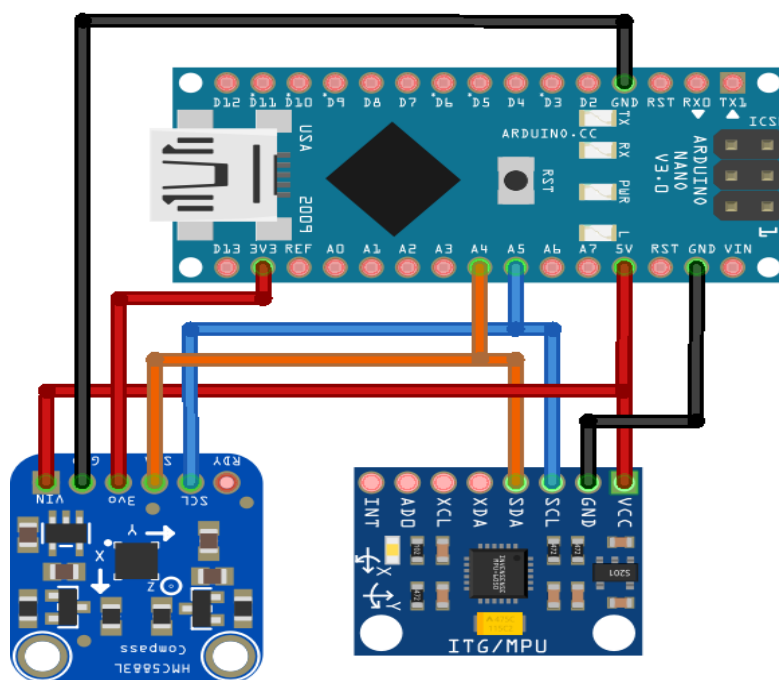


Figure III-15 Connecte le capteur MPU 6050 et Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO sous logiciel "fritzing".

➤ **Résultats**

```
11:49:54.275 -> PH=14.71 TH=26.70 PSI=197.11
11:49:54.275 -> PH=14.71 TH=26.70 PSI=197.71
11:49:54.309 -> PH=14.70 TH=26.71 PSI=198.32
11:49:54.309 -> PH=14.70 TH=26.71 PSI=198.89
11:49:54.309 -> PH=14.69 TH=26.71 PSI=198.15
11:49:54.309 -> PH=14.69 TH=26.72 PSI=197.42
11:49:54.345 -> PH=14.69 TH=26.72 PSI=197.31
11:49:54.345 -> PH=14.68 TH=26.73 PSI=197.23
```

Figure III-16 Résultats de connecte le capteur MPU 6050 et Magnétomètre HMC5883L avec l'Arduino NANO.

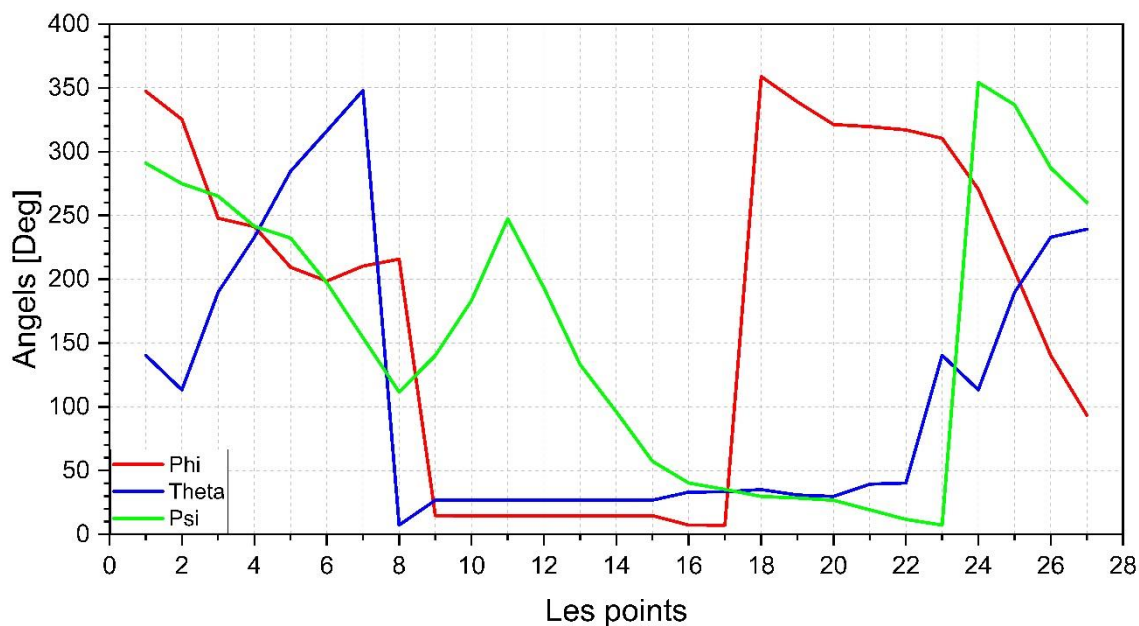


Figure III-17 Les résultats obtenu par le capteur MPU6050.

Les résultats affichés correspondent aux lectures des capteurs HMC5883L (magnétomètre) et MPU6050 (gyroscope/accéléromètre) lorsqu'ils sont connectés à l'Arduino sont les valeurs des angles de roulis, de tangage et de lacet.

Les valeurs indiquées représentent différents paramètres mesurés par ces capteurs, tels que la direction (PH) phi, thêta (TH) et l'angle de rotation psi (PSI).

Le code utilise une boucle de contrôle à une fréquence de 100 Hz, où les données sont continuellement lues pendant une seconde. Les lectures des capteurs sont utilisées pour accomplir diverses tâches, comme le suivi de la direction d'un objet, la détection de mouvement ou la stabilisation d'un système. La précision et la signification des valeurs spécifiées dépendent de la configuration spécifique des capteurs.

III.4.3 Expérience n°03 « Module GPS u-blox M8N »

Dans cette expérience, nous essayons d'expliquer le fonctionnement et l'utilisation du GPS u-blox M8N. Il est préférable d'éviter les obstacles métalliques et les grands bâtiments qui pourraient entraver la réception du signal GPS. Pour ce faire, nous utilisons les deux logiciels suivants :

III.4.3.1 Logiciel « Ucenter2 »

➤ Montage



Figure III-18 connecte le capteur GPS u-blox M8N avec Le module convertisseur USB vers TTL CP2102.

➤ Résultats

- La fenêtre « Satellite Position View »

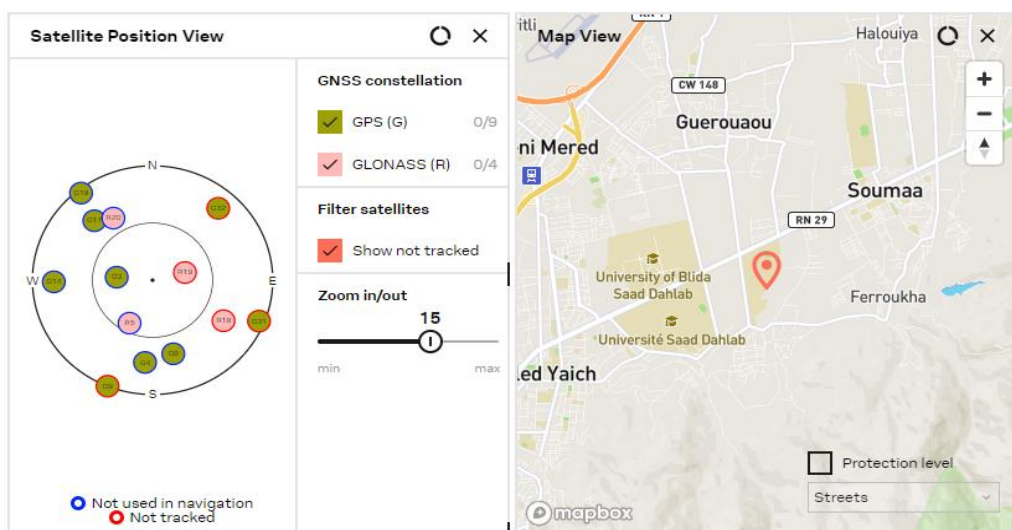


Figure III-19 Affichage de la position actuelle des satellites.

La fenêtre "Satellite Position View " offre une vue complète sur la position actuelle des satellites, leur type et d'autres informations pertinentes.

- **La fenêtre « Satellite Signal View / Data View »**

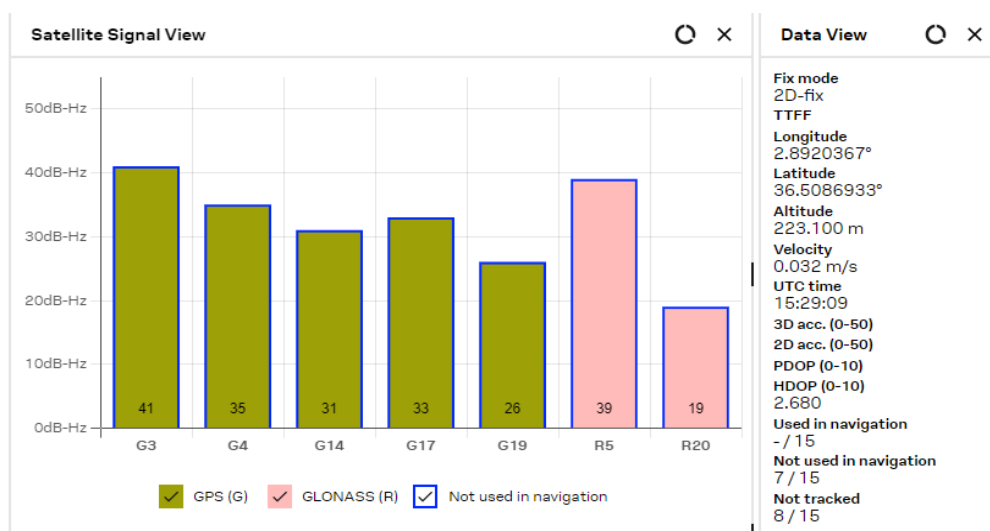


Figure III-20 Affichage du « signal / données » des satellites.

En remarque que la fenêtre « **Satellite Signal View** » fournit des informations détaillées sur les signaux satellites et leur relation avec le récepteur GPS. Affiche la puissance du signal, le rapport signal/bruit (SNR) et la qualité globale de la connectivité satellite.

En utilisant cette fenêtre, nous pouvons évaluer les performances de communication entre le récepteur u-blox M8N GPS et les satellites. La fréquence du signal fait référence à la force du signal de réception, tandis que le rapport signal/bruit (SNR) mesure la qualité du signal pour le bruit arrière. Ces informations sont nécessaires pour déterminer la fiabilité de la réception du satellite. En outre, la fenêtre "affichage du signal satellite" permet d'améliorer le site et la navigation en identifiant les satellites visibles et disponibles. Affiche le nombre de chaque satellite et sa position dans le ciel comme ce que nous remarquons sur la figure (III-20) affiche deux types des satellites « GPS » et « GLONASS », Et est généralement exprimé en azimut et élévation. En sélectionnant des satellites visuels, nous pouvons aussi améliorer le récepteur en vous assurant que le récepteur GPS verrouille les signaux des satellites les plus puissants et fiables.

Cette fenêtre nous permet de surveiller la qualité de la communication par satellite et d'évaluer les performances de communication du récepteur GPS et d'améliorer la localisation et la navigation en sélectionnant les meilleurs signaux disponibles.

La fenêtre « **Data View** » dans le logiciel u-center 2 affiche différentes données fournies par le GPS U-blox M8N. Voici quelques-unes des données couramment affichées :

- **Latitude et longitude** : Les coordonnées géographiques de l'emplacement actuel obtenues à partir du GPS {**2.8920367° / 36.5086933°**}.
- **Altitude** : L'élévation par rapport au niveau de la mer de l'emplacement actuel {**213.100 m**}.
- **Vitesse** : La vitesse de déplacement enregistrée par le GPS {**0.032 m/s**}.
- **Précision** : La précision de la mesure GPS, indiquant la marge d'erreur possible des données de position.
- **Heure** : L'heure actuelle enregistrée par le GPS {**UTC time 15 :29 :09**}.
- **Satellites** : Le nombre de satellites GPS en vue et utilisés pour déterminer la position. Cette information peut être utile pour évaluer la qualité de la réception GPS.

Ces informations permettent de suivre la position en temps réel, d'enregistrer des traces de déplacement, de mesurer la vitesse et l'altitude, et de surveiller la qualité de la réception GPS.

- **La fenêtre « Console View »**

Msg #	Time	Message
	16:30:27.619	R→ SGLGSV,2,1,06,67,19,032,,68,70,035,,69,53,208,38,82,27,122,*61
	16:30:27.663	R→ SGLGSV,2,2,06,83,65,081,,84,35,330,19*60
	16:30:27.717	R→ \$GNGLL,3630.52105,N,00253.52114,E,153028.00,A,A*78
	16:30:28.165	R→ \$GNRMC,153029.00,A,3630.52103,N,00253.52108,E,0.115,,050623,,A*6C
	16:30:28.212	R→ \$GNVTG,,T,,M,0.115,N,0.212,K,A*39
	16:30:28.335	R→ \$GNGGA,153029.00,3630.52103,N,00253.52108,E,1,05,2.70,223.7,M,43.8,M,*4C
	16:30:28.337	R→ \$GNGSA,A,3,03,04,14,17,,,,,,,,,3.55,2.70,2.30*1F
	16:30:28.378	R→ \$GNGSA,A,3,69,,,,,,,,,3.55,2.70,2.30*14
	16:30:28.447	R→ \$GPGSV,3,1,09,03,64,279,40,04,26,185,36,08,29,165,,09,01,202,*7B
	16:30:28.558	R→ \$GPGSV,3,2,09,14,16,268,29,17,27,316,33,19,04,322,27,31,05,111,*7F
	16:30:28.558	R→ \$GPGSV,3,3,09,32,14,040,*40
	16:30:28.614	R→ SGLGSV,2,1,06,67,19,032,,68,70,035,,69,53,208,39,82,27,122,*60
	16:30:28.658	R→ SGLGSV,2,2,06,83,65,081,,84,35,330,19*60
	16:30:28.727	R→ \$GNGLL,3630.52103,N,00253.52108,E,153029.00,A,A*72

Figure III-21 Affichage de données des satellites.

La fenêtre "Console View" fournit des données essentielles pour surveiller la localisation, le suivi et la communication avec les satellites du périphérique GPS ublox M8N. Elle offre un aperçu précieux des informations nécessaires à l'utilisation optimale du GPS. En résumé les données et les résultats affichés dans cette fenêtre :

- **Localisation (Fix de position)** : La fenêtre affiche des informations sur la localisation actuelle du périphérique GPS, telles que la longitude, la latitude et l'altitude. Elle peut également fournir des détails sur la précision de la localisation et le nombre de satellites utilisés pour déterminer la position.
- **Heure** : La fenêtre peut afficher l'heure actuelle reçue des signaux des satellites. Elle peut afficher des informations relatives au temps universel coordonné (UTC), à l'heure locale et à l'heure atomique (Leap Second) si elles sont disponibles.
- **Vitesse** : La fenêtre peut afficher la vitesse actuelle du déplacement du périphérique GPS, qu'il s'agisse de la vitesse horizontale ou verticale. Ces informations indiquent la vitesse de déplacement en temps réel.
- **Détails des satellites** : La fenêtre affiche des informations sur les satellites détectés et utilisés pour la détermination de la position. Ces informations incluent le nombre de satellites détectés, ainsi que des détails supplémentaires tels que la puissance du signal et les positions des satellites.

➤ **État et messages** : La fenêtre peut afficher des messages concernant l'état du périphérique GPS et des alertes liées à d'éventuels problèmes ou erreurs.

- **Exemple de lire des données de la fenêtre "console view" « RMC »**

Tableau III-7 Les données minimales recommandées du message "RMC".

<i>Message</i>	RMC	
<i>Description</i>	Données minimales recommandées	
<i>Type</i>	Message de sortie	
<i>Commentaire</i>	<p>La sortie de ce message dépend de la référence actuellement sélectionnée (par défaut : WGS84)</p> <p>La phrase minimale recommandée définie par NMEA pour les données GPS/système de transport en commun.</p>	
<i>Informations sur le message</i>	ID for CFG-MSG	Nombre de champs
	0xF0 0x04	15

- **Structure du message**

```
$GPRMC, hhmss, status, latitude, N, longitude, E,
spd, cog, ddmmyy, mv, mvE, mode*cs<CR><LF>
```

- **Exemple**

```
$GPRMC, 153029.00, A, 3630.52103, N, 00253.52108,
E, 0.115, , 050623 A*6C
```

Tableau III-8 Déchiffrement du code d'exemple.

<i>Champ N°</i>	<i>Exemple</i>	<i>Format</i>	<i>Nom</i>	<i>Unité</i>	<i>Description</i>
0	\$GPRMC	String	\$GPRMC	-	ID de message, en-tête de protocole RMC
1	153029.00	hhmmss.ss	hhmmss.ss	-	Heure UTC, heure de correction de position
2	A	Caractère	Statut	-	État, V = Avertissement du récepteur de navigation, A = Données valide, voir Description des indicateurs de correction de position
3	3630.52103	ddmm.mm mm	Latitude	-	Latitude, degrés + minutes, voir Description du format
4	N	Caractère	N	-	N/S Indicateur, hémisphère N=nord ou S=sud
5	00253.52108	dddmm.m mmm	Longitude	-	Longitude, degrés + minutes, voir Format description
6	E	Caractère	E	-	Indicateur E/W, E=est ou W=ouest
7	0.115	Numérique	Spd	Knout s	Vitesse au-dessus du sol
8	-	Numérique	Cog	Dégré e	Parcours sur sol
9	050623	ddmmyy	Date	-	Date au format jour, mois, année
10	-	Numérique	Mv	Dégré e	Valeur de variation magnétique, n'étant pas sortie par le récepteur

<i>11</i>	-	Caractère	MvE	-	Indicateur de variation magnétique E/W, n'étant pas sorti par récepteur
<i>12</i>	-	Caractère	Mode	-	Indicateur de mode, voir Description des indicateurs de correction de position
<i>13</i>	*6C	Hexadécimal	Cs	-	Somme de contrôle
<i>14</i>	-	Caractère	<CR><LF>	-	Retour chariot et saut de ligne

III.4.3.2 Logiciel « Arduino IDE 2.1.0 »

➤ Montage



Figure III-22 connecte le capteur GPS u-blox M8N avec Arduino NANO.

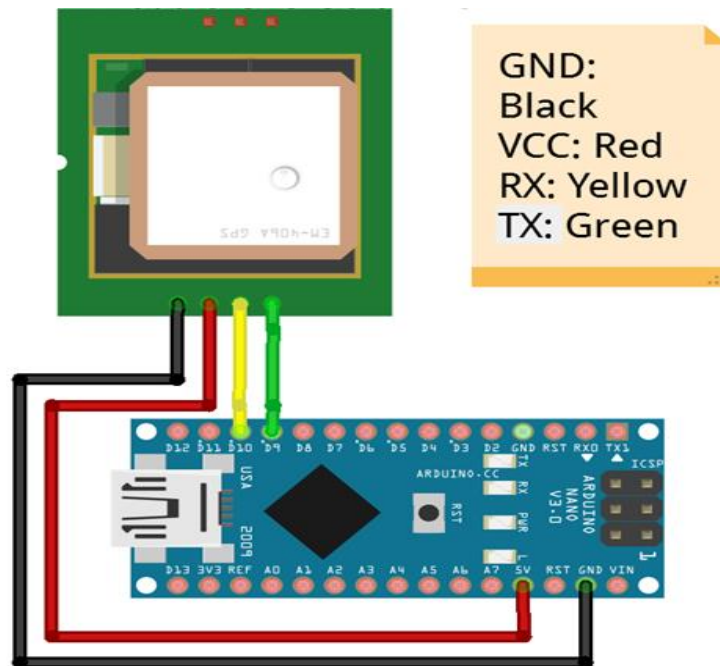


Figure III-23 connecte le capteur « GPS u-blox M8N » avec l'arduino NANO sous logiciel "fritzing".

➤ **Résultats**

```
21:56:45.540 -> Distance in meters: 10.43
21:56:45.540 -> 212.600006_36.508659_2.891977_5
21:56:46.085 -> Distance in meters: 10.43
21:56:46.085 -> 212.600006_36.508659_2.891977_5
21:56:46.178 -> Distance in meters: 9.74
21:56:46.178 -> 213.199996_36.508655_2.891971_5
21:56:46.255 -> Distance in meters: 9.74
21:56:46.255 -> 213.199996_36.508655_2.891971_5
```

Figure III-24 Résultats de connexion du module GPS u-blox M8N avec l'Arduino NANO.

Le code utilise le module u-blox GPS pour lire les données de position géographique (latitude et longitude), l'altitude et le nombre de satellites utilisés. La fonction de « Haversine » (voir l'équation (III-1)) est utilisée pour calculer la distance en mètres entre deux points sur la surface de la Terre en utilisant les coordonnées de latitude et de longitude.

En ce qui concerne les résultats affichés, la première partie "Distance en mètres : « 9.74 m » indiquent la distance en mètres entre un point fixe (36.508647 de latitude, 2.891862 de longitude) et la position actuelle lue à partir du module GPS u-blox M8N.

La deuxième partie « 213.199996_36.508655_2.891971_5 » affiche les valeurs stockées dans le tableau « gpsArray », qui incluent l'altitude, la latitude, la longitude et le nombre de satellites utilisés. Ces valeurs sont affichées avec un trait de soulignement "_" comme séparateur.

L'équation de « Haversine » est utilisée pour calculer la distance entre deux points sur une sphère, telle que la Terre [51]. Elle est souvent utilisée en navigation et en géographie. L'équation prend la forme suivante :

$$d = 2r \arcsin \left(\sqrt{\sin^2 \left(\frac{\phi_2 - \phi_1}{2} \right) + \cos(\phi_1) \cos(\phi_2) \sin^2 \left(\frac{\lambda_2 - \lambda_1}{2} \right)} \right) \quad \text{III-1}$$

Où

d : est la distance entre les deux points en mètres.

r : est le rayon de la sphère en mètres.

ϕ_1 et ϕ_2 : sont les latitudes des deux points en radians.

λ_1 et λ_2 sont les longitudes des deux points en radians.

III.5 Mesure des distances

III.5.1 Expérience n°01 « Mesure une distance avec 'Google MAPS' et les calculs sur 'Matlab R2021a' »

Dans cette expérience, nous avons identifié des coordonnées (longitudes et latitudes) comme points dans la carte "google maps" .Nous avons choisi un trajet d'une longueur de 1 Km , puis nous avons placé 17 points dessus de manière à ce que la distance entre chaque paire de points consécutifs se rapproche., après quoi nous ajoutons ces coordonnées au programme "matlab R2021a" et en utilisant la formule de « Haversine" (III-1), afin de calculer la distance exacte et calculer "dx" et "dy", puis nous retournons la même expérience par "GPS u-blox" et comparons les résultats obtenus comme le montre la figure (III-25) et le tableau (III-9).



Figure III-25 Distance entre 17 points sur "Google Maps".

Tableau III-9 Tableau des coordonnées des 17 points « Google Maps ».

point	latitude (°)	longitude (°)	delta x (m)	delta y (m)	distance (m)
1	36.503552	2.8705771	0	0	0
2	36.5048179	2.87354229	275.990181	117.820662	300.0871
3	36.5056362	2.87554063	185.500893	75.9651286	200.4527
4	36.5061348	2.87678659	115.494903	46.2150249	124.3982
5	36.5065385	2.87778821	92.8855635	37.4362737	100.1459
6	36.5068267	2.8785455	69.9904344	26.6347469	74.8871
7	36.50708	2.87913961	55.2918141	23.5757049	60.1082
8	36.5072907	2.87964253	46.7515713	19.5907073	50.6903
9	36.5074066	2.8799369	27.2597156	10.7308167	29.2958
10	36.5074821	2.88014611	19.2791727	6.95342508	20.4948
11	36.5075581	2.88028492	13.1662045	7.20851626	15.0104
12	36.5075839	2.88044719	14.6015233	2.32787869	14.7859
13	36.5076023	2.88049882	4.75402369	1.68727411	5.0446
14	36.5076152	2.88052363	2.34368717	1.22192679	2.6431
15	36.5076206	2.88053369	0.95232001	0.51030241	1.0804
16	36.507626	2.88054308	0.89420156	0.51338518	1.0311
17	36.5076303	2.88054777	0.46917212	0.43098291	0.6371

III.5.2 Expérience n°02 « Mesure une distance avec ‘GPS u-blox M8N’ et les calculs sur ‘Matlab R2021a »

Tableau III-10 Tableau des coordonnées des 17 points « GPS u-blox M8N ».

point	latitude (°)	longitude (°)	altitude (m)	delta x (m)	delta y (m)	distance (m)
1	36.5035783	2.8705718	202.5	0	0	0
2	36.5048443	2.8735443	204.1	276.627907	117.816966	300.6723
3	36.505646	2.8755547	212.6	186.316813	74.298741	200.5848
4	36.506114	2.8768115	216	116.016395	43.2015218	123.7989
5	36.506532	2.8777868	200.8	90.7993716	38.9153464	98.7873
6	36.506823	2.8785897	208.3	74.0078682	26.8231282	78.7188
7	36.5070582	2.8791383	200.5	51.0748644	21.8972076	55.5709
8	36.507283	2.8796513	192.3	47.8305408	20.95966	52.2213
9	36.507415	2.8799228	198.3	25.5048105	12.4001289	28.3595
10	36.5074907	2.8801395	200.5	19.9364717	6.96442503	21.1179
11	36.507543	2.880287	198.4	13.5802903	4.8152487	14.4087
12	36.5075707	2.8804532	204.2	14.9638714	2.49397857	15.1703
13	36.5075708	2.8805197	193	5.94351196	0.00893761	5.9435
14	36.5076147	2.8805232	192.2	0.38874698	4.87599783	4.8915
15	36.5076005	2.8805078	200.5	-1.53992827	-1.41993386	2.0947
16	36.5075985	2.8805145	205.5	0.61209267	-0.18271423	0.6388
17	36.5076128	2.8805505	197.8	3.33548826	1.32493006	3.589

III.5.3 Comparaison des résultats

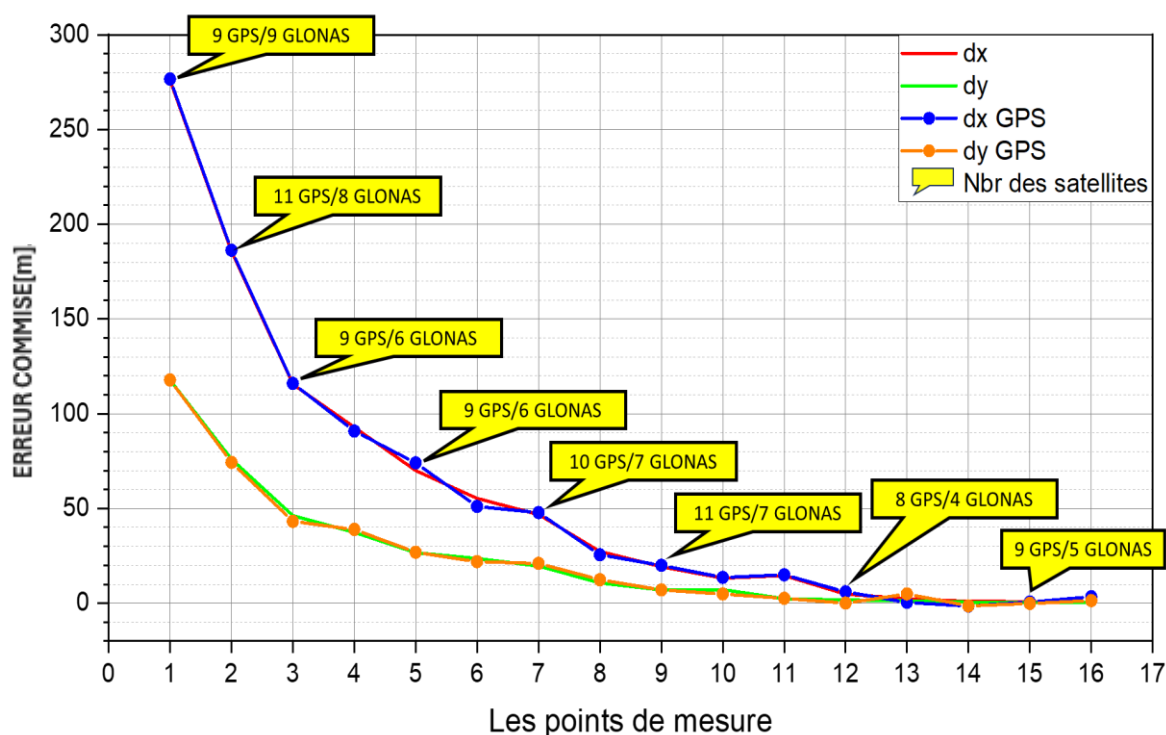


Figure III-26 Comparaison entre les résultats obtenus par "Google Maps" et "GPS u-blox M8N".

Cette figure (III-26) montre les courbes de 'dx' et 'dy' obtenues à partir des mesures et des calculs utilisant "Google Maps" et le module GPS "u-blox M8N" dans tableau (III-9) et (III-10), en tenant compte du nombre de satellites (GPS, GLONASS). On peut constater qu'il y a une correspondance entre la courbe 'dx' et 'dx GPS', ainsi qu'entre la courbe 'dy' et 'dy GPS', aux points où le nombre de satellites est élevé. En revanche, aux points où le nombre de satellites est faible, la correspondance n'est pas aussi précise.

III.5.4 Calculer l'erreur

Tableau III-11 L'erreur (E_x), (E_y), (E_d).

point	$E_x(m)$	$E_y(m)$	$E_d(m)$
1	0	0	0
2	0.63772581	0.00369654	0.5852
3	0.81592006	1.66638759	0.1321
4	0.52149152	3.01350302	0.5993
5	2.08619184	1.47907269	1.3586
6	4.01743376	0.18838132	3.8317
7	4.21694976	1.67849725	4.5373
8	1.07896943	1.36895263	1.531
9	1.75490513	1.66931213	0.9363
10	0.65729901	0.01099996	0.6231
11	0.41408584	2.39326757	0.6017
12	0.36234807	0.16609988	0.3844
13	1.18948827	1.6783365	0.8989
14	1.95494019	3.65407105	2.2484
15	2.49224828	1.93023628	1.0143
16	0.28210888	0.69609941	0.3923
17	2.86631614	0.89394715	2.9519

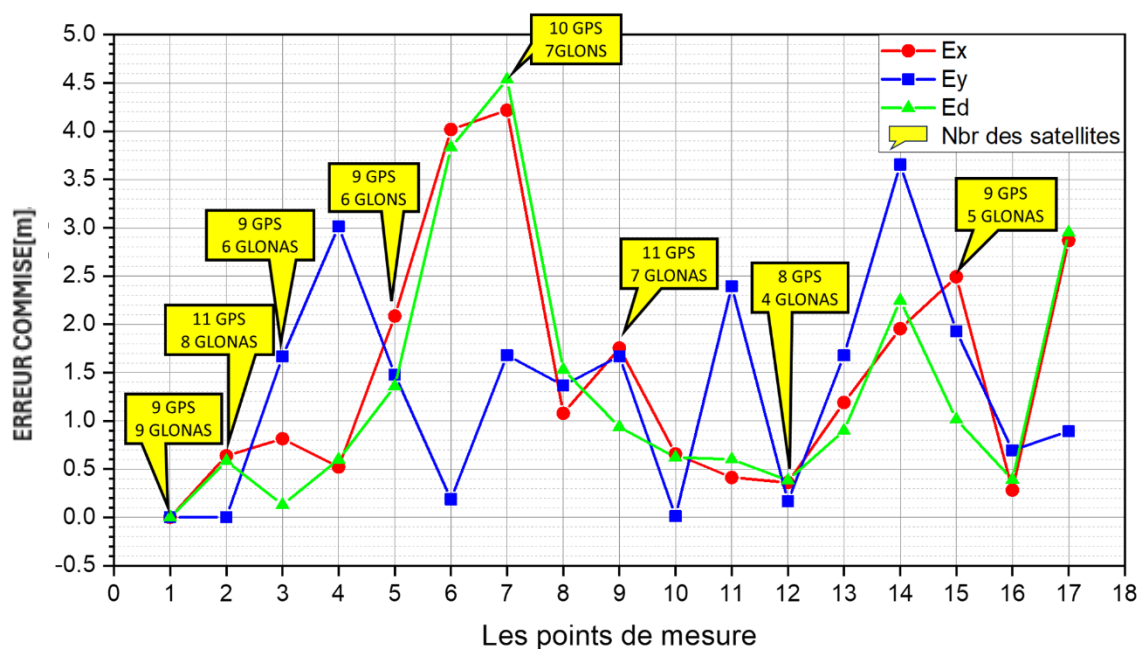


Figure III-27 L'erreur des résultats obtenus par "Google Maps" et "GPS u-blox M8N" en fonction de nombre de satellites employés.

Nous remarquons à travers le graphique de la figure (III-27) la valeur d'erreur élevée au point (3,5,7,14) et cela est lié au nombre de satellites surveillés par le capteur « GPS ublox M8N » et à son type [GPS] ou [GLONAS], contrairement aux points (1,2,9,12) La valeur de l'erreur a diminué en raison de l'augmentation du nombre de satellites utilisés.

➤ **L'erreur 'écart-type'**

$$Err_écart_type = \sqrt{\left(\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (X_i - X_m)^2\right)} \quad [52] \quad \text{III-2}$$

Où X_i : est la i-ème mesure et X_m : est la moyenne des mesures.

$$Err_écart_type(Ex) = 6.13$$

$$Err_écart_type(Ey) = 4.22$$

$$Err_écart_type(Ed) = 5.37$$

➤ **L'Erreur max**

$$\text{Erreur max} = \max [(Valeur\ réelle_1 - Valeur\ estimée_1), (Valeur\ réelle_2 - Valeur\ estimée_2), (Valeur\ réelle_3 - Valeur\ estimée_3), \dots] \quad [53] \quad \text{III-3}$$

D'après les courbes en haut, nous constatons que :

- Erreur max (Ex) = 4.2169 m
- Erreur max (Ey) = 3.6540 m
- Erreur max (Ed) = 4.5373 m

➤ **L'Erreur EQM**

$$EQM = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^n (d_{réelle} - d_{estimée})^2 \frac{1}{n}\right)} \quad [53] \quad \text{III-4}$$

- $EQM = 2.0847$

➤ **L'Erreur moyenne**

$$\text{Err_moyenne} = \frac{\sum \text{erreurs}}{n} \quad \text{III-5}$$

- Err_moyenne (Ex) = 1.5842
- Err_moyenne (Ey) = 1.4056
- Err_moyenne (d) = 1.4141

III.5.5 Expérience n°03 « calcule des accélérations sur « Matlab R2021a » avec les données du « MPU 6050 » »

Dans cette expérience, nous avons connecté le capteur "MPU 6050" avec "l'arduino NANO" comme indiqué dans la figure (III-28) et lire les résultats par le programme "arduino IDE," après quoi nous mettons ces résultats au niveau du programmeur "matlab R2021a" on calcule les valeurs de "ax", "ay" et "az" puis trace le chemin comme indiqué dans la courbe de figure (III-30).

➤ **Montage**

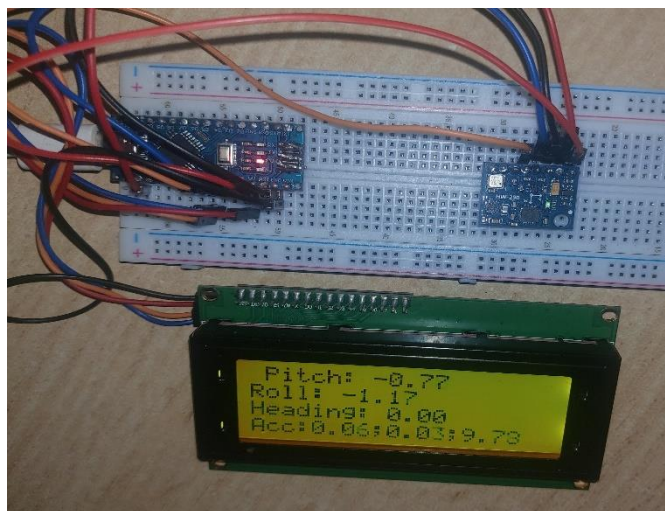


Figure III-28 Connecte le capteur MPU 6050 avec Arduino NANO.

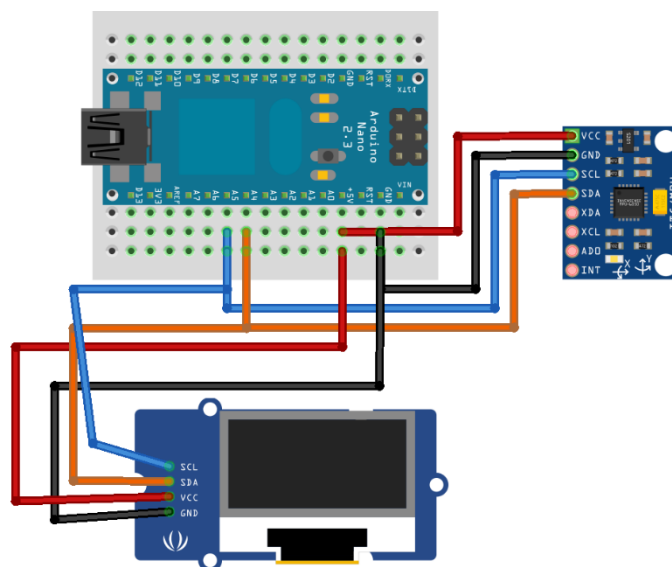


Figure III-29 connecte le capteur MPU 6050 avec Arduino NANO par sous "fritzing".

➤ **Résultats**

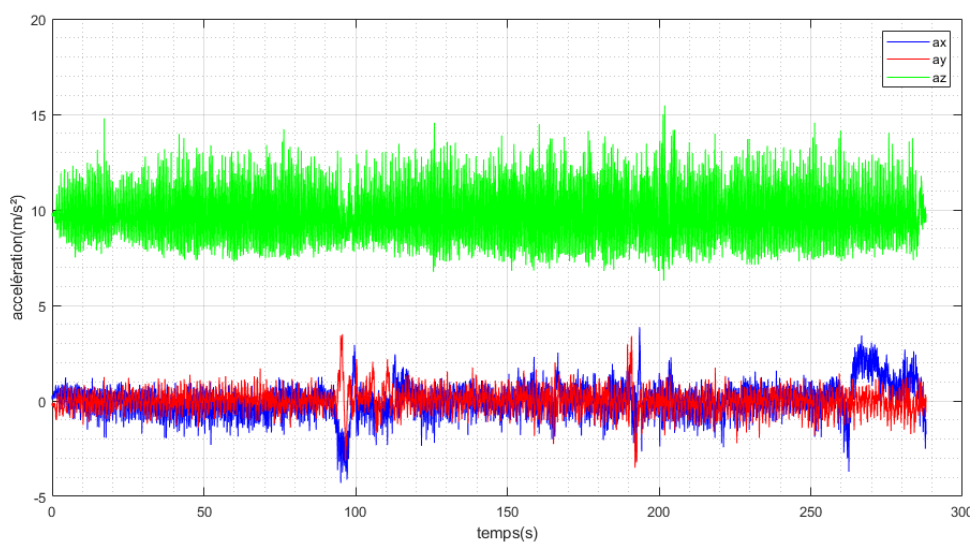


Figure III-30 Les accélérations "ax", "ay" et "az" obtenue avant le filtrage.

D'après la figure (III-30) nous constatons que les résultats des accélérations "ax", "ay" et "az" sont trop bruité, donc c'est comme ça qu'on doit utiliser le filtrage.

III.5.6 Résultats du filtrage

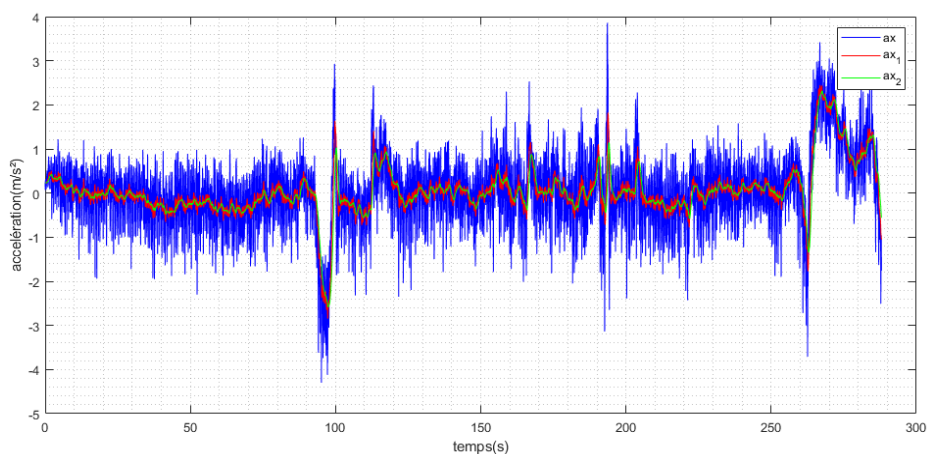


Figure III-31 L'accélération "ax" après deux étages du filtrage "ax1" et "ax2".

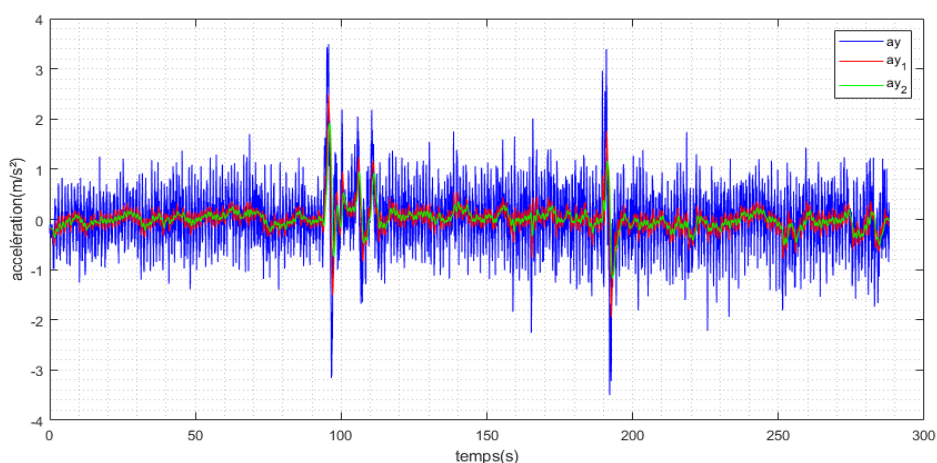


Figure III-32 L'accélération "ay" après deux étages du filtrage "ay1" et "ay2".

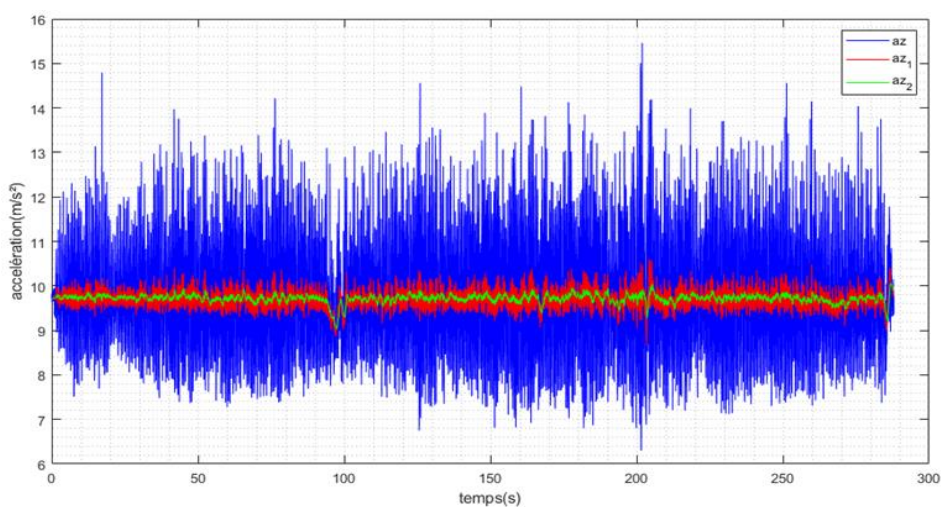


Figure III-33 L'accélération "az" après deux étages du filtrage "az1" et "az2".

D'après la figure (III-33) en remarque que l'utilisation d'un filtre complémentaire à deux étages permet de combiner les mesures d'accélération et de vitesse pour améliorer les estimations de position et de vitesse. Le premier étage compense les erreurs cumulatives de l'accéléromètre et les dérives du gyroscope, tandis que le deuxième étage affine davantage les estimations en utilisant les résultats filtrés du premier étage. Cependant, l'utilisation de deux étages peut introduire un retard supplémentaire dans le traitement des données, ce qui doit être pris en compte dans les systèmes nécessitant des réponses en temps réel. Dans certaines situations, ce retard peut être négligeable, mais dans d'autres, il peut nécessiter des ajustements pour minimiser son impact ça dépend le coefficient du filtre.

III.6 Analyse temporelle

Dans ce partie, nous calculons le temps pris pour chaque partie du code par l'oscilloscope et le temps global d'une itération comme illustre dans la figure (III-34)et (III-35).

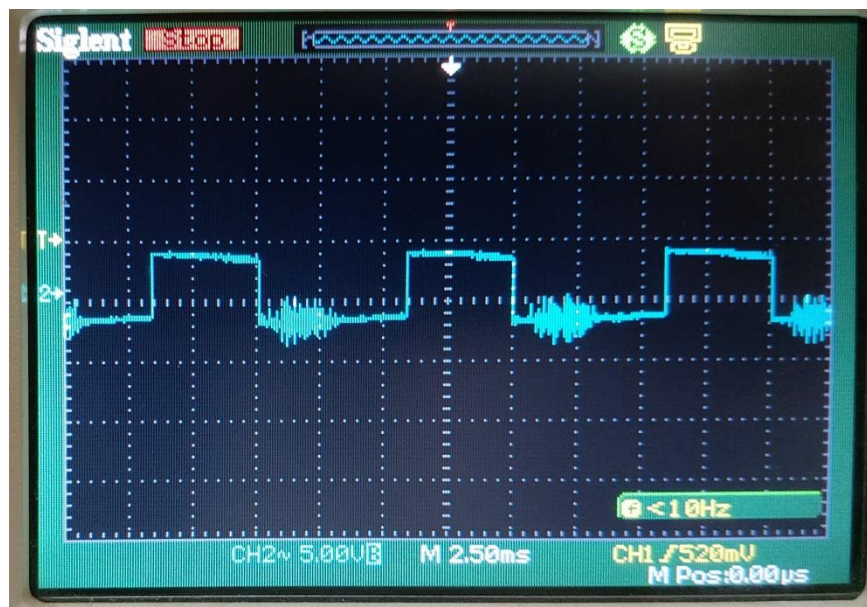


Figure III-34 Mesure du temps d'exécution pris le carte Arduino-Nano utilisant l'oscilloscope.

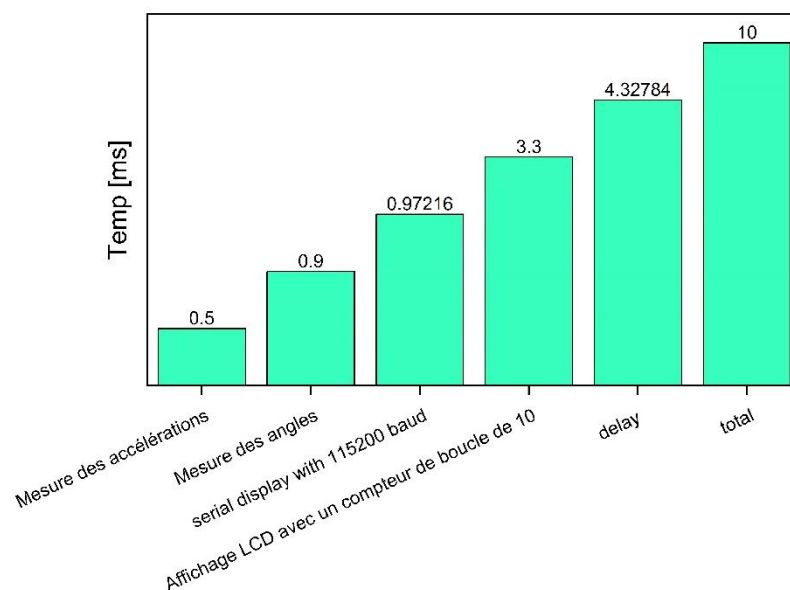


Figure III-35 Résultats de mesure du temps par l'oscilloscope de chaque partie de programme du MPU 6050.

D'après la figure (III-35) nous constatons que la mesure des données du MPU ne prend pas plus de 1.4 ms. Le reste, comme l'affichage et le délai, prend plus de temps, mais c'est nécessaire car l'affichage LCD prend beaucoup de temps, environ 33 ms pour 33 caractères. Cependant, cela ne convient pas à notre fréquence de travail de 100 Hz (période 10 ms). Nous avons donc ajouté une boucle de 10 à l'intérieur de la boucle principale pour réduire le temps à environ 3,3 ms par itération. Le reste du temps dans le délai est consacré à l'attente de la mise à jour de la position GPS. Donc même si la réception n'arrive pas à attendre au début ou au temps d'acquisition des données il y a assez de temps pour recevoir.

III.7 Fusion GPS/INS

Dans cette partie du travail en effectue la fusion GPS/INS, combinant les données de l'INS et GPS pour améliorer la précision de navigation comme la montre les figure (III-36) et (III-37).

➤ Montage

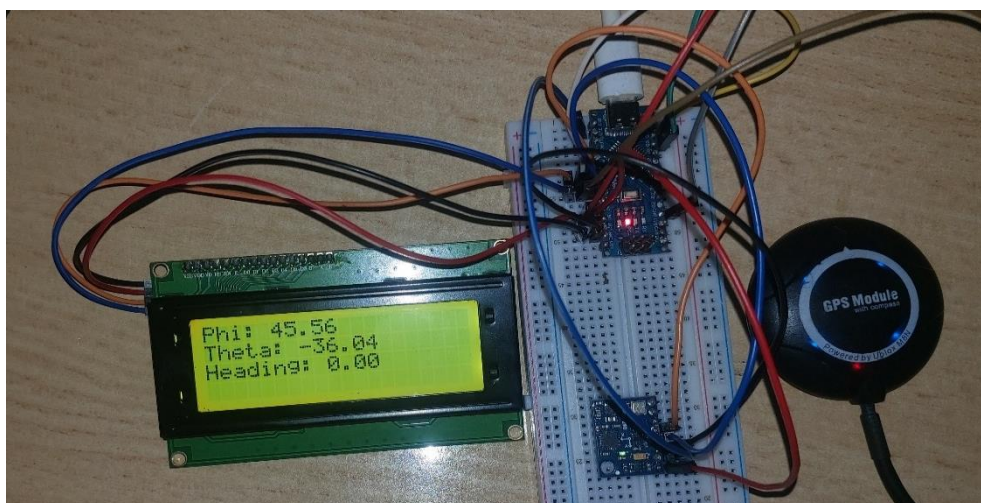


Figure III-36 Connecte le module "GPS ublox M8N", "MPU6050", "HMC5883L" et "l'Arduino NANO".

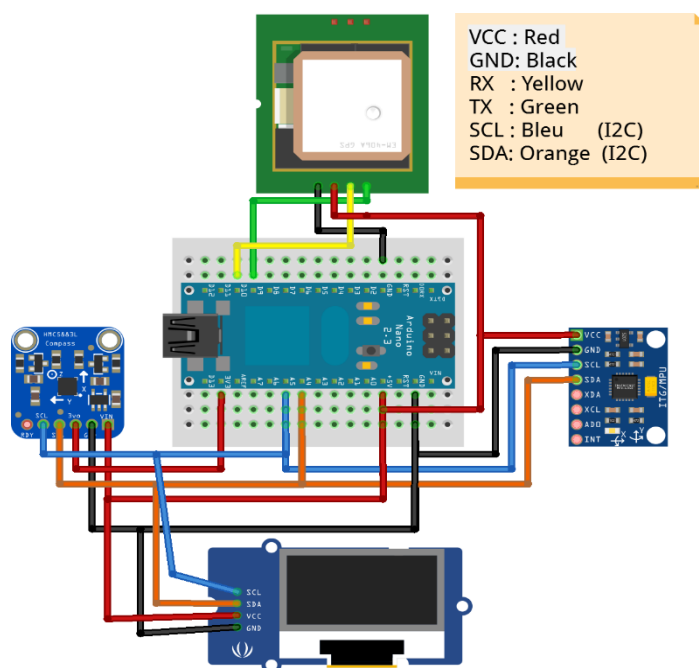


Figure III-37 Schéma de câblage module "GPS ublox M8N", "MPU6050", "HMC5883L" et "l'Arduino NANO" sous logiciel "fritzing".

➤ **Résultat**

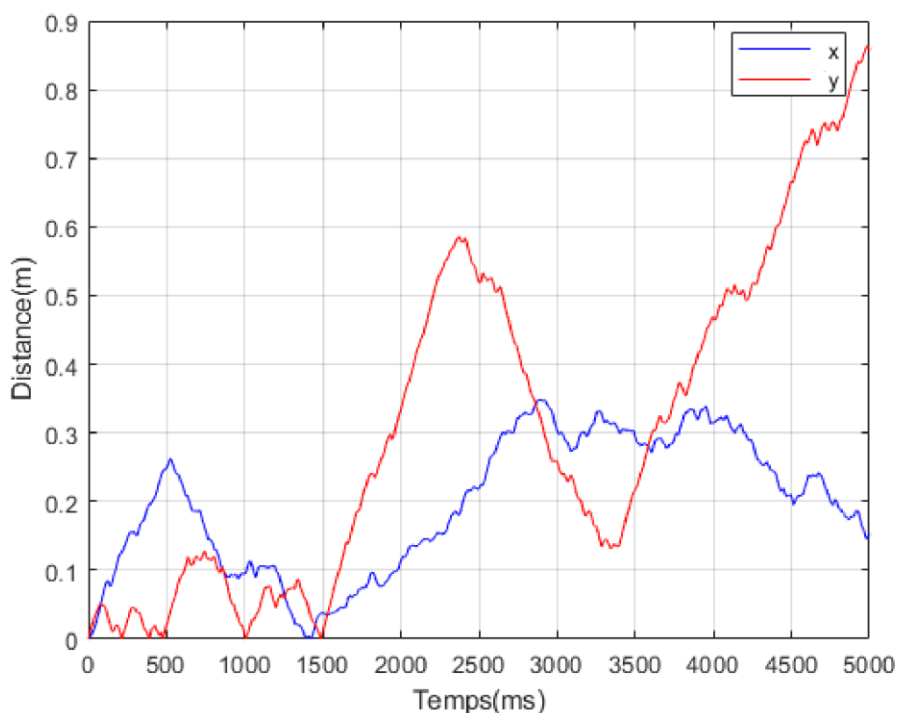


Figure III-38 Résultat "dx" et "dy" obtenus d'après l'essai la fusion GPS/INS.

Le graphe (III-38) représente les distance "dx" et "dy" dans un intervalle de 5 seconds, ses résultats obtenus d'après le premier essai de la fusion GPS/INS.

L'absence de "dz" dans la figure (III-38) et à cause qu'on a travail sur le plan (x, y) seulement et encore on peut constater que même avec le filtrage il reste un peu du bruit.

CONCLUSION GÉNÉRALE

Conclusion générale

Le travail réalisé dans ce projet de recherche s'inscrit dans le domaine de la navigation et de la commande des systèmes volants, avec un focus particulier sur l'étude et l'acquisition des données de différents capteurs embarqués sur les quadrotors. Ce travail est une continuité d'un projet de fin d'étude PFE élaboré en 2022 au niveau de l'IAB/université de Blida. Ce Projet de Fin d'études a été élaboré entre l'Ecole Supérieure de Techniques d'aéronautique-Dar El-Beida et Institut aéronautique et des études spatiales IAB/université de Blida-1. L'objectif principal était de concevoir et d'implémenter physiquement un module de positionnement basé sur l'utilisation des données d'un module récepteur GPS, d'un compas magnétique, d'un gyromètre et d'un accéléromètre à trois axes.

La première partie du travail a consisté à mettre en œuvre et à simuler le module en utilisant Simulink (Matlab). Dans un premier temps, nous avons présenté les modèles mathématiques du quadrotor et ceux de différents capteurs. Ensuite, nous avons expliqué le concept qui repose sur la fusion des données issues de différents capteurs. La fusion des données a été réalisée en utilisant le filtre complémentaire, qui permet de combiner les informations provenant des différents capteurs pour obtenir une estimation précise de l'orientation et de la position du quadrotor. La simulation a permis non-plus de bien comprendre le concept et d'assimilé tous les fondements mathématiques relatives à l'estimation des angles d'Euler par différents capteurs, ainsi que la fusion des données pour assurer la stabilité et la précision des estimées.

Ensuite, une validation expérimentale à travers une mise en œuvre physique a été entamée en utilisant la carte programmable de type Arduino-Nano, ainsi que des capteurs inertiels tels que le MPU6050, un magnétomètre HMC5883L et le récepteur GPS U-blox M8. Cette étape a permis de tester le module conçu dans des conditions réelles et de vérifier ses performances. Dans cette étape, nous avons pu se mettre en face avec les différents difficultés et imprévus relatives aux systèmes physiques tels que la nécessité de prétraiter et de filtrer les données brutes des capteurs (gyromètres, accéléromètres, récepteur-GPS) et la programmation sous langage C++ de l'IDE Arduino.

Finalement, ce Projet de fin d'études le module de positionnement a été mis à l'épreuve à travers plusieurs essais et tests pour l'estimation des angles d'Euler et la position d'un vecteur aérien, afin d'évaluer son efficacité et sa précision dans un scénario réel.

Ce projet de recherche a abouti à la conception et à l'implémentation d'un module de positionnement pour un quadrotor. Le module utilise les données d'un récepteur GPS, d'un compas magnétique, d'un gyromètre et d'un accéléromètre à trois axes pour fournir une estimation précise de la position. Les résultats de la validation expérimentale permettront d'évaluer les performances du module dans des conditions réelles. Ce travail contribue au développement des technologies de navigation et de commande des systèmes volants, et ouvre la voie à de futures améliorations et applications dans ce domaine. Le module de l'estimation de l'attitude (angle d'Euler) a été implémenté et testé sur la commande d'un système Quadrotor Laboratory-made, afin de tester l'efficacité et la fiabilité des estimées obtenues.

En conclusion, ce projet s'est révélé très enrichissant dans la mesure où il a permis de s'impliquer dans le domaine de l'avionique, la navigation inertielle et satellitaire, l'électronique digitale, et ce en ayant un tour d'horizon sur les différentes notions et concepts de base liées à l'analyse, la modélisation, la représentation, l'acquisition, prétraitement, filtrage et la commande d'un système ayant un modèle mathématique donné. Et d'autre part, ce travail consistait en une bonne opportunité pour mieux s'améliorer dans notre volet professionnel en s'interagissant avec l'aspect expérimental des sciences appliquées. En effet, la prise d'initiative, le respect des délais, et l'engagement sont des aspects essentiels de notre future carrière. On peut donc affirmer que ce projet nous a beaucoup apporté dans le domaine de l'aéronautique et nous a permis de nous donner un premier contact entre les études et le monde réel du travail, comme on a pu mettre en pratique nos connaissances théoriques acquises durant notre formation de Master.

Perspective

- Avancées technologiques pour améliorer la précision, la fiabilité et l'efficacité du système de positionnement grâce aux capteurs, à la navigation et aux technologies de communication avancées.

- Intégration de capteurs supplémentaires (LiDAR, vision par ordinateur, capteurs ultrasoniques) pour améliorer la perception de l'environnement et la navigation précise du quadricoptère, permettant des tâches plus complexes.
- Utilisation d'algorithmes de fusion avancés et d'apprentissage automatique pour améliorer la précision de la localisation, réduire les erreurs de mesure et gérer les situations complexes, telles que les mouvements rapides ou les environnements à signal faible.

Bibliographie

- [1] D.Kaplan, Elliott. *"Understanding GPS/GNSS: Principles and Applications, Third Edition"*. 2017.
- [2] Jay A.Farrel, Matthew Barth. *"The global positioning system and inertial navigation"*. 1998.
- [3] Agency, European GNSS. *"GNSS Market Report", Issue 4*. 2015.
- [4] GPS world. <http://gpsworld.com/us-air-force-releases-gps-iii-3-lunch-services-rfp/>. [En ligne]
- [5] "Official U.S. government information about the Global Positioning System (GPS) and related topics'. www.gps.gov. [En ligne]
- [6] gps world GPS III. <https://www.gpsworld.com/wp-content/uploads/2019/04/GPSIII-chart-W.jpg> . [En ligne]
- [7] "Development Report of BeiDou Navigation Satellite System, (v. 2.2)". <http://www.beidou.gov.cn>. [En ligne] décembre 2013.
- [8] Ran, C., "Status Update on the BeiDou Navigation Satellite System (BDS)", <http://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/icg/meetings/icg-10/presentations.html>. [En ligne] 2-6 Novembre 2015.
- [9] Chander, Shri Avinash. "IRNSS Is Important for the India's Sovereignty," [http://mycoordinates.org/"rNSS-is-important-for-the-india-sovereignty](http://mycoordinates.org/). [En ligne]
- [10] Fan, B., Z. Li, and T. Liu,. *"Application and Development Proposition of Beidou Satellite Navigation System in the Rescue of Wenchuan Earthquake UI,"*: Spacecraft Engineering, Vol. 4, 2008.
- [11] "The Quasi-Zenith Satellite System and IRNSS I GEOG 862". <https://www.e-education.psu.edu/geog862/node/1880>. [En ligne] 1 Janvier 2015.

- [12] "Status Update on the Quasi-Zenith Satellite System Presentation to ICG-10, Boulder, CO, 2015.". <http://www.unoosa.org/pdf/icg/2015/icg10/06.pdf>. [En ligne] 1 janvier 2015.
- [13] Mateu, I. "A Search for Spectrum: GNSS Signals in S-Band Part 1," *Inside GNSS Magazine* . Septembre 2010.
- [14] DR.S.V.Kibe. Indian SATNAV Program, "Challenges and Opportunities Presentation, Program Director, SATNAV,". www.unoosa.org/pdf/sap/2006 . [En ligne] 1 janvier 2015.
- [15] https://en.wikipedia.org/wiki/Local_tangent_plane_coordinates . [En ligne]
- [16] https://www.researchgate.net/figure/Derotation-of-coordinates-from-the-smartphone-coordinate-system-to-the-NED_fig1_347430458. [En ligne]
- [17] John, David Titterton. "*Strapdown inertial navigation technology, 2ème edition, Institution of Engineering and Technology*".. : London and the American institute of Aeronautics, 2004.
- [18] Farrell., Jay A. "*Aided Navigation - GPS with High Rate Sensors*".. : The McGraw-Hill Companies, 2008.
- [19] Weston., David H. Titterton et John L. "*Strapdown Inertial Navigation Technology 2nd Edition*". . : The Institution of Electrical Engineers, 2004.
- [20] Courcelle, A. "*Localisation d'un robot mobile : Application à l'aide à la mobilité des personnes handicapées moteur*,".. : Doctorat de l'université de METZ, France, 2000.
- [21] <http://www.sussexensors.co.uk/9901/14201.html>. [En ligne]
- [22] Abuhadrous, I. "*Système embarqué temps réel de localisation et de modélisation 3D par fusion multi-capteur*," . : thèse de doctorat, Ecole des Mines de Paris, 2005.
- [23] <https://www.amazon.in/>. [En ligne]
- [24] Nogueira, S. "*Localisation de Mobiles Par Construction de Modèles 3d En Utilisant la Stéréovision*," . : doctorat, l'université de Belfort-Montbéliard, 2009.
- [25] Bouchloukh, A. "*Odométrie Visuelle 3D pour la Localisation d'un Robot Mobile dans un Environnement Dynamique* " .. : Mémoire de Magister, EMP, 2013.

- [26] Filliat, D. "*Robotique Mobile*". : École Nationale Supérieure de Techniques Avancées, paris, 2011.
- [27] Zureiki, A. "*Fusion de Données Multi-Capteurs pour la Construction Incrémentale du Modèle Tridimensionnel Texturé d'un Environnement intérieur par un Robot Mobile*",.: Phd, LAAS-CNRS, Université de Toulouse, 2008.
- [28] Drouilly, R. "*SLAM Visuel 3D pour robot mobile autonome*," : Master de Sciences Université de Strasbourg, Septembre 2011.
- [29] Bekcheva, Maria. "*Flatness-based constrained control and model-free control applications to quadrotors and cloud computing, Automatic.*". : Université Paris Saclay (COMUE), 2019.
- [30] <https://www.aeroexpo.online/fr/prod/xcraft/product-185913-28584.html> . [En ligne]
- [31] <https://www.108talkradio.com/2020/08/20/the-us-government-grounded-dji-but-here-are-the-five-drones-it-just-approved/> . [En ligne]
- [32] https://content.pearl.be/media/cache/default/article_large_high_nocrop_v2/shared/images/articles/N/NX9/quadricoptere-autonome - ovni-avec-capteurs-a-infrarouges-et-led-ref_NX9748 . [En ligne]
- [33] <https://www.semanticscholar.org/paper/680c0b13e534f4ed281ab6312785faf747afaada> . [En ligne]
- [34] Besnard, L. "*Control of a quadrotor vehicle using sliding mode disturbance observer*".: Master Thesis, Alabama university, 2006.
- [35] <https://wikimemoires.net/2021/02/domaines-application-mouvements-du-quadrotor/>. [En ligne]
- [36] <https://cours.etsmtl.ca/gpa546/Applets/Orient3D.html>. [En ligne]
- [37] <https://fr.mathworks.com/discovery/euler-angles.html> . [En ligne]
- [38] MAAMRIA Djamaledine, LAIB Khaled. "*Commande d'un quadrirotor*". juin 2011.

- [39] KHEBBACHE, Hicham. *"Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires : Application : Système UAV de type Quadrirotor"*. : mémoire de magister, faculté de technologie, UNIVERSITE FERHAT ABBAS DE SETIF, 6 juin 2012.
- [40] BOUDGUIGA, Oussama. *"COMMANDE À SATURATION POUR LE CONTRÔLE DE LA POSITION D'UN ROBOT VOLANT DE TYPE QUADROTOR"*. MONTRÉAL : s.n., 10 Février 2016.
- [41] Kharoubi, mohamed rafik , Ghani, ouadah. *"Contrôle intelligent d'un drone"*. 2022.
- [42] N. Koksals, M. Jalalmaaband B. Fidan. *"Adaptive Linear Quadratic Attitude Tracking Control of a Quadrotor UAV Based on IMU Sensor Data Fusion"*. 2018.
- [43] Tayebi, A. et McGilvray, S. *"Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft. IEEE Trans. Control Syst. Technol."*. 2006.
- [44] I.ABUHADROUS. *"Système embarqué en temps réel de localisation et de modélisation 3D par fusion multi-capteur"*. : Thèse doctorat, Ecole des mines de paris, 14 janvier 2005.
- [45] S.Ronnback. *"Developement of an INS/GPS navigation loop for an UAV"*. : Thèse de master, l'Université de Lulea Tekniska, 2008.
- [46] <https://www.electronicwings.com/sensors-modules/mpu6050-gyroscope-accelerometer-temperature-sensor-module>. [En ligne]
- [47] <https://electroniqueamateur.blogspot.com/2019/06/fabrication-dune-boussole-avec-le.html?m=1> . [En ligne]
- [48] <https://idehack.com/quelle-est-la-meilleure-carte-arduino-comparatif/> . [En ligne]
- [49] <https://arduino.blaisepascal.fr/presentation/logiciel/> . [En ligne]
- [50] <https://www.u-blox.com/en/info/u-center-2-user-guide>. [En ligne]
- [51] <https://www.wolframalpha.com/input?input=%C3%A9quation+de+haversine+pour+distance>. [En ligne]

[52] <https://www150.statcan.gc.ca/n1/edu/power-pouvoir/ch12/5214891-fra.htm>. [En ligne]

[53] <https://www.wolframalpha.com>. [En ligne]

[54] MELIANI Meryem (2022) 'Contribution au développement d'un estimateur d'état d'un vecteur aérien avec application sur la commande d'un système Quadrotor'