

République Algérienne Démocratique Et Populaire
Ministère De l'Enseignement Supérieure Et De La Recherche Scientifique



Université De Blida
Département D'Aéronautique



Mémoire

De Fin D'études

En vue de l'obtention du Diplôme Ingénieur D'état en Aéronautique.

Option : Installation.

THEME

Etude des systèmes gyroscopiques. **Application au gyroscope MEMS**

Fait par :

M.OUADHI M^{ed} Lamine.

M.BENCHEIKH Hamza.

Encadré par :

M.MEDJADBA Hocine.

M^{eme} KHELELFA KAHINA.

Promotion: 2004 - 2005

RESUMÉ

Dans ce projet nous avons présenté une étude comparative des systèmes gyroscopiques. Puis nous avons mis en œuvre un programme de calcul qui permet à partir des données issues des capteurs inertiels (accéléromètre et gyroscope) de reconstruire la trajectoire et l'attitude d'un mobile quelconque. Suivi d'une étude numérique des effets des erreurs. En fin notre étude a été validée par une réalisation pratique en utilisant une puce gyroscopique (MEMS).

ABSTRACT

In this project we presented a comparative study of the gyroscopic systems. Then we implemented a calculation programmed which makes it possible starting from the data from the inertial sensors (accelerometer and gyroscope) to rebuild the trajectory and the attitude of an unspecified mobile according of a numerical study of the effects of the errors. In end our study was validated by a practical realization by using a gyroscopic chip (MEMS).

ملخص

في هذه المذكرة قمنا بدراسة مختلف أجهزة حساب زواوية الدوران ثم وضعنا نظام لحساب ابتداء من معطيات العطالة المركزية للملاحة مسار لمتحرك ما. وقمنا بدراسة تأثير مختلف الأخطاء العطالة على مسار المتحرك. و أخيرا قمنا بصناعة جهاز حساب زواوية الدوران باستعمال تكنولوجيا مامس.

TABLE DES MATIERES

Remerciements

Dédicaces

Résumé

Abréviations et Symboles

Liste des figures

Liste des tableaux

Introduction 1

CHAPITRE I : Généralité sur les gyroscopes

I.1) Introduction	2
I.2) Capteurs inertiels	2
I.3) Modèles d'erreurs dans les capteurs inertiels	3
I.3.1) Le biais	3
I.3.2) La dérive	3
I.3.3) Le facteur d'échelle	3
I.3.4) La résolution	3
I.3.5) Modèle de mesure le biais, dérive, facteur d'échelle, résolution, plage de mesure, erreur d'échelle. Bande passante	4
I.4) Capteurs inertiels de rotation	4
I.5) Gyroscopie et gyromètre	5
I.6) Gyroscopes mécaniques (Inertie de la matière)	7
I.6.1) Principe de fonctionnement d'un gyroscope Mécanique	7
I.6.2) Classification des gyroscopes Mécaniques	8
I.6.2.1) Gyroscopes mécaniques avec élément rotatif	8
I.6.2.2) Gyroscopie mécanique vibrant	9
I.6.3) Utilisation de gyroscope Mécanique	10
I.6.4) Performance des gyroscopes mécaniques	10
I.7) Gyroscopie optique	11
I.7.1) Principe de fonctionnement	11
I.7.1.1) Description de l'effet de SAGNAC	11
I.7.2) Types des gyroscopes optiques	14

I.7.2.1) Les gyroscopes à fibre optique	14
I.7.2.2) Le gyroscope Laser	17
I.7.2.2.1) Difficultés de réalisation du gyromètre laser	18
I.7.3) Utilisation des gyroscopes optiques	18
I.7.4) Avantage et inconvénient des gyroscopes optiques.....	18
I.7.5) Performance des gyroscopes optiques.....	19
I.8) Gyroscope electro-mécanique (MEMS)	19
I.8.1) Introduction	19
I.8.2) Définition de la Technologie MEMS	20
I.8.3) L'essor des MEMS.....	20
I.8.4) Modèle économique du développement d'un MEMS spécifique.....	20
I.8.5) L'avenir des MEMS	21
I.8.6) principe de fonctionnement	21
I.8.6.1) L'effet de Coriolis	21
I.8.6.2) Calcul de la force de Coriolis	21
I.8.6.3) Utilisation de l'effet de Coriolis pour réaliser le gyroscope ADXRS	22
I.8.6.4) Détection par capacité	24
I.8.7) avantages	24
I.8.8) Performances et caractéristiques.....	24
I.8.9) Mode d'utilisation	25
I.9) Conclusion	26

CHAPITRE II : Reconstitution d'une trajectoire

II.1) Introduction.....	27
II.2) Notion des repères.....	27
II.2.1) Le système véhicule «b» (body)	27
II.2.2) Le système navigation «n».....	28
II.3) Représentation d'attitude.....	29
II.3.1) Rotation	29
II.3.1.1) La rotation de roulis, ϕ	29
II.3.1.2) Tangage, θ	30
II.3.1.3) Lacet, Ψ	31
II.3.2) Equation d'attitude.....	32
II.3.3) Transformation Véhicule (b)-Navigation (n).....	34
II.4) Equation de la position	36
II.5) Conclusion.....	38

CHAPITRE III : Résultat de simulation

III.1) Introduction.....	39
III.2) Test de l'algorithme de reconstitution de la trajectoire.....	39
III.2.1) Signaux d'accélération mesurés par les accéléromètres suivant les trois axes dans le repère mobile.....	39
III.2.2) Signaux de vitesse de rotation mesurés par les gyroscopes suivant les trois axes dans le repère mobile.....	40
III.2.2.2) Evolution des trois angles d'Euler.....	40
III.2.2.2) Evolution des positions suivant les trois axes.....	41
III.2.3) Accélérations dans le repère fixe.....	41
III.2.3.1) Accélérations selon les trois axes dans le repère fixe.....	41
III.2.4) Vitesse dans le repère fixe.....	42
III.2.4.1) Vitesses selon les trois axes du repère fixe.....	42
III.2.4.2) Vitesse résultante dans le repère fixe.....	43
III.2.5) Trajectoires reconstituées.....	43
III.3) visualisation des effets des erreurs sur la reconstruction de la trajectoire.....	44
III.3.1) Effet des erreurs sur les accélérations.....	44
III.3.1.1) Cas d'un biais constant sur les accélérations (biais sur une seule accélération).....	44
III.3.1.2) Cas d'un biais constant sur les accélérations (même biais sur les trois accélérations).....	44
III.3.1.3) Cas d'un biais aléatoire sur les accélérations (biais sur une seule Accélération).....	45
III.3.2) Effet des erreurs dues aux gyroscopes.....	46
III.3.2.1) Cas d'un biais constant sur la mesure de la vitesse de rotation sur l'axe X.....	46
III.3.2.2) Cas d'un biais constant sur la mesure de la vitesse de rotation sur l'axe Y.....	46
III.3.2.3) Cas d'un biais constant sur la mesure de la vitesse de rotation sur l'axe Z.....	47
III.3.2.4) Cas d'un biais constant sur la mesure des trois vitesses de rotation.....	47
III.3.2.5) Cas d'un biais aléatoire de moyenne nulle.....	48
III.4) Etudes Des effets du biais et le facteur d'échelle sur la reconstruction de trajectoire dans le cas d'un mouvement sur un plan.....	48
III.4.1) Effet d'un biais constant sur l'accélération.....	49
III.4.2) Effet d'un biais aléatoire de moyenne nulle.....	51
III.4.3) Evolution de l'erreur en fonction de l'écart type du biais.....	52
III.4.4) Effet des fluctuations du facteur d'échelle pour l'accélération.....	52
III.4.5) Effet d'un biais constant pour la vitesse de rotation.....	53
III.4.5.1) Effet sur la reconstruction de la trajectoire.....	53

III.4.5.2) Variation de l'attitude en fonction du biais.....	53
III.4.5.3) Erreur de position en fonction du temps.....	54
III.4.6) Cas d'un biais aléatoire de moyenne nulle.....	55
III.4.6.1) Erreur de position en fonction de l'écart.....	55
III.4.6.2) Effet du facteur d'échelle	56
III.5) Trajectoire reconstituée dans le cas où tous les paramètres sont pris en considération.....	56
III.5) Conclusion.....	57

CHAPITRE IV : Application de ADXRS 150°/s pour la reconstruction de la trajectoire

IV.1) Introduction	58
IV.2) Réalisation de la plaque électronique.....	58
IV.2.1) Choix des capteurs (Gyroscope).....	58
IV.2.2) choix des conditionneurs des signaux	59
IV.2.2.1) Soustracteur	59
IV.2.2.2) Les filtres	60
IV.2.2.3) L'amplificateur.....	61
IV.2.2.4) Intégrateur à ampli- op.....	62
IV.2.3) Systèmes d'alimentation	63
IV.2.4) Réalisation de la plaque	63
IV.3) Conception d'un programme qui reconstitue une trajectoire	64
IV.4) Les testes de l'ADXRS.....	64
IV.5) Les testes réels	65
IV.5.1) Les testes sur plate forme tournante	65
IV.5.1.1) Sens des aiguilles d'une montre	66
IV.5.1.1) Sens contraire aux aiguilles d'une montre.....	67
IV.5.2) Les testes sur un mobile	69
IV.5.2.1) Teste d'une trajectoire quelconque	69
IV.5.2.2) Reconstitution d'une trajectoire carrée	71
IV.5.2.3) Reconstitution d'une trajectoire Circulaire.....	73
IV.5.2.4) Reconstitution d'une trajectoire triangle	74
IV.5.5) Reconstitution d'une trajectoire d'un huit	76
IV.6) Conclusion	77

Conclusion et perspectives.

Bibliographie.

ACRONYMES

GYRO	: Gyroscope.
FOG	: Gyroscope à fibre optique.
IFOG	: Gyroscope à fibre optique interférométries.
RLG	: Gyroscope laser.
MEMS	: Micro electro mechanical system.
IMU	: L'unité de mesure inertielle.
INS	: Système de navigation inertielle.
B	: Repère véhicule (mobile).
N	: repère de navigation.
LTP	: le plan tangent local.
NED	: Nord, Est, vers le bas.
ENU	: Est, nord, vers le haut.
DCM	: Direction Cosinus Matrice.
Amplis-op	: Amplificateur opérationnelle.
RC	: Résistance, condensateur.

SYMBOLES

ω	: signal d'entrée (vitesse de rotation).
S	: signal de sortie.
B	: Le biais.
K	: Facteur d'échelle.
(°/s)	: degré par heure.
$d\omega$: Modification de signal d'entrée.
dS	: Modification de signal de sortie.
$\dot{\theta}_e$: Axe d'entrée.
$\dot{\theta}_s$: Axe de sortie.
S1	: Un cadre externe.
S0	: Support.
S2	: Un cadre interne.
M0	: Un moteur.
LS	: Une lame séparatrice.
$M_{1,2,3}$: Les miroirs.
R	: Rayon de l'interféromètre, de la fibre optique.
τ	: Le temps de transit.
$\Delta\phi_s$: Le déphasage.
L	: La longueur de la bobine.
D	: Le diamètre de bobine.
λ	: Longueur d'onde.
C	: La vitesse de la lumière.
M	: La masse.
G	: L'espacement des faisceaux .
ρ	: L'angle de rotation.
ϕ	: Roulis.
θ	: Tangage.
ψ	: Lacet.
$R(\phi, \theta, \psi)$: La matrice de passage suivant les trois axes.

C_{bn} : Matrice de transformation du repère -n au repère -b.
 X, y, z : Les axes horizontale, transversal et verticale.
 P, q, r : Les vitesses angulaires suivant les trois axes x, y, z .
 a_x, a_y, a_z : Trois composants de translation (accélération).
 V : La vitesse.
 P : La position.
 S : sinus.
 C : cosinus.
 Hz : Hertz
 V : volt
 Am : Ampère

LISTE DES FIGURES

Figure I.1	-Représentation du facteur d'échelle, biais et résolution.....	04
Figure I.2	-Les phénomènes physiques.....	06
Figure I.3	-Les différents types de gyroscope.....	06
Figure I.4	-Représentation d'un gyroscope.....	07
Figure I.5	-Classification des gyroscopes mécaniques.....	08
Figure I.6	-Gyroscope à 1 de liberté.....	08
Figure I.7	-Gyroscope à 2 degrés de liberté.....	09
Figure I.8	-Élément d'asservissement de plate-forme inertielle.....	10
Figure I.9	-Exemple d'utilisation d'un gyroscope.....	10
Figure I.10	- Représentation de l'effet de SAGNAC.....	12
Figure I.11	-Schéma de principe de l'interféromètre.....	12
Figure I.12	-L'interféromètre est en rotation à la vitesse Ω	13
Figure I.13	-Schéma d'un gyromètre à fibre optique.....	15
Figure I.14	-Architecture de la boucle ouverte IFOG.....	16
Figure I.15	-Architecture de la boucle fermée IFOG.....	17
Figure I.16	-Diagramme schématique simplifié d'un système RLG.....	17
Figure I.17	-Exemple d'accélération de Coriolis.....	22
Figure I.18	-La démonstration de l'effet de Coriolis en réponse à une masse résonnante de silicium suspendue à l'intérieur d'une armature.....	22
Figure I.19	-Schéma de la structure mécanique du gyroscope.....	23
Figure I.20	-La structure complète.....	23
Figure II.1	-Repère véhicule.....	27
Figure II.2	-Repère terrestre.....	28
Figure II.3	-Rotation horizontale avec un angle ϕ par rapport l'axe x.....	29
Figure II.4	-Rotation verticale avec angle θ par rapport l'axe des y.....	30
Figure II.5	-Rotation avec un angle ψ orienter par rapport l'axe des z.....	31
Figure II.6	-Evaluation des données (vitesse de rotation).....	32
Figure II.7	-Les six paramètres de mouvement.....	36
Figure II.8	-Evaluation des données (Accélération).....	36
Figure II.9	-Evaluation des données inertielles (mécanisation globale de INS).....	38
Figure III.1	-Représentation des accélérations dans le repère mobile.....	39
Figure III.2	- Les vitesses de rotation dans le repère mobile.....	40
Figure III.3	-Représentation des angles d'Euler.....	40
Figure III.4	-Représentation de la position.....	41
Figure III.5	-Représentation des accélérations dans le repère fixe.....	42
Figure III.6	-Représentation des vitesses de rotation dans le repère fixe.....	42
Figure III.7	- Vitesse résultante dans le repère fixe.....	43

Figure III.8	-Représentation de la trajectoire reconstituée	43
Figure III.9	-Effet des erreurs sur une seule accélération	44
Figure III.10	-Effet des erreurs sur les trois accélérations.....	44
Figure III.11	-Effet des erreurs aléatoire sur une seule accélération	45
Figure III.12	-Effet des erreurs aléatoire sur les accélérations	45
Figure III.13	-Effet des erreurs dues aux gyroscopes sur l'axe X	46
Figure III.14	-Effet des erreurs dues aux gyroscopes sur l'axe Y	46
Figure III.15	-Effet des erreurs dues aux gyroscopes sur l'axe Z.....	47
Figure III.16	-Effet des erreurs dues aux gyroscopes sur les trois axes	47
Figure III.17	-Effet d'un biais aléatoire de moyenne nulle.....	48
Figure III.18	-La reconstruction d'une trajectoire dans un plan	49
Figure III.19	-Représentation d'attitude	49
Figure III.20	-Effet d'un biais constant sur la trajectoire	50
Figure III.21	-L'erreur de position	50
Figure III.22	-L'évolution de l'erreur en fonction de biais	51
Figure III.23	-Effet d'un biais aléatoire de moyenne nulle.....	51
Figure III.24	-Evolution de l'erreur en fonction de l'écart type du biais.....	52
Figure III.25	-Effet des fluctuations du facteur d'échelle pour l'accélération	52
Figure III.26	-L'effet sur la reconstruction de la trajectoire.....	53
Figure III.27	-Variation de l'attitude en fonction du biais.....	53
Figure III.28	-Erreur de position en fonction du temps.....	54
Figure III.29	-Erreur de position en fonction du biais	54
Figure III.30	-L'effet du biais aléatoire de moyenne nulle.....	55
Figure III.31	-Erreur de position en fonction de l'écart.....	55
Figure III.32	-Effet du facteur d'échelle	56
Figure III.33	-L'effet de tout les paramètre sur la position.....	56
Figure IV.1	-Représentation gyros ADXRS	49
Figure IV.2	-Principe de filtre.....	60
Figure IV.4-	-La repense d'un filtre passe-bas	60
Figure IV.5	-Principe de l'amplificateur	61
Figure IV.6	-La repense de l'amplificateur	62
Figure IV.7	-Principe de l'intégrateur	62
Figure IV.8	-La réponse de l'intégrateur.....	62
Figure IV.9	-Systèmes d'alimentations.....	63
Figure IV.10	-Gyros MEMS	63
Figure IV.11	-Signal de sortie de l'ADXRS (sans rotation)	64
Figure IV.12	-La vitesse de rotation en fonction de la tension de moteur	64
Figure IV.13	-Matériel utilisé pour le test	65
Figure IV.14	-présentation de la plate forme tournante.....	65
Figure IV.15	-signale délivré par la carte	66
Figure IV.16	-Représentation de l'angle de rotation (sens de l'aiguille de la montre) ..	66

Figure IV.17	-Représentation de la trajectoire	67
Figure IV.18	-Représentation de vitesse de rotation (sens contraire des aiguilles de la montre)	68
Figure IV.19	-Représentation de vitesse de rotation (sens contraire des aiguilles De la montre)	68
Figure IV.20	-Représentation de l'angle de la trajectoire (sens contraire des aiguilles de la montre).....	69
Figure IV.21	-Représentation de vitesse de rotation (trajectoire quelconque)	70
Figure IV.22	-Représentation de l'angle de rotation (trajectoire quelconque).....	70
Figure IV.23	-Représentation de la trajectoire (trajectoire quelconque)	71
Figure IV.24	-Représentation de vitesse de rotation (trajectoire carrée)	71
Figure IV.25	-Représentation de l'angle de rotation (trajectoire carrée)	71
Figure IV.26	-Représentation de la trajectoire (trajectoire carrée).....	72
Figure IV.27	-Représentation de vitesse de rotation (trajectoire circulaire.....	73
Figure IV.28	-Représentation de l'angle de rotation (trajectoire circulaire)	73
Figure IV.29	-Représentation de la trajectoire (trajectoire circulaire).....	74
Figure IV.30	-Représentation de vitesse de rotation (trajectoire triangulaire)	74
Figure IV.31	-Représentation de l'angle de rotation (trajectoire triangulaire).....	75
Figure IV.32	- Représentation de la trajectoire (trajectoire triangle).....	75
Figure IV.33	-Représentation de vitesse de rotation (trajectoire d'un huit)	76
Figure IV.34	-Représentation de l'angle de rotation (trajectoire d'un huit)	76
Figure IV.35	- Représentation de la trajectoire (trajectoire d'un huit).....	77

LISTE DES TABLEAUX

Tableau I.1	- Performances des gyroscopes mécanique.....	9
Tableau I.2	- Performances des gyroscopes optiques	18
Tableau I.3	- Performances et caractéristiques d'un ADXRS	24
Tableau I.4	-Mode d'utilisation.....	25
Tableau I.5	-comparaison entre les différents gyroscopes	26

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Introduction générale

Le domaine de la navigation inertielle est un domaine très vaste, et très complexe car il est en évolution permanente. D'autre plus qu'il appelle à diverse technologie, et jouent un rôle important dans l'évolution des aéronef.

Les systèmes autonomes de navigation sont basés sur le fait que le gyroscope donne une grandeur mesurable.

La vocation initiale de notre projet est l'étude du système gyroscopique et l'application au gyroscope MEMS.

Pour réaliser cette étude, nous avons subdivisé notre mémoire en quatre chapitres :

- Le premier chapitre est consacré sur l'étude des différents types des gyroscopes existants.
- Puis une seconde chapitre qui parle sur la reconstitution d'une trajectoire (cette partie contient des algorithmes qui définissent la position et l'attitude d'un mobile).
- Suivi d'un troisième chapitre qui donne l'exécution du programme (résultat de simulation) et l'effet des erreurs.
- On arrive au quatrième chapitre, c'est la réalisation d'un gyroscope MEMS. L'objectif de cette partie c'est la reconstitution d'une trajectoire à partir des données réelles.
- Enfin, on termine avec une conclusion générale.

CHAPITRE I

Généralités sur les gyroscopes

1.1) Introduction

Le système de navigation inertiel ou INS (Inertiel Navigation Système) est un système de navigation véritablement autonome, de la catégorie des systèmes à l'estime capable de fournir vitesse et position de façon continue. Il peut être utilisé dans n'importe quel milieu : terre, océans, espace. En aéronautique, il est devenu l'équipement de base pour la navigation long-courrier.

Voici quelques dates significatives qui ont jalonné l'évolution continue de la navigation inertielle durant ces dernières décennies. En 1923, Maximilien Schuler réalise la première combinaison accéléromètre- gyroscope et, en 1924, Claude Abbot, aux États-Unis, est l'auteur de la première plate-forme à trois axes. Le premier équipement opérationnel est embarqué en 1940 sur les fusées. Dans les années 1960 ces systèmes sont implantés à bord des sous-marins et des avions de combat. Il faut attendre les années 1970 pour les voir apparaître dans les avions civils long-courriers.

Une centrale inertielle (CI) dont le nom est dû au fait qu'ils utilisent les propriétés **inertielles** de la matière ou de la lumière, détermine une trajectoire par discrétisation (estimation).

Les lois de la mécanique classique, formulées par Newton, sont à la base du calcul de vitesses par **intégration** de l'accélération. Le positionnement dans un système de référence nécessite la connaissance de l'orientation spatiale ou attitude des accélérations ou vitesses.

Les systèmes de navigation inertielle INS sont donc composés d'**accéléromètres** que l'on oriente à l'aide de **gyroscopes**.

1.2) Capteurs inertiels

Les capteurs inertiels sont des appareils permettant de mettre en évidence le caractère inertiel ou non, des repères auxquels ils sont liés. Il s'agit donc essentiellement des gyromètres et des accéléromètres, et par extension des gravimètres et des gradiomètres. Le rapide développement de ces appareils a très largement profité des travaux théoriques. Qui a, à la fois introduit les notions utilisées en interférométrie atomique. Et développé les outils permettant d'interpréter les résultats obtenus.

En une dizaine d'années, de nombreux capteurs inertiels ont alors été réalisés à travers le monde.

1.3) Modèles d'erreurs dans les capteurs inertiels

Les capteurs sont caractérisés par un modèle d'erreur qui permet de relier la valeur indiquée par l'appareil à la valeur de la grandeur mesurée. La grandeur mesurée (vitesse ou angle de rotation, ou accélération) est appelée grandeur d'entrée. Nous allons traiter le cas où la grandeur d'entrée est la vitesse de rotation, elle sera donc notée Ω . La valeur indiquée par l'appareil est appelée grandeur de sortie et sera notée S .

Mais comme pour tout capteur, il reste des erreurs de mesure et sont les suivantes :

1.3.1) Le biais

Le biais est l'erreur la plus évidente. Il s'agit tout simplement d'une valeur additionnelle. Lorsque le signal d'entrée Ω est nul, il peut arriver que le signal de sortie S ne le soit pas. Cette valeur du signal de sortie, dans les conditions d'étalonnage, est appelée le biais de l'appareil, Il correspond donc à B_0 .

$$S(t) = \Omega(t) + B_0$$

1.3.2) La dérive

C'est le défaut de la stabilité, mesurée en degrés par heure « (°/h), ou en degrés par seconde (°/s), dépendent de la technologie mise en oeuvre et de la qualité de la « suspension » de l'élément sensible et de son isolement vis-à-vis des influences externes (température, gravité, gaz ambiant, etc.).

1.3.3) Le facteur d'échelle

Lorsque l'appareil détecte un signal en entrée, il fournit un signal à sa sortie. Une modification $d\Omega$ du signal d'entrée entraîne une modification dS du signal de sortie. Le rapport de la variation du signal de sortie à la variation du signal d'entrée, dans les conditions d'étalonnage, est appelé le *facteur d'échelle* et vaut :

$$K_0 = \frac{dS}{d\Omega}$$

Le facteur d'échelle est alors juste un nombre qui définit le facteur de proportionnalité entre le signal d'entrée (vitesse de rotation, angle ou accélération) et la valeur du signal de sortie.

1.3.4) La résolution

C'est la vitesse minimale détectable.

1.3.5) Modèle de mesure le biais, dérive, facteur d'échelle, résolution, plage de mesure, erreur d'échelle. Bande passante

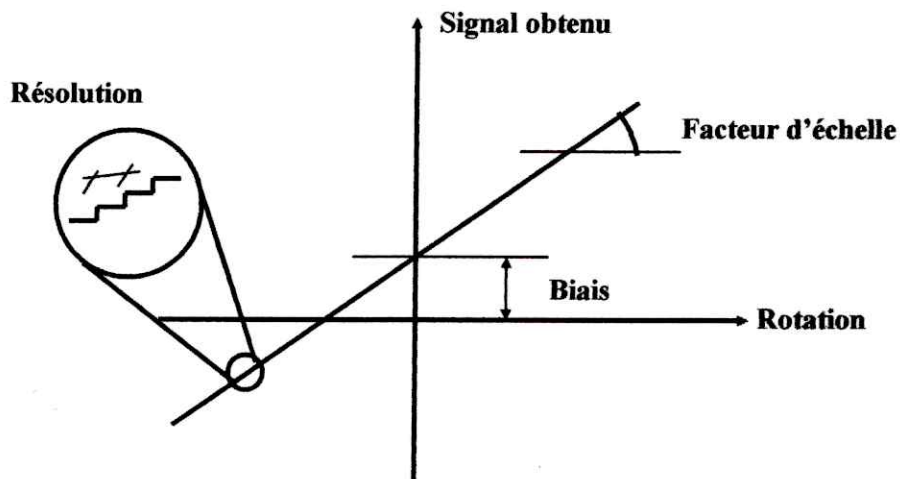


Figure 1.1 : Représentation du facteur d'échelle, biais et résolution

1.4) Capteurs inertiels de rotations

Les anciens navigateurs, sans l'aide des instruments de navigation, explorèrent les côtes de l'Europe, de l'Asie et de l'Afrique. Les Vikings atteignirent même l'Amérique du Nord. Toutes ces expéditions se firent cependant au prix de nombreux naufrages.

Les meilleurs d'entre eux savaient reconnaître leur route et l'évolution du temps à divers signes : l'aspect du ciel, la position des astres, la couleur et la saveur de l'eau, le comportement des animaux, etc. Ce savoir a généralement disparu, sauf chez certain peuple du pacifique qui savent encore, avec une simple pirogue, rejoindre une île située à des centaines de milles.

Aujourd'hui, la science de la navigation est divisée en quatre techniques principales : la navigation dit « à l'estime », qui évalue la position approximative d'un bateau uniquement d'après sa route et sa vitesse ; le pilotage, qui consiste à diriger le navire en se référant fréquemment à des repères terrestres ; la navigation astronomique, qui se fonde sur l'observation des corps célestes pour déterminer la position du vaisseau à la surface de la terre ; la navigation électronique, qui emploie du matériel radio électronique. Par exemple la vitesse du missile ainsi ses angles de tangage, lacet et de roulis sont mesurés grâce à des gyroscopes, des gyromètres, et des accéléromètres embarqués.

1.5) Gyroscope et gyromètre

Le gyroscope est un appareil capable de fournir une direction physique de référence et corrélativement une information de rotation angulaire, sous forme d'un écart angulaire, ou d'un angle total compris entre 0° et 360° , vis-à-vis d'un référentiel absolu ou « **inertiel** », il transforme une information mécanique (la rotation) en une information de nature analogique ou numérique (la mesure chiffrée de la vitesse de rotation).

Le Gyromètre est un appareil capable de fournir une information de vitesse angulaire, vis-à-vis d'un référentiel absolu (c'est-à-dire fixe par rapport aux étoiles).

Dans un certain nombre de cas un même appareil peut être capable de fonctionner en gyroscope ou en gyromètre. Le problème posé est quelle est la différence entre les deux systèmes ?

Deux termes existent en français : le gyromètre et le gyroscope. Ils définissent deux types d'appareils à vocations différentes.

En anglais le mot "*gyroscope*" existe, tandis que le mot "*gyrometer*" n'existe pas. On ne peut donc pas faire facilement la distinction entre les deux types d'appareils. Ce problème peut être écarté en utilisant le terme "*gyro*", qui ne donne aucune information sur le fait qu'il s'agisse d'un gyromètre ou d'un gyroscope. Une autre solution, consiste alors à appeler les gyromètres : "*rate gyro*" ; et les gyroscopes : "*rate-integrating gyro*", bien que cette dénomination sous-entend généralement qu'il s'agit de gyromètres ou de gyroscopes.

A l'heure actuelle, ces appareils mettent en jeu divers phénomènes physiques.

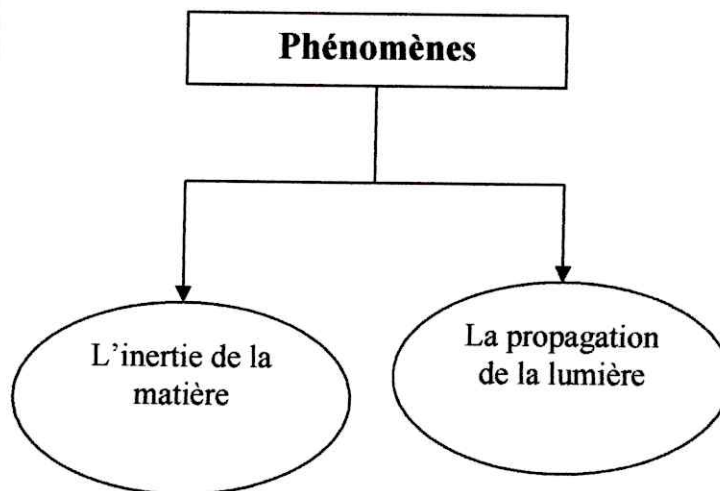


Figure I.2 : Les phénomènes physiques

Après ces phénomènes on cite les différents types de gyroscope.

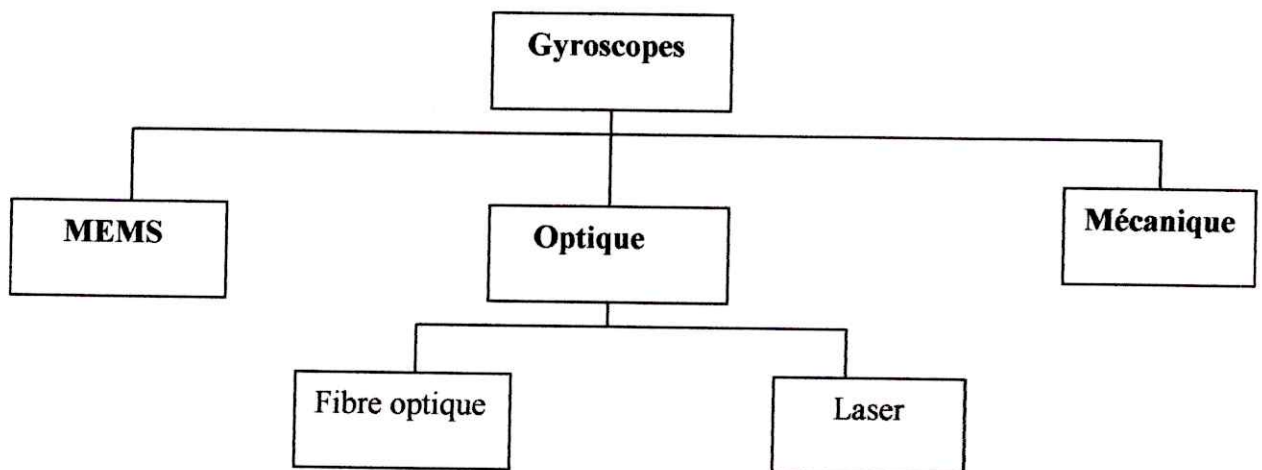


Figure I.3 : Les différents types de gyroscope

1.6) Gyroscopes mécaniques (Inertie de la matière)

Le gyroscope **mécanique**, dépend sur les démonstrations de Léon Foucault, respectivement en février 1851 et septembre 1852. On sait que le plan d'oscillation d'une pendule, ou l'axe d'une toupie en rotation rapide a la propriété de conserver une direction fixe dans l'espace inertiel.

1.6.1) Principe de fonctionnement d'un gyroscope Mécanique

Un gyroscope est défini comme étant une masse tournante ayant un ou plusieurs degrés de liberté de mouvement autour de son axe de révolution. La masse tournant est le rotor du gyroscope.

Ce rotor ayant une rotation rapide W (spin) autour d'un axe appelé axe propre (spin axis) support de vecteur W (voir la figure).

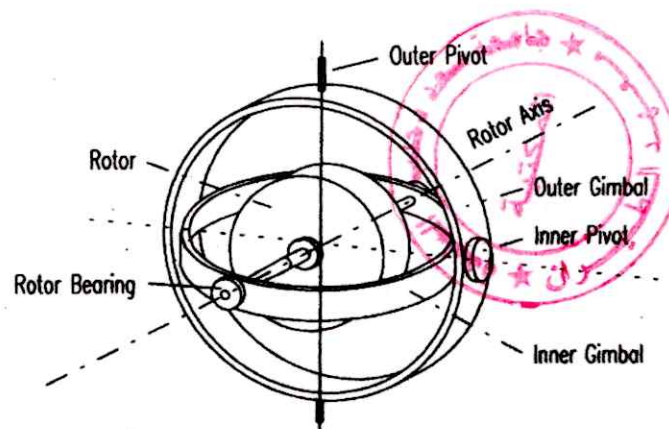


Figure I.4: Représentation d'un gyroscope

Afin d'utiliser le gyroscope comme élément capteur, il doit être monté de manière à ce qu'il soit libre pour opérer et manifester ses propriétés. Pour cette raison, le rotor de gyroscope est monté, en utilisant des roulements à bille, dans un anneau mouvant dit balancier (gimbal).

Cet anneau est monté, encore avec des roulements à billes, à l'intérieure d'un second anneau et les deux disposés perpendiculairement l'un à l'autre.

Enfin un châssis (forme assembly) est ajouté 90° par rapport à l'anneau extérieur pour porter le rotor et ses deux anneaux.

1.6.2) Classification des gyroscopes Mécanique

Il s'agit des capteurs mécaniques, lesquels présentent toujours un élément mobile.

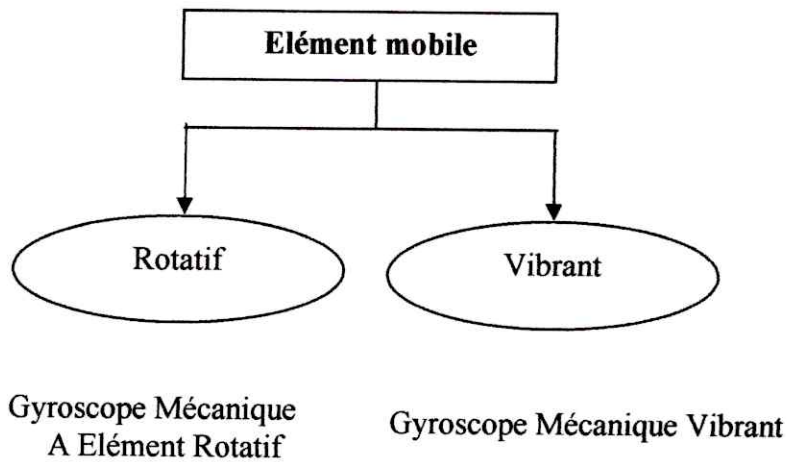


Figure I.5 : classification des gyroscopes

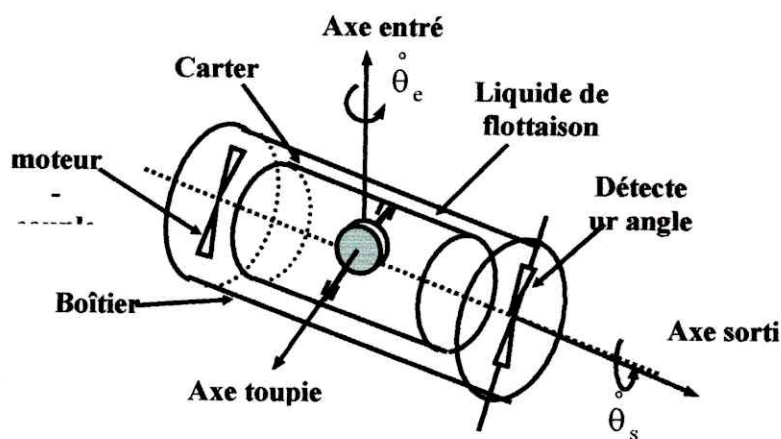
1.6.2.1) Gyroscopes mécaniques avec élément rotatif

Il s'agit de capteurs mécaniques, présentant toujours un élément mobile. Ce dernier est l'élément rotatif, et d'après les types de montage utilisés dans les équipements de bord gyroscopique sont classifiés selon leurs degrés de liberté.

Gyroscope à 1 degré de liberté

La toupie est reliée au carter par un axe (axe de spin) perpendiculaire à l'axe de sortie, cet axe peut être matérialisé par des roulements à billes par exemple.

Un moteur électrique d'entraînement de la toupie lui communique un moment cinétique H . un détecteur d'angle (inductif) mesure le décalage angulaire du carter / boîtier.



FigureI.6 : schéma d'un gyroscope à 1 de liberté

Gyroscope à 2 degrés de liberté

Le montage comprend :

Un cadre externe (S1) mobile autour de Z suivant l'angle ψ par rapport au support S0. un moteur M0 agit sur l'axe de S1 pour exercer éventuellement un couple moteur d'axe Z.

Un cadre interne S2 mobile suivant l'angle θ par rapport à S1. Un moteur M1 agit sur l'axe x de S2 pour exercer éventuellement un couple moteur d'axe x.

Une toupie S3 en rotation vitesse constante Ω autour de l'axe z de S2.

On suppose un montage au cardan idéal, c'est-à-dire avec des armatures extrêmement légères (masse négligeables) et disposant de paliers sans frottement.

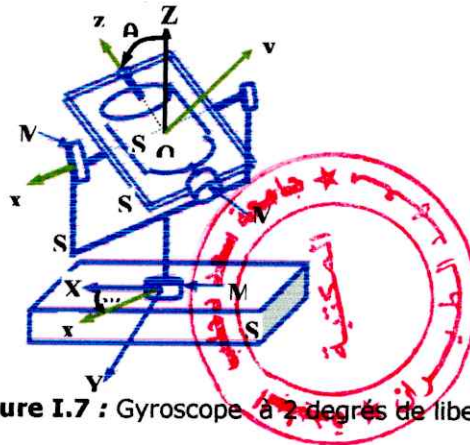


Figure I.7 : Gyroscope à 2 degrés de liberté

1.6.2.2) Gyroscope mécanique vibrants

Les gyroscopes vibrants représentent aujourd'hui une nouvelle et importante technologie inertielle, non seulement parce que, pour certains d'entre eux, ils ont montré leur capacité à être très performants (on dit alors qu'ils sont de classe inertielle), mais contrairement aux gyroscopes mécaniques à toupie ou le nombre de variété est assez réduit.

Le principe de base des gyroscopes vibrants a été mis en évidence par Foucault au milieu du 19ème siècle. Il a démontré qu'un élément vibrant tendait à maintenir son plan de vibration lors d'une rotation. La détermination de la vitesse angulaire s'effectue de la manière suivante : le mouvement vibratoire induit une vitesse oscillatoire. Si le capteur tourne autour d'un axe orthogonal à cette vitesse, on retrouve une accélération de Coriolis. Cette accélération de Coriolis modifie le mouvement vibratoire et c'est cette modification qui est détectée et qui sert à déterminer la vitesse angulaire.

1.6.3) Utilisation de gyroscopes Mécanique

- Mémorisation d'une direction absolue stellaire : voyages interplanétaires, avions, sous-marins.
- Principalement comme élément d'asservissement de plate-forme inertielle

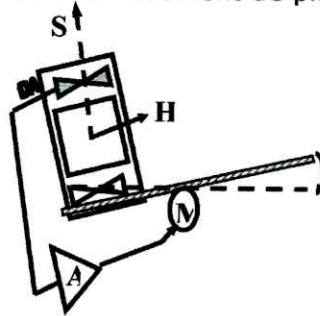
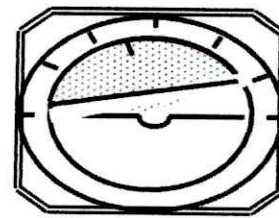
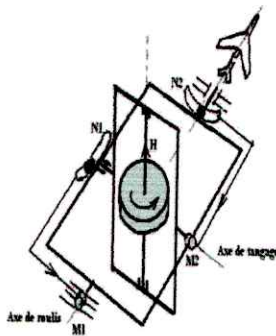


Figure I.8 : élément d'asservissement de plate-forme inertielle

Exemple d'utilisation d'un gyroscope Mécanique est : l'horizon artificiel à bord d'un avion.



Virage à droite en piqué

Figure I.9 : Exemple d'utilisation d'un gyroscope

1.6.4) Performance des gyroscopes mécanique

Caractéristique	Gyroscope vibrant	Gyroscope rotatif
Dérive	5 degrés par heure	10E-4E degré par heure
Domaine de mesure	Jusqu'à 500 degrés par seconde	Jusqu'à 100 degrés par seconde
Volume occupé	0,1 litre	0,1 litre
Masse	100 grammes	500 grammes
Temps de mise en fonctionnement	Moins d'une minute	De 5 à 10 minutes
Domaine thermique	De -20°C à 80°C	Souvent plus de 10°C
Consommation	0,2 watt	0,3 watt
Accélération supportée	Jusqu'à 50 g	??

Tableau I.1 : Performance des gyroscopes mécanique

Les qualités requises d'un bon gyroscope sont d'une grande fiabilité, une bonne stabilité de la dérive permettant une large compensation, une relative insensibilité aux conditions ambiantes, un grand domaine de mesure...etc.

1.7) Gyroscope optique

Dans tous les gyroscopes mécaniques, le système qui entretient la rotation impose un certain nombre de conditions, notamment en terme d'encombrement et de coût. Comme, de plus, la libre rotation de la pièce mécanique doit être assurée par un système fiable et quasiment exempt de frottements, les gyroscopes classiques sont des instruments volumineux, au coût élevé et possèdent un certain nombre de désavantages (temps de chauffe, masse, domaine thermique de fonctionnement, etc.), peu compatibles avec les conditions d'utilisation désirées, dans des domaines où la miniaturisation est vitale, comme l'avionique.

Pour ces raisons, plusieurs d'autres types de gyroscopes ont été développés : des gyroscopes optiques, auxquels nous allons maintenant nous intéresser. Après avoir étudié l'expérience fondamentale de ce domaine, et le « gyrolaser » qui en découle, nous aborderons un second type de gyroscope actuellement en plein essor, et nous verrons comment résoudre quelques-uns des problèmes qu'il pose.

1.7.1) Principe de fonctionnement

Sous certaines conditions, le déphasage à la sortie d'un interféromètre peut être sensible à la rotation et à l'accélération du repère lié à l'appareil. Cet effet est connu sous le nom d'effet SAGNAC ; il est très général et peut s'appliquer à des ondes de natures très différentes.

1.7.1.1) Description de l'effet de SAGNAC

Cet effet a mis en évidence en 1913 par G. SAGNAC grâce à un interféromètre optique placé sur une table tournant rapidement.

Le principe est une rotation par rapport à l'espace inertiel pouvait être détectée à partir d'un montage optique sans pièce mobile.

Cette expérience est restée pendant longtemps une curiosité sans réelle application pratique. Les progrès fondamentaux de l'optique moderne le « laser » et la « fibre optique » ont profondément influencé la potentialité de cet effet.

Le système de l'effet SAGNAC est un interféromètre comportant une lame séparatrice, trois miroirs, une source lumineuse et une photo détectrice.

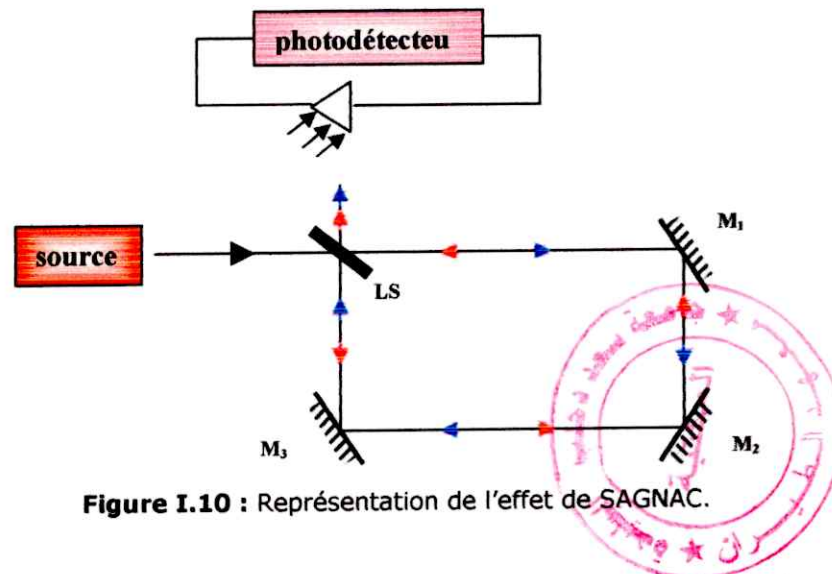


Figure I.10 : Représentation de l'effet de SAGNAC.

L'effet de SAGNAC est un effet complexe qui, si on n'y prend pas garde, peut être mal interprété. Les articles traitant de cet effet dans le cas optique ne manquent pas et les façons de le calculer sont quasiment aussi nombreuses.

Ce système est posé sur une table qui peut être mise en rotation (PR) autour d'un axe central perpendiculaire au plan de la table.

Pour simplifier, l'explication de l'effet SAGNAC on considère, un chemin circulaire.

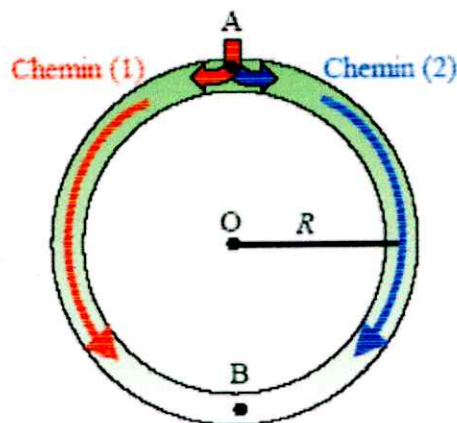


Figure I.11 : schéma de principe de l'interféromètre.

L'onde est injectée dans les deux sens en A, les ondes se propagent jusqu'en B où elles vont interférer.

-La lumière d'entrée est divisée en deux ondes «contrapropagatives», qui reviennent en phase après être propagées en sens opposé.

Cet appareil est posé sur un plateau tournant à la vitesse angulaire Ω par rapport à l'axe (Oz) (voir **Figure**). On injecte l'onde lumineuse en un point A le long des deux chemins (1) et (2). Après avoir parcouru la moitié de la boucle, les deux ondes sont recombinaées en B et interfèrent ensemble. L'interféromètre, et en particulier les points A et B, sont liés au repère tournant.

- Lors de la mise en rotation du dispositif, il existe une différence de marche entre les deux ondes.

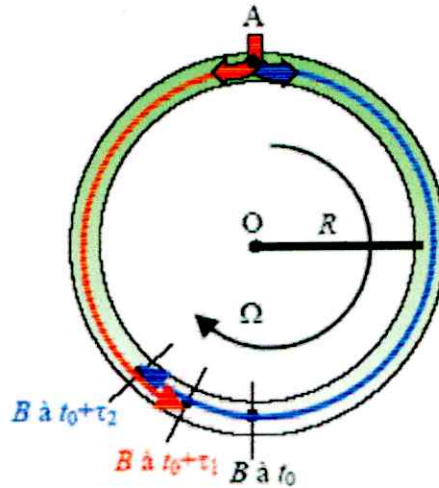


Figure I.12 : l'interféromètre est en rotation à la vitesse Ω .

Les deux ondes n'arrivent pas au même instant au point B.

Pendant le temps de transit τ le long du chemin fermé, le séparateur s'est déplacé en B' à cause de la rotation, donc l'onde de chemin 02 se propage sur un chemin plus long que l'onde de chemin 01. Comme les vitesses sont identiques, ceci produit un retard entre les deux ondes. D'où un déphasage dans l'interféromètre.



Cette explication conduit à :

-Un temps de transit : $\tau = 2\pi R / C$

-Un déplacement : $AB' = 2\Omega R$

On obtient

$$AB' = 2\pi R^2 \Omega / C$$

- Le déphasage :

$$\Delta\phi_s = 2\pi 2 AB' / \lambda$$

$$\Delta\phi_s = 8\pi^2 R^2 \Omega / \lambda C$$

Nous allons voir maintenant comment l'effet de SAGNAC peut être exploité dans différents types d'appareils à visée commerciale, L'effet SAGNAC n'est pas très sensible à la rotation. Les appareils que nous allons décrire s'appuient donc sur quelques développements techniques permettant d'améliorer leur sensibilité à la rotation. Après ces technique on peut citer les différents type de gyros optique.

1.7.2) Types des gyros optiques

Suivant les techniques utilisées les gyromètres optiques sont sélectionnés comme suit : gyros fibre optique et les gyros optique actifs ou gyros - laser.

1.7.2.1) Les gyros à fibre optique

Le développement dans les années 70 des télécommunications par fibre optique a permis d'envisager une nouvelle approche de gyromètre optique le gyros fibre.

Celui ci utilise un interféromètre comme le montage original de SAGNAC. N'était pas a priori limité par les problèmes de la cavité active du gyrolaser

Le déphasage induit par une rotation devient dans ce cas :

$$\Delta\phi_s = 8N\pi^2 R^2 \Omega / \lambda C$$

$$\Delta\phi_s = 2\pi LD\Omega / \lambda C$$

Avec

$$L = 2\pi NR \quad \text{Est la longueur de la bobine.}$$

$$D = 2\pi \quad \text{Le diamètre de bobine.}$$

Ce résultat ne dépend ni par l'indice de réfraction de la fibre, ni de sa structure.

Exemple :

Si $\lambda = 840nm$, $L = 200m$, $D = 300mm$, $N = 200$ Tours

Ce qui conduit à un déphasage SAGNAC de radian pour une rotation de 1200°/s.

Et le schéma suivant présente le principe d'un gyromètre à fibre optique.

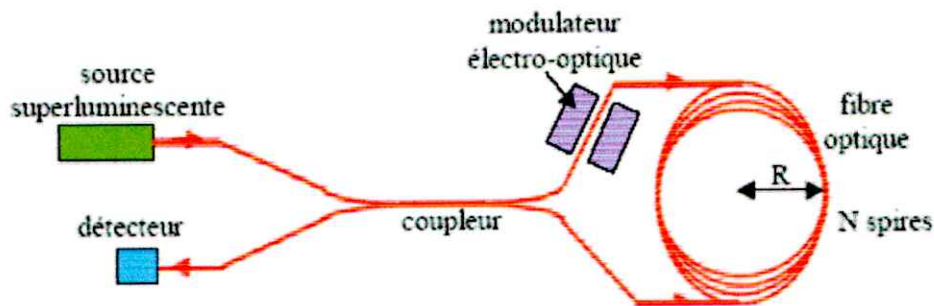


Figure I.13 : schéma d'un gyromètre à fibre optique.

Cette figure donne une première idée de la constitution d'un gyromètre à fibre optique .par rapport au matériel de SAGNAC, les principales différences sont :

- la source lumineuse (petite lampe électrique, chez SAGNAC) est constituée par une diode laser ou une diode superluminescente ;
- l'effet SAGNAC est augmenté par addition des déphasages obtenus sur un grand nombre de spire (1000à10000) ;
- la stabilité des déphasages est améliorée considérablement par la polarisation imposée aux ondes horaire et anti-horaire ;
- la sensibilité du système de mesure interférométriques ($\lambda /10$ chez SAGNAC) est considérablement améliorée (jusqu'à $\lambda /10^8$) par modulation de signaux.
- le détecteur est une diode photoélectrique.

Le gyroscope à fibre- optique interférométriques peut fonctionner avec deux configurations différentes: **boucle ouverte** et **boucle bloquée (fermé)**. En configuration de boucle ouverte les informations sur l'angle de rotation sont obtenues directement par le signal électrique au rendement. Dans la boucle bloquée déphasage non réciproque est produit dans la boucle de rétroaction pour annuler tout le déphasage. L'appliqué vis-à-vis de déphasage fournit l'information environ le taux de rotation.

Gyroscope à fibre-optique interférométries en boucle ouverte

La configuration de boucle ouverte et représenter dans la figure suivante :

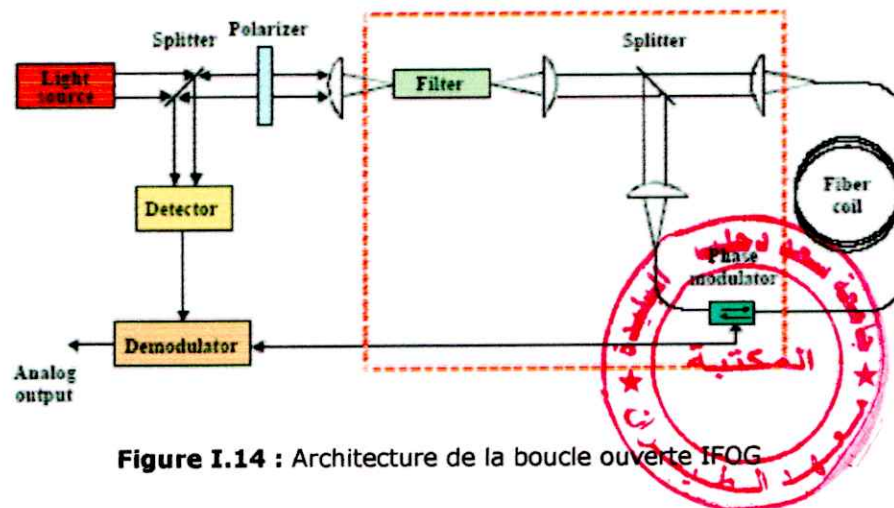


Figure I.14 : Architecture de la boucle ouverte IFOG

Dans n'importe quel dispositif de l'interféromètre, le signal de sortie est le résultat de l'interférence entre deux ondes lumineuses.

Pour mesurer exactement l'effet de SAGNAC et, alors, pour augmenter la qualité de gyroscope, il est nécessaire de réduire toutes les différences de phase. Ainsi, la réciprocité est la condition fondamentale pour IFOG.

Le faisceau de source est couplé dans un chemin optique. Le passage par un système optique composé par un filtre et des polariseurs pour choisir et garantir la présence de juste un mode dans la structure. C'est parce que chaque mode dans la structure a un chemin indépendant qui peut éprouver perturbations environnementales.

Le deuxième diviseur est utilisé pour créer, dans la fibre, deux ondes lumineuses qui sentent l'effet de SAGNAC. Après l'enroulement les deux faisceaux recombinent dans l'interféromètre.

Le modulateur de phase est employé pour s'appliquer une polarisation dynamique de phase produite par une onde sinusoïdale, de ce fait sensibilité croissante. Si la fréquence f_m de modulation est suffisamment, le bruit électronique est évité. Le signal au rendement de la photodiode est démodulé et traité pour produire un résultat correspondant à l'importance et au sens de la rotation.

Gyroscope à fibre -optique interférométries en boucle fermé

La configuration générale d'une boucle bloquée IFOG est sur le schéma suivant :

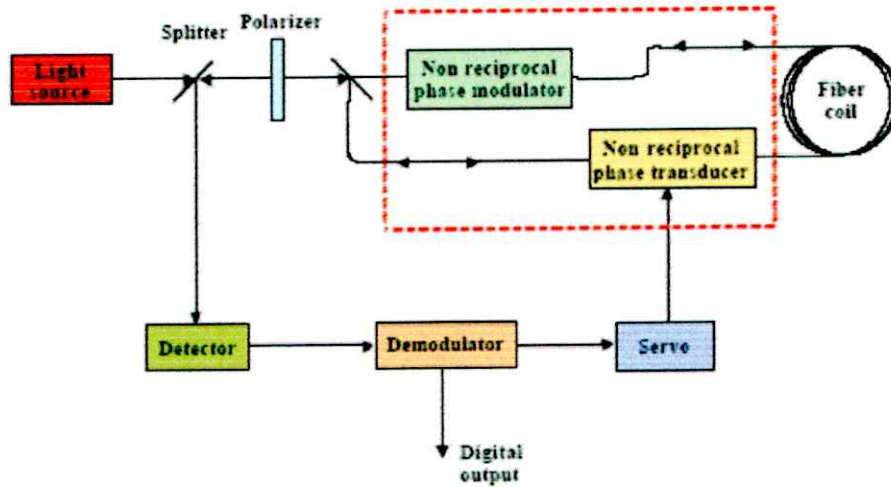


Figure I.15 : Architecture de la boucle fermée IFOG

Dans cette configuration le rendement de démodulateur traverse un amplificateur « servo » qui conduit un capteur de phase placé dans l'interféromètre. Tout le déphasage devient égal à zéro parce que le capteur de phase présente un déphasage non réciproque, mais l'opposé dont le signe, à cela produit par l'effet de SAGNAC quand le dispositif tourne. Le rendement du système est alors le rendement du capteur de phase.

1.7.2.2) Le gyroscope Laser

Il est de forme triangulaire ou carrée. La forme triangulaire ne nécessite que trois miroirs, la forme carrée conduit à un facteur géométrique Plus favorable.

-ce **trajet** est constitué par un tube capillaire (quelques millimètres de diamètre) foré dans un matériau d'une grande stabilité dimensionnelle et imperméable au mélange gazeux remplissant le tube capillaire.

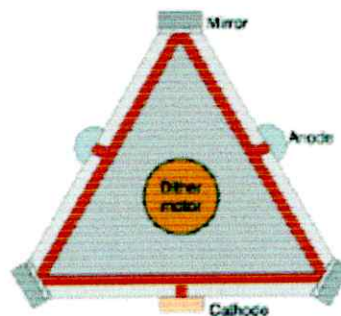


Figure I.16 : Diagramme schématisé simplifié d'un système RLG.

Ce **mélange** est constitué à partir d'hélium et de néon sous une pression de 3 à 5 mm hg (400 à 700 pa). L'ionisation est produite par une cathode et deux anodes permettant d'obtenir deux circuits ioniques présentant une grande symétrie ; cette symétrie est renforcée par une alimentation anodique équilibrée en courant (quelques milliampères) ; la longueur d'onde, obtenue, voisine de 0,6 μm , correspond au rouge orangé.

La réflexion des rayons lumineux est effectuée par des miroirs **multicouches** de haute qualité conduisant à des pertes d'énergie extrêmement faibles. Ces miroirs sont souvent fixés par adhérence moléculaire ce qui permet d'éviter les problèmes de dégazage qui seraient posés par des colles.

1.7.2.2.1) Difficultés de réalisation du gyromètre laser

Le principe des gyromètres laser est connu au moins depuis 1960 ; cependant, la production en série n'est intervenue chez Honeywell, premier producteur mondial, qu'en 1982, après un développement ayant coûté 50 millions de dollars.

Les difficultés de réalisation de cet appareil sont notamment dues :

- aux propriétés du matériau de base entrant dans la fabrication du circuit optique ; ce matériau, nécessairement très stable, est également très dur et très cassant, ce qui implique pour l'usinage l'utilisation d'outillages spéciaux ;
- à la nécessité de réaliser des miroirs présentant un excellent pouvoir de réflexion et conservant cette qualité en dépit de l'influence du rayonnement laser qu'il réfléchit ;
- à la fixation des miroirs sur le bloc rigide du circuit optique, à cause des risques de contamination du gaz de la cavité par les gaz dégagés par les colles.

1.7.3) Utilisation des gyros optique

Centrales inertielles et composants montés en STRAPDOWN (directement sur la structure d'un véhicule).

1.7.4) Avantage et inconvénient des gyros optiques

Les Avantages sont :

- La commande de la longueur du chemin optique n'est pas nécessaire.
- Bonne sensibilité.
- non sensible aux chocs et aux vibrations dus à la structure interférométriques.
- Domaine de mesure très grand
- Linéarité et stabilité remarquables
- Totale insensibilité aux accélérations du véhicule porteur
- Erreur de mesure inférieure 0.01 °/heure (pour les gyros laser) et 0.02° /heure (pour les gyros laser).

Les inconvénients sont :

- l'utilisation d'une fibre très longue de mode unitaire permet d'augmenter la sensibilité, la dérive causée par les composants analogues et l'influence de la température et des conditions environnementales.
- Encombrement important.

1.7.5) Performance des gyroscopes optiques

Caractéristique	Gyroscope à fibre optique	Gyroscope laser
Dérive	Jusqu'à 10E-5E degré par heure	10E-6E degré par heure
Volume occupé	2 litres	4 litres
Masse	200 grammes	1,4 kilogramme
Temps de mise en fonctionnement	1 minute	??
Domaine thermique	De -40°C à 80°C	De -10°C à 60°C
Consommation	12 watts	Plus de 40 watts
Accélération supportée	Jusqu'à 30 g	??

Tableau I.2 : Performance des gyroscopes optiques

La technologie gyrolaser, bien que très performant. Conserve toute fois quelques désavantages, comme l'utilisation d'un plasma comme milieu amplificateur reste tout de même une limite de sa durée de vie.

Le gyros fibre est maintenant reconnu comme une technologie essentielle pour les systèmes futurs. C'est en effet le premier gyromètre « état solide » sans gaz, ni plasma, ni mécanique mobile.

1.8) Gyroscope Micro electro- mécanique (MEMS)

1.8.1) Introduction

Le concept de **Microsystème** est né, à la fin des années 1980, aux États-Unis, des études sont mené à l'université de Berkeley pour intégrer, sur une même puce de silicium, des capteurs avec traitement du signal et actionneurs. L'intégration de certains capteurs avec leur traitement de signal était déjà bien explorée depuis quelques années (capteurs thermiques, capteurs de vision, capteurs magnétiques de Hall...); la nouveauté tenait à l'intégration des actionneurs électrostatiques sous forme de moteurs rotatifs ou linéaires. Ce concept a très rapidement suscité un vif intérêt dans le monde. Appelé MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) aux États-Unis, il s'est appelé Micromachines au Japon et MST (Microsystèmes Technologies) en Europe. On utilise en France le terme de Microsystème.

Les raisons de cet intérêt et de la mobilisation qui s'en est suivie sont au moins au nombre de deux :

- du point de vue du chercheur, ce concept pose des questions nouvelles en termes de matériaux, de compatibilité technologique et de méthodologies de conception des systèmes.
- du point de vue de l'ingénieur, il y a, dans le concept, des perspectives d'intégration et de fabrication collective de nouveaux produits qui, par leur faible coût, devraient rapidement pénétrer des marchés tenus par des produits assemblés de manière plus classique et même ouvrir de nouveaux marchés, ne serait-ce que par le côté attractif de la réduction des dimensions.

En dix années, la situation a beaucoup évolué. De nombreux exemples de réalisations ont été explorés. Des premières générations de produits ont été commercialisées. On peut considérer aujourd'hui que la faisabilité est acquise et que l'on s'engage dans une deuxième grande étape de recherche-développement de produits nouveaux en vue de leur industrialisation.

1.8.2) Définition de la Technologie MEMS

Les MEMS (Micro Electro Mechanical System), sont des systèmes électromécaniques dont la taille est comprise typiquement entre 1 et 300 μm . Ces micro systèmes multifonctionnels, peuvent interagir avec le monde non électrique par des capteurs et des actionneurs.

Cette nanotechnologie est apparue il y a une douzaine d'années. Elle peut en fait changer la conception des produits dans presque tous les domaines. Hormis son faible coût, la miniaturisation apporte de nombreux avantages.

Le matériau « Roi » des microsystèmes reste le silicium que nous connaissons bien dans ses caractéristiques de semi-conducteur appliqué à la microélectronique et que l'on redécouvre avec d'excellentes propriétés mécaniques et d'innombrables possibilités de combinaisons pour réaliser des fonctions optiques, chimiques ou biochimiques.

1.8.3) L'essor des MEMS

Selon le Groupe américain Cahners In-Stat /MDR (société d'études de marché indépendante), le marché des MEMS est estimé à 4,7 milliards de dollars en 2002 et atteindre 7,1 milliards de dollars en 2004.

1.8.4) Modèle économique du développement d'un MEMS spécifique

Investissement : 1 à 2 M€.

Quantités annuelles : 10K à 200K.

Coût unitaire : 100€ à 10€.

Time to Market : 5 à 10 ans.

1.8.5) L'avenir des MEMS

L'avenir des MEMS selon le, se trouve dans l'utilisation de matériaux autres que le silicium, comme les polymères, le verre, le quartz, les métaux.

L'utilisation de polymères permet d'envisager des réductions importantes des coûts de fabrication.

1.8.6) principe de fonctionnement

Le principe de fonctionnement de gyros ADXRS basé sur l'effet d'accélération de Coriolis d'une masse couplée au support par des ressorts, cette masse n'a typiquement qu'un seul degré de liberté.

Les gyros ADXRS sont des gyroscopes qui mesure la rotation suivant un seul axe, mais ils peuvent mesurer la rotation par rapport à d'autres axes par orientation appropriée du support.

1.8.6.1) L'effet de Coriolis

Pour mieux comprendre l'effet de Coriolis, on prend l'exemple de la terre, Les effets de la rotation de la terre sur les objets qui se déplacent librement à l'horizontale, comme les avions et les bateaux, voient leur trajectoire déviée vers la droite ou vers la gauche. La déviation de la trajectoire de ces objets mouvants, s'appelle « **effet de Coriolis** ».

Pour expliquer l'effet de Coriolis, les scientifiques ont inventé une force imaginaire qu'ils ont nommée force de Coriolis. On a procédé ainsi afin de pouvoir appliquer les lois de Newton aux mouvements mesurés par rapport à la surface terrestre.

Par définition, la force de Coriolis s'exerce toujours perpendiculairement à la direction du mouvement. Puisque, dans l'hémisphère nord, le sens de la rotation de la terre vu du pôle est l'inverse de ce qu'il est dans l'hémisphère sud, cette force se définit aussi comme s'exerçant toujours à droite dans l'hémisphère nord et toujours à gauche dans l'hémisphère sud.

1.8.6.2) calcul de la force de Coriolis

Considérez-vous sur une plateforme tournante, la vitesse est montrée par longueur de la flèche bleue. Votre vitesse augmente en s'éloignant du centre. Cette augmentation de la vitesse tangentielle est due à la vitesse radiale.

Cette augmentation induit une accélération tangentielle, donc l'accélération de Coriolis est le double de l'accélération tangentielle.

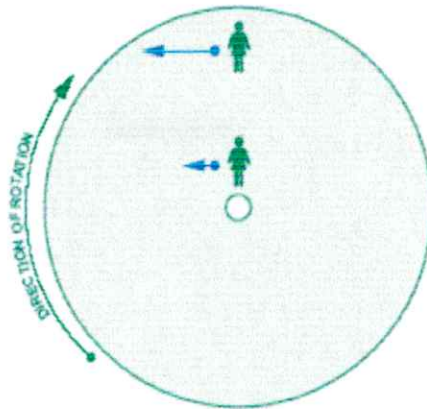


Figure I.17 : Exemple d'accélération de Coriolis

Si vous avez la masse M , la plateforme doit appliquer une force, à cause de l'accélération, et la masse éprouve une réaction correspondante.

1.8.6.3) utilisation d'effet De Coriolis pour réaliser le gyros ADXRS

Le gyros ADXRS prend cet effet comme avantage pour calculer la rotation, pour cela on place une masse résonnant dans sur une plateforme tournante, La masse est attachée à une armature par des ressorts de rigidité K , de sorte qu'elle puisse résonner seulement suivant une seule direction comme dans la figure suivante.

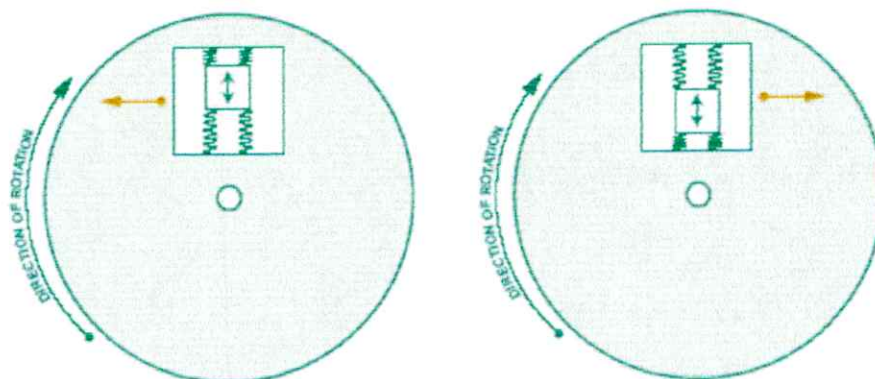


Figure I.18 : La démonstration de l'effet de Coriolis en réponse à une masse résonnante de silicium a suspendu à l'intérieur d'une armature.

Les flèches orange indiquent la force appliquée à la structure, basée sur le statut de la masse résonnante.

On remarque que quand la masse résonnante se déplace vers le bord externe de la rotation, elle est accélérée vers la droite et exerce sur l'armature une force de réaction vers la gauche. Quand elle se déplace vers le centre de la rotation, elle exerce une force vers la droite, comme indiqué par les flèches orange.

Pour calculer la rotation il faut calculer l'accélération de Coriolis, pour cela l'armature qui contient la masse résonnante est attachée au substrat par des ressorts perpendiculaires au mouvement résonnant, comme représenté sur le schéma suivant.

Cant la plaque tourne, la masse exerce une force sur les ressorts, on place les élément de sensation capacitifs qui sont utilisés pour sentir le déplacement de l'armature en réponse à la force exercée par la masse attachés au résonateur, Si les ressorts ont une rigidité K , alors le déplacement résulter de la force de réaction de celle ci.

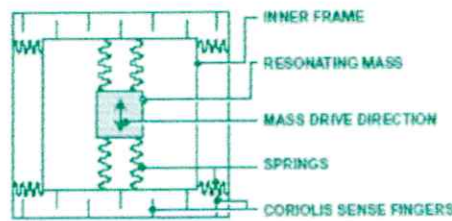


Figure I.19 : Schéma de la structure mécanique du gyroscope.

Le schéma suivant montre la structure complète, démontre que pendant que les mouvements de masse résonnants, et pendant que la surface sur laquelle le gyros est monté tourne, la masse et son armature éprouvent l'accélération de Coriolis et sont perpendiculaires du mouvement vibrant.

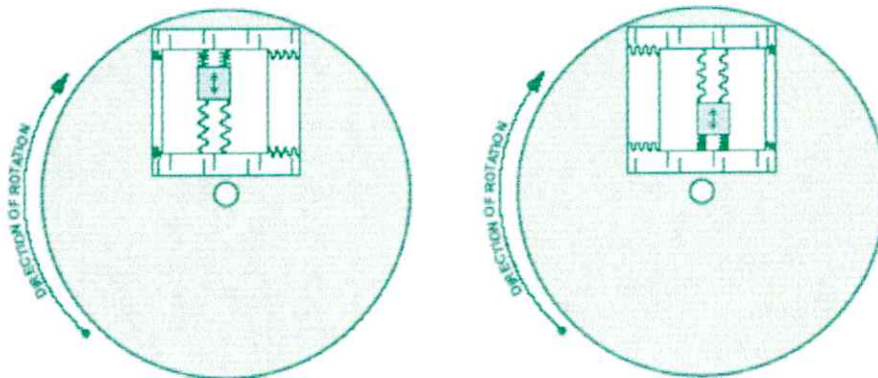


Figure I.20: la structure complète

1.9) Conclusion

Les qualités requises d'un bon gyroscope sont une grande fiabilité, une bonne stabilité de la dérive permettant une large compensation, une relative insensibilité aux conditions ambiantes, un grand domaine d'utilisation, et voila le tableau (I.5) donne une comparatif des différents gyroscopes et ses performance pour différente domaine.

Les gyroscopes	performances		utilisation
	Sensibilité (rad .s ⁻¹ .Hz ^{-1/2})/dérive (°/h)		
mécaniques	Elément tournant	Elément vibrant	-pilotage automatique (avion, fusées) -directionnel, horizon artificiel -guidage des missiles -navigation aéronautique -pilotage satellites
	$\leq 10^{-4}$	1	
A fibre optique	3.10^{-7}		-Navigation et guidage. -Equipement industriel
laser	qqq 10^{-8}		-Centrales inertielles et composants montés en -STRAPDOWN (directement sur la structure d'un véhicule).
MEMS	0.05 (deg.s ⁻¹ .Hz ^{-1/2})		-Médicale. -Automobile. -Communication. -Electronique. Défoncé.

Tableau I.5 : comparaison entre les différents gyroscopes

CHAPITRE II

Reconstitution d'une trajectoire

II.1) Introduction

Les gyroscopes et les accéléromètres constituent une part importante des systèmes de navigation automatique et de guidage par inertie, l'ensemble de plusieurs gyroscopes et accéléromètres avec instrument supplémentaire (blocs électroniques pour traitement du signal) s'appelle l'unité de mesure inertiel (IMU).

L'IMU avec l'unité supplémentaire d'informatique l'INS fournissent 6 informations de la plate - forme. Les gyroscopes fournissent la vitesse de rotation de la plate - forme qui nous permet de calculer l'attitude dans le repère terrestre ou fixe, et l'information de l'accéléromètre et par intégration mathématique de cette accélération on trouve la vitesse et la position.

II.2) Notion des repères

II.2.1) Le système véhicule «b» (body)

Ce système est lié au véhicule (le référentiel propre au mobile) et on considère qu'il est le même que celui du capteur inertiel. Dans la pratique, ceci n'est pas normalement possible, et il faudrait alors introduire une transformation rigide (translation/rotation), l'origine de ce repère étant au centre de gravité, L'axe x (roulis): vers l'avant; axe-y (tangage): vers le droite; axe z (lacet): en bas.

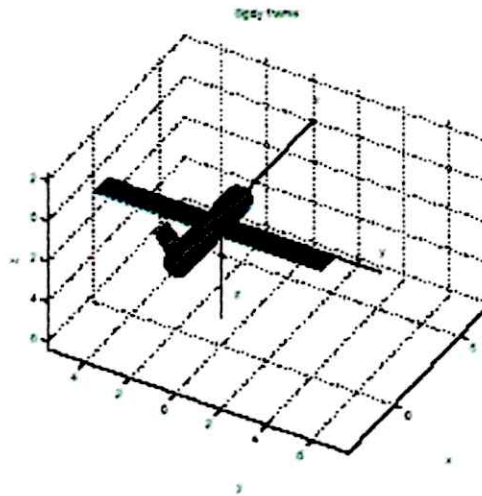


Figure II.1 : Repère véhicule.

II.2.2) Le système navigation «n»

Défini dans le plan tangent local (LTP: « Local Tangent Plane »), son origine se trouve toujours à la position actuelle du véhicule et son plan x-y (*n-e*) est tangent à la surface de la terre, ou à vrai dire à l'ellipsoïde. Il existe deux conventions des systèmes LTP qui sont usuelles en navigation:

NED : North, East, Down (vers le bas ou vers le vecteur de gravité),

ENU : East, North, Up (vers le haut),

Dans ce travail, le repère NED a été choisi.

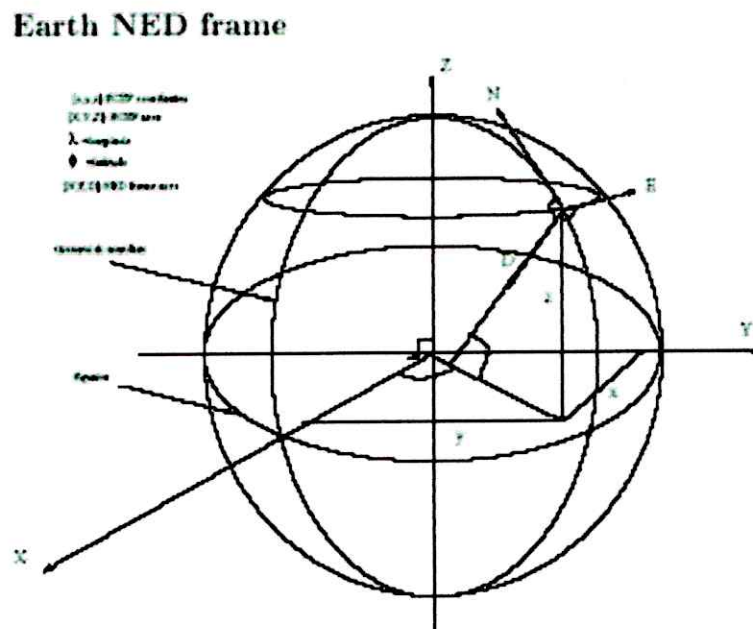


Figure II.2 : Repère terrestre.

Le NED est un repère terrestre défini pour la navigation. Nous avons trois vecteurs qui forment un repère orthogonal. Le vecteur N pointe au nord, le vecteur E pointe l'Est et D point vers le bas le long du vecteur de la gravité local. Les N et E vecteurs couvrent un avion qui est tangent à la surface de la terre.

II.3) Représentation d'attitude

Dans le développement des équations inertielles (appelé « mécanisation »), on commence d'abord par la détermination de la matrice d'orientation qui **transforme** la repère véhicule b dans le plan local de navigation n . celle-ci est effectivement une fonction des trois angles de rotation « les angles d'Euler », roulis ϕ , tangage θ et lacet ψ qu'on a groupés en un vecteur ρ .

II.3.1) Rotation

Dans ce travail on peut expliquer les trois rotations différentes dans un avion, ces trois rotations sont : tangage, roulis et lacet.

C'est-à-dire que les mouvements d'un avion se définissent par des translations et des rotations selon et autour de trois axes de référence.

Nous avons besoin de changer le système de coordonnées inertiel aux coordonnées fixe (de navigation).

II.3.1.1) La rotation de roulis, ϕ

Cette rotation est autour de l'axe longitudinal (x) et également possible de situer ce mouvement entre les deux plans vertical et longitudinal (xz).

Visualisation de roulis

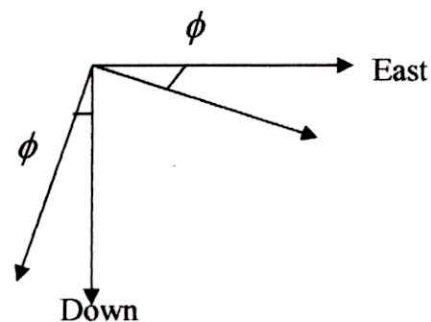
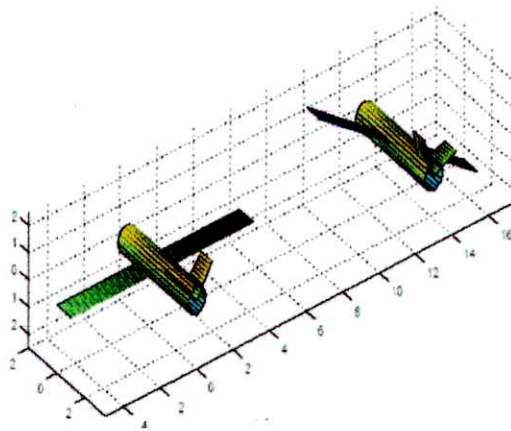


Figure II.3 : Rotation horizontale avec un angle ϕ par rapport l'axe x .

Si on fait la projection on trouve la matrice de passage R qui transforme les vitesse angulaire de repère fixe à reformuler (ϕ, θ, ψ) , par rapport les axes (x, y, z) .

On peut dire que la définition mathématique est :

$$R(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \dots\dots\dots \text{II1}$$

II.3.1.2) Tangage, θ

Le tangage est l'ambardée sur l'axe transversal (y), ce mouvement est situer entre les deux (plans vertical et transversal (yz)).

Visualisation de tangage

Cette figure représente le changement de tangage suivant l'axe y.

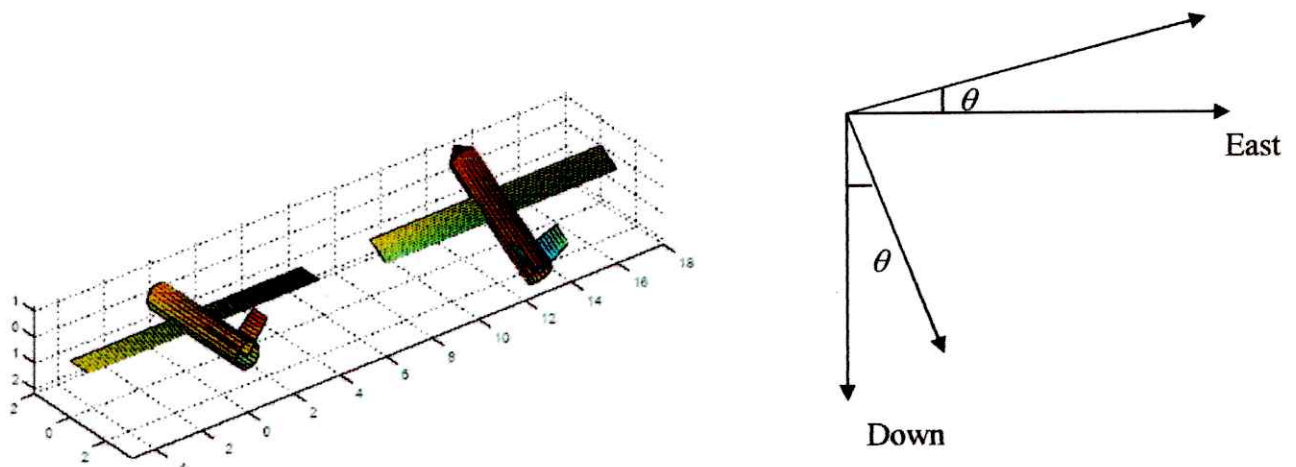


Figure II.4 : Rotation verticale avec angle θ par rapport l'axe des y.

Après la projection la matrice de passage $R(\theta)$ est définis comme suite :

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \dots\dots\dots \text{II2}$$

II.3.1.3) Lacet, Ψ

Cette rotation est autour de l'axe vertical (z), ce mouvement est situe dan le plan horizontal (xy).

Visualisation de lacet

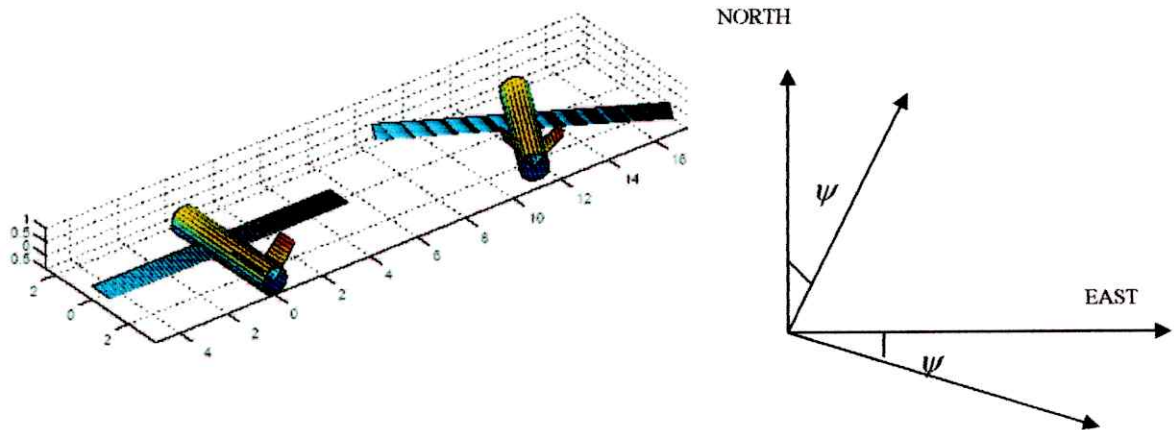


Figure II.5 : Rotation avec un angle ψ orienter par rapport l'axe des z.

Le matrice de passage $R(\psi)$ est définis comme suit :

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \dots\dots\dots \text{II3}$$

II.3.2) Equation d'attitude

Les systèmes à navigation inertielle de type strapdown maintiennent une information d'orientation, c'est-à-dire qu'ils connaissent à chaque instant le rapport entre leurs axes de mesures, donc ceux de la CI (véhicule), et les axes du système de navigation.

Mathématiquement ceci revient à une transformation de coordonnées des vecteurs du repère *b* au repère *n*. Il existe diverses méthodes de représentation d'une telle transformation dont les angles d'Euler, la DCM et les quaternions. Pour des raisons de simplicité on a choisi les angles d'Euler pour ce travail.

La solution des équations décrites dans cette section peut être visualisée avec le schéma fonctionnel montré ci-dessous.

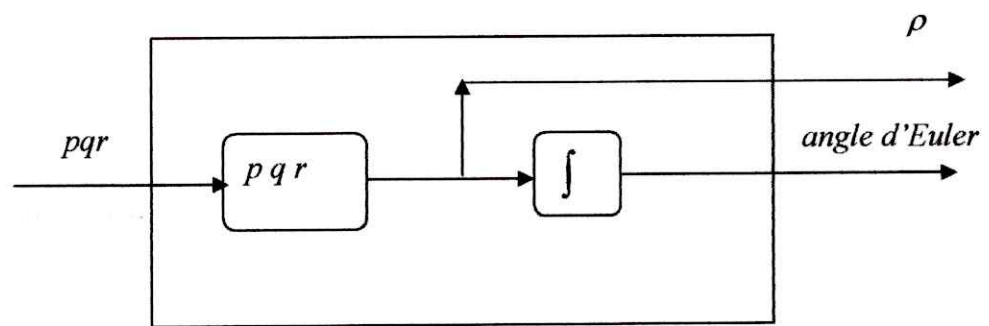


Figure II.6 : Evaluation des données (vitesse de rotation).

Pour retrouver les angles d'Euler, il est nécessaire de calculer la relation entre $[p \ q \ r]^T$ et $[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]$.

$$\omega_{nb}^b = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi) R(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \dots\dots\dots \text{II4}$$

Ou *p*, *q*, *r* sont les vitesse angulaires (en radian/sec.) autour des axes x, y, z de la CI et fournies directement par les gyroscopes, donc système embarqué temps réel de localisation et de modélisation 3D par fusion multi - capteur.

$$\omega_{nb}^b = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\sin\theta & 0 \\ 0 & \cos\theta & \cos\theta \sin\phi \\ -\sin\phi & 0 & \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

$$\omega_{nb}^b = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = C_{pqr/\dot{\phi}\dot{\theta}\dot{\psi}} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \dots\dots\dots \text{II5}$$

Pour résoudre $[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ nous prenons l'inverse de $C_{pqr/\dot{\phi}\dot{\theta}\dot{\psi}} = C_{\dot{\phi}\dot{\theta}\dot{\psi}/pqr}^{-1}$ la matrice $C_{\dot{\phi}\dot{\theta}\dot{\psi}/pqr}$ devient alors :

$$C_{\dot{\phi}\dot{\theta}\dot{\psi}/pqr} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix}$$

On trouve :

$$\rho^* = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = C_{\dot{\phi}\dot{\theta}\dot{\psi}/pqr} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

$$\rho^* = \frac{1}{\cos\theta} \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\phi \sin\theta & \cos\phi \sin\theta \\ 0 & \cos\phi \cos\theta & -\sin\phi \cos\theta \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \dots\dots\dots \text{II6}$$

Tell que :

$$\sec \theta = 1 / \cos \theta \quad \text{si} \quad \cos \theta \neq 0.$$

Donc :

$$\rho^{\bullet} = \begin{bmatrix} \phi^{\bullet} \\ \theta^{\bullet} \\ \psi^{\bullet} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \dots\dots\dots \text{II7}$$

Avec ceci, il est facile d'obtenir l'orientation ρ et en introduisant l'équation suivant :

$$\rho = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \phi^{\bullet} \\ \theta^{\bullet} \\ \psi^{\bullet} \end{bmatrix} \Delta T \dots\dots\dots \text{II8}$$

II.3.3) Transformation Véhicule (b)-Navigation (n)

La définition de la matrice de transformation du repère -n au repère -b est:

$$C_{bn} = R(\phi, \theta, \psi) = R_{\phi} R_{\theta} R_{\psi}$$

$$C_{bn} = \begin{bmatrix} C\psi & -S\psi & 0 \\ S\psi & C\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C\theta & 0 & S\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -S\theta & 0 & C\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C\phi & -S\phi \\ 0 & S\phi & C\phi \end{bmatrix}$$

$$C_{bn} = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & S\phi S\theta C\psi - C\phi S\psi & C\phi S\theta C\psi + S\phi S\psi \\ C\theta S\psi & S\phi S\theta S\psi + C\phi C\psi & C\phi S\theta S\psi - S\phi C\psi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \dots\dots\dots \text{II9}$$

Les notations S et C sont utilisés pour sinus et cosinus.

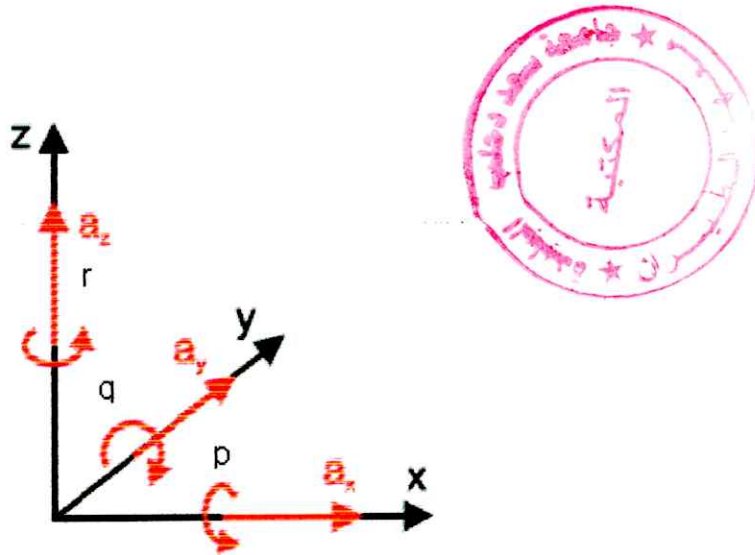
Les angles d'Euler, le cap (lacet), le tangage et le roulis de la matrice C_{nb} se calculent à partir des éléments de la matrice DCM C_{nb} simplement en posant l'équation suivante :

$$\left\{ \begin{array}{l} \psi = a \tan 2(C_{21}, C_{11}) \\ \theta = -\tan^{-1}\left(\frac{C_{31}}{\sqrt{1-C_{31}^2}}\right) = -\sin^{-1}(C_{31}) \dots\dots\dots \text{II10} \\ \phi = a \tan 2(C_{32}, C_{33}) \end{array} \right.$$

II.4) Equation de la position

Le mouvement d'un corps peut être décrit par six paramètres : trois composants de translation (accélération) $[a_x a_y a_z]$, et trois composants de rotation $[p q r]$.

Pour pouvoir définir le mouvement d'un corps, trois sondes d'accélération et trois compas gyroscopiques doivent être montés sur une plateforme dans une telle manière, qu'elles forment un système orthogonal.



FigureII.7 : les six paramètres de mouvement.

L'accélération du véhicule est transformée dans le repère de navigation, on peut visualisée cette transformation avec le schéma fonctionnel montré ci-dessous.

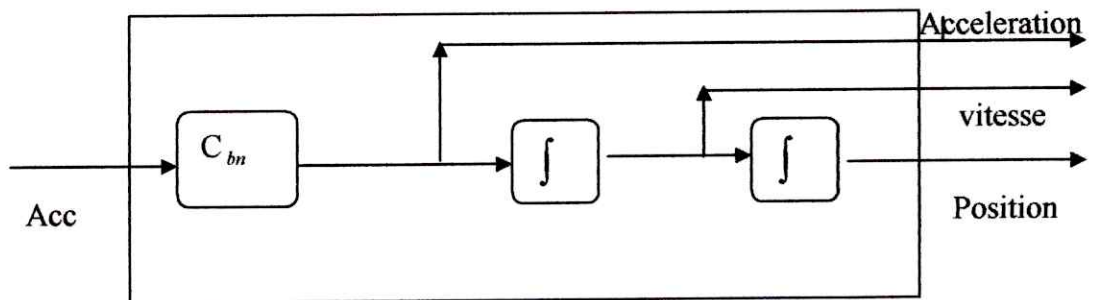


Figure II.8 : Evaluation des données (Accélération).

On fait une première intégration pour avoir la vitesse $\vec{V} = [u \ v \ w] :$

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \int \begin{bmatrix} u' \\ v' \\ w' \end{bmatrix} dt \dots\dots\dots\text{II11}$$

On fait une deuxième intégration pour trouver la position $P=[x \ y \ z]$, le vecteur de vitesse est alors intégré et nous pouvons lire la position du véhicule. C'est-à-dire pour trouver la position on va intégrer la vitesse après l'avoir multipliée par la matrice de passage.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \int C_{bn}(\phi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} dt \dots\dots\dots\text{II12}$$



La solution des équations décrites dans cette section peut être visualisée avec le schéma fonctionnel montré ci-dessous. Le schéma récapitule la mécanisation globale de l'INS dans un repère local n .

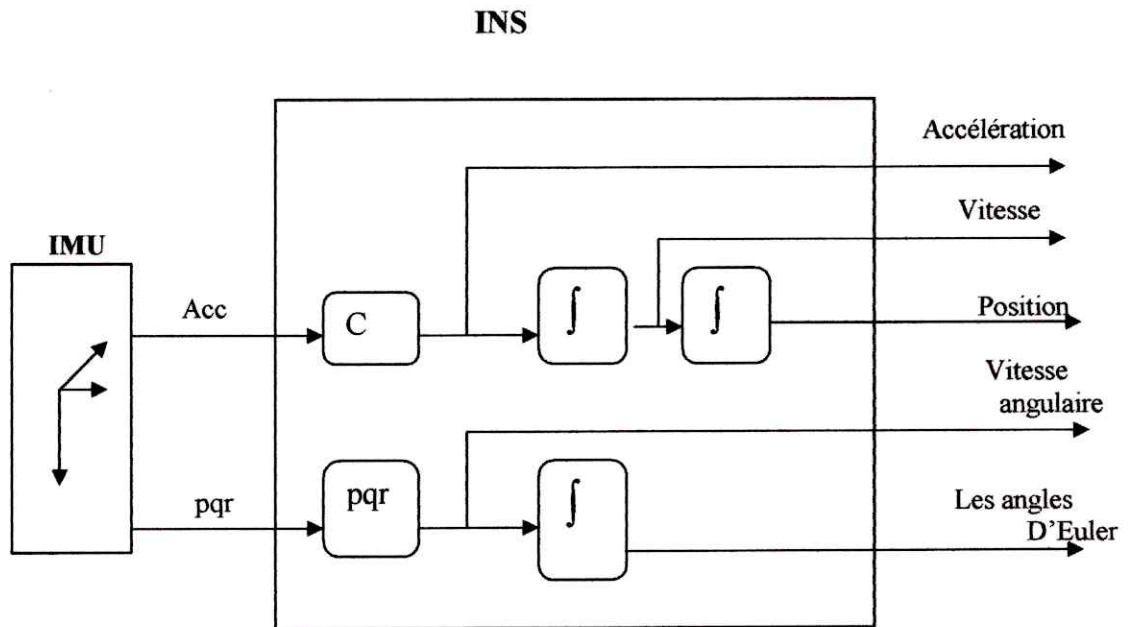


Figure II.9 : Evaluation des données inertiels (mécanisation globale de L'INS)

II.5) Conclusion

L'objectif pour un système de navigation inertiel est donc de résoudre, ou de "mécaniser", les équations ci-dessus afin de déterminer les variables de position représentant le mouvement du véhicule. Pour ce faire, tous les termes dans les équations doivent d'abord être exprimés dans le système de coordonnées commun.

Le processus permettant de résoudre les équations informatiquement se compose d'une initialisation des variables de position, de vitesse et d'orientation aux conditions initiales, en lisant les gyroscopes et de calcul de l'orientation actuelle. Ensuite on transforme la force spécifique dans le repère n .

Finalement, il faut faire l'intégration pour calculer la position et la vitesse en tenant en compte de l'orientation.

CHAPITRE III

Résultat de simulation

III.1) Introduction

Dans ce chapitre en premier lieu nous allons présenter les résultats de test d'un programme qu'on a développé sous le logiciel MATLAB. Ce programme est un outil qui permet à partir des données issues des capteurs inertiels de rotation (gyroscopes) et accélérations (accéléromètres) de déterminer la trajectoire et l'attitude d'un mobile. En deuxième lieu nous avons les résultats de simulation de l'étude des effets des erreurs sur la navigation.

III.2) Test de l'algorithme de reconstruction de la trajectoire

Après qu'on a mis en oeuvre notre algorithme de navigation (détermination de la trajectoire + l'attitude). La première des choses à faire est de tester son fonctionnement, pour cela on a généré une trajectoire circulaire. À partir de cette trajectoire on a fixé la vitesse de rotation puis on a déterminé les accélérations convenables. Ces données générées sont prises comme signaux délivrés par les capteurs inertiels. Puis on injecte ces données dans notre algorithme dans le but de reconstruire la trajectoire générée. Et voici les résultats obtenus :

III.2.1) Signaux d'accélération mesurés par les accéléromètres suivant les trois axes dans le repère mobile

Les figures présentées dans la section suivante représentent les accélérations suivant les trois axes [X Y Z] dans le repère mobile.

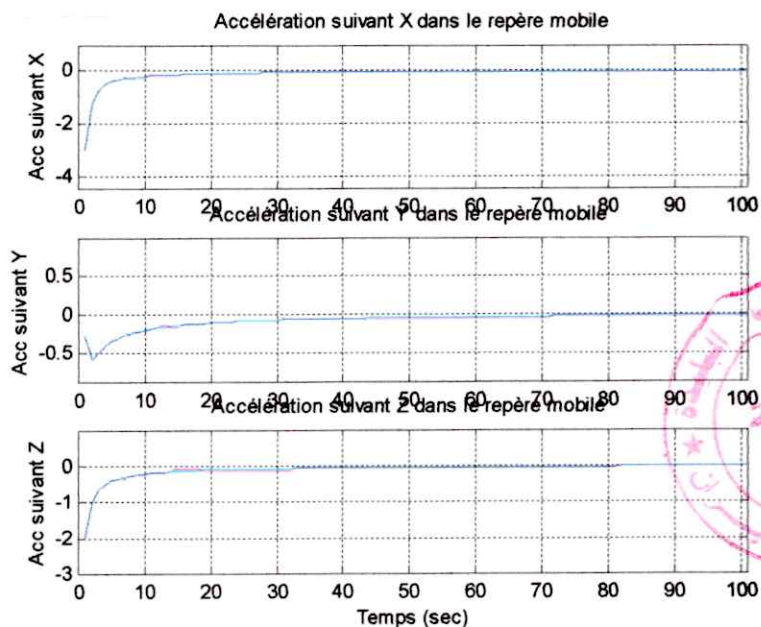


Figure III.1 : représentation des accélérations dans le repère mobile

Dans les figures suivantes on remarque qu'il y a deux phases :

- 1- [0 20] (s) une augmentation d'accélération suivant les trois axes.
- 2- [20 100] (s) l'accélération devient nulle.

La variation est due au départ du mouvement.

III.2.2) Signaux de vitesse de rotation mesuré par les gyroscope suivant les trois axes dans le repère mobile

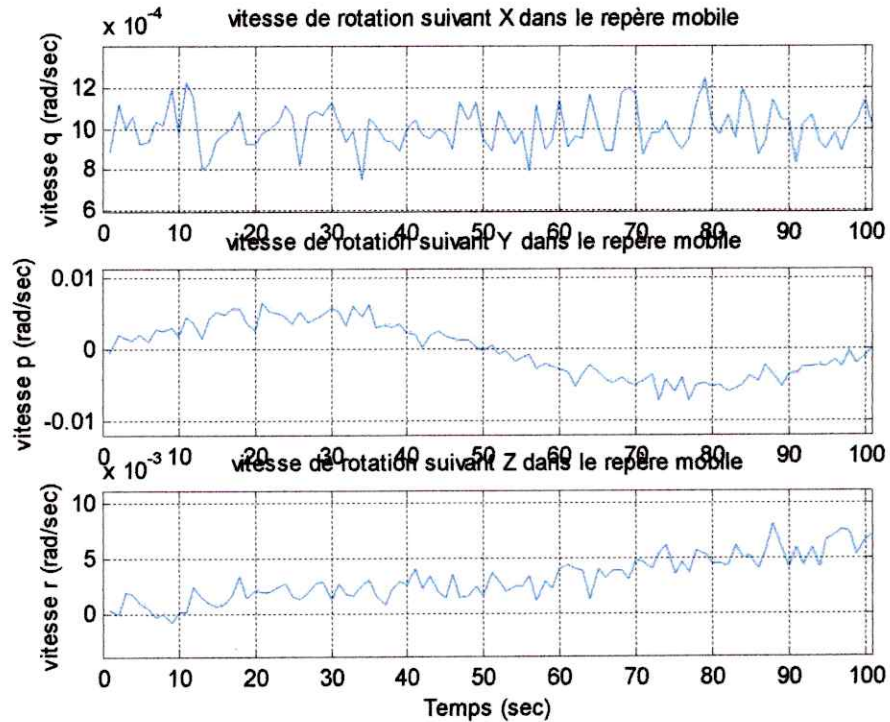


Figure III.2 : les vitesses de rotation dans le repère mobile

III.2.2.1 Evolution des trois angle d'Euler

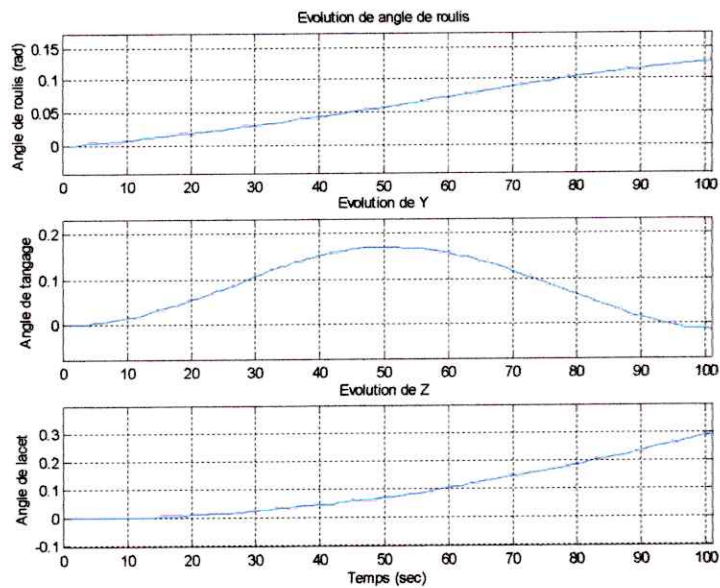


Figure III.3 : Représentation des angles d'Euler

On remarque :

- une augmentation continue de l'angle du roulis avec augmentation sinusoïdale du tangage.
- Dans l'intervalle de temps [0, 100] (s), on peut dire que le mobile fait un virage.
- La forme d'évaluation de l'angle de tangage montre que la trajectoire n'est pas plane.
- On remarque aussi qu'il y a variation sur l'axe Z.

III.2.2.2) Evolution des position suivant les trois axes

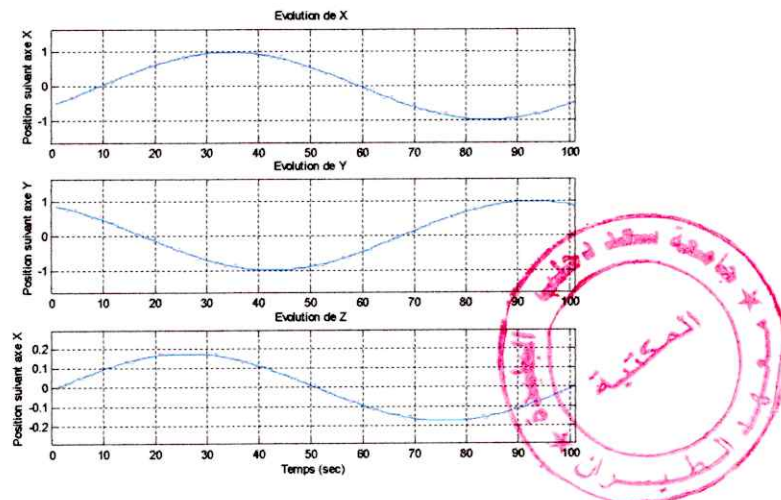


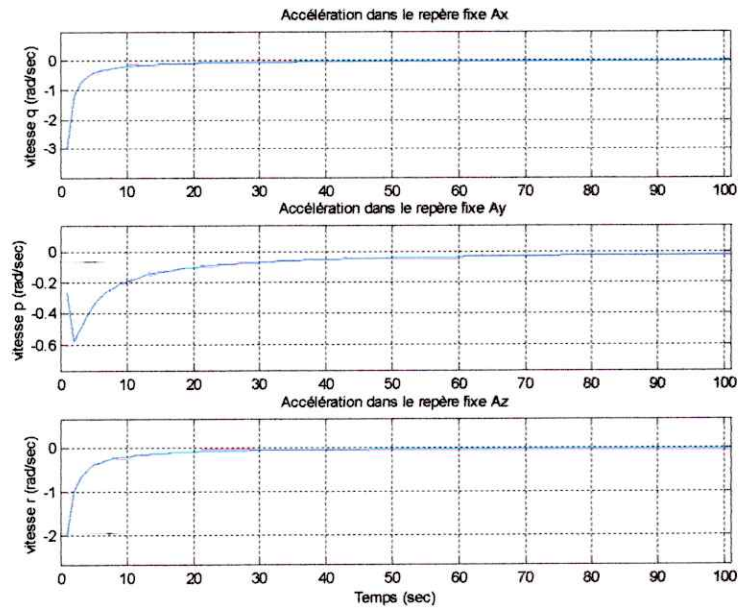
Figure III.4 : représentation de la position

On note sur les trois graphes une périodicité de l'évolution sur les trois axes (x, y, z), ce qui implique que la trajectoire a un caractère périodique.

III.2.3) Accélérations dans le repère fixe

III.2.3.1) Accélérations selon les trois axes dans le repère fixe

La solution d'accélération fournie par l'INS est calculé en utilisant l'IMU, dans les figures suivants c'est les accélérations dans les trois directions (x, y, z).

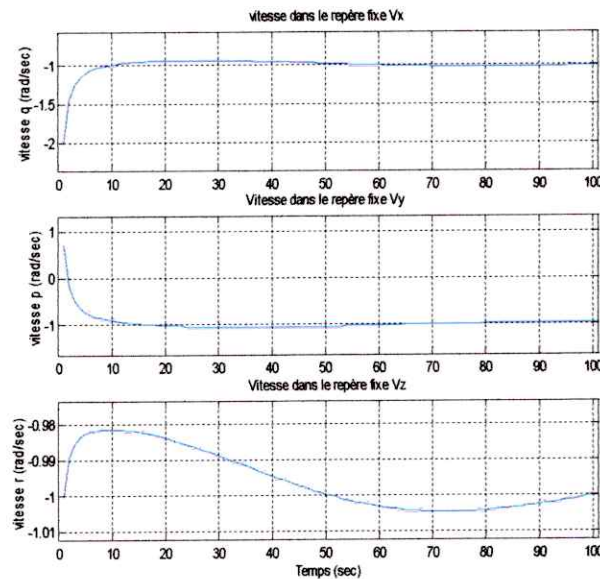


FigureIII.5 : représentation des accélération dans le repère fixe

III.2.4) Vitesse dans le repère fixe

III.2.4.1) Vitesses selon les trois axes du repère fixe

C'est les vitesses d'angle du mobile dans le repère Fixe



FigureIII.6 : Représentation des vitesse de rotation dans le repère fixe.

III.2.4.2) Vitesse résultante dans le repère fixe

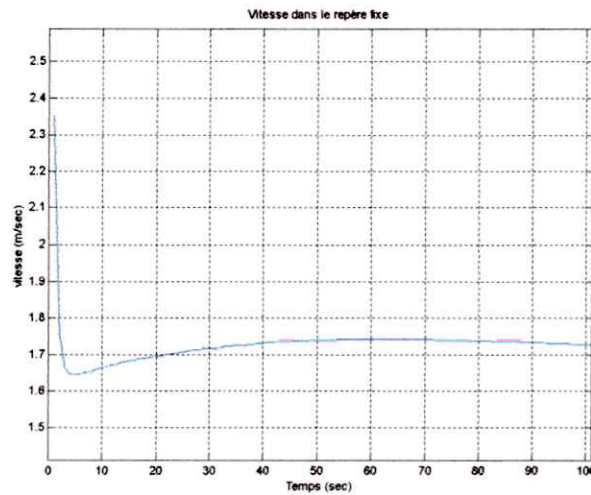


Figure III.7 : Vitesse résultante dans le repère fixe

III.2.5) Trajectoires reconstitué

Le logiciel MATLAB a été utilisé pour faire la simulation à partir d'informations de l'INS. Le schéma suivant représente une trajectoire à partir des données inertielles (accélération, rotation).

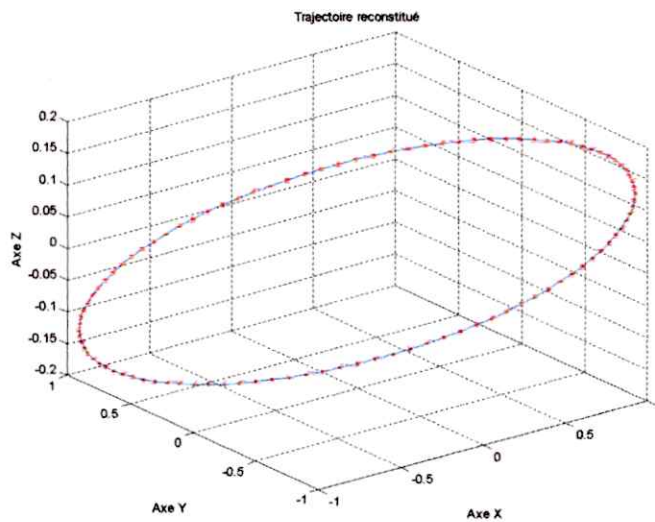


Figure III.8 : Représentation de la trajectoire reconstituée

- La trajectoire de mobile confirme les résultats au dessus des trois axes.

III.3) visualisation des effets des erreurs sur la reconstruction de la trajectoire

Dans cette partie on va visualiser l'effet du biais sur la reconstitution de la trajectoire on se commence dans le cas d'un mouvement en 3D.

Pour cela on considère les trois gyroscopes pour mesurer la vitesse de rotation suivant les trois axes (x, y, z) et trois accéléromètres pour la mesure des accélérations.

III.3.1) Effet des erreurs sur les accélérations

III.3.1.1) Cas d'un biais constant sur les accélérations (biais sur une seule accélération)

Ce résultats montre la trajectoire reconstituée obtenue dans le cas de l'accélération suivant l'axe X présentant un biais de 0.0001 m/s^2 .

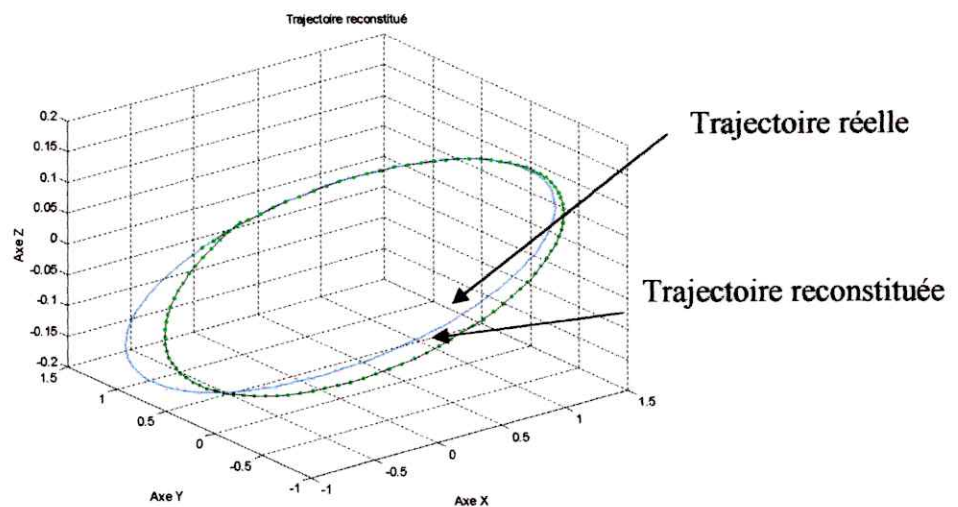


Figure III.9 : Effet des erreurs sur une seule accélération

III.3.1.2) Cas d'un biais constant sur les accélérations (même biais sur les trois accélérations)

Biais = 0.0001 m/s^2 .

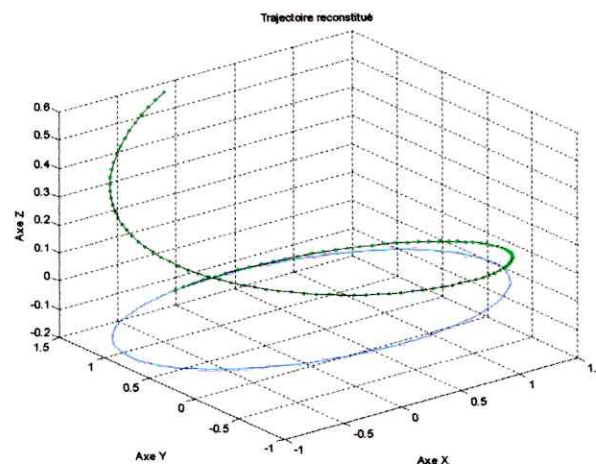


Figure III.10 : Effet des erreurs sur les trois accélérations

On remarque qu'une toute petite erreur de l'ordre (10^{-4}) sur les trois capteurs de position joue un rôle très important dans la reconstitution de la trajectoire car il y a une grande dérive de la trajectoire par rapport à la trajectoire réelle.

III.3.1.3) Cas d'un biais aléatoire sur les accélérations (biais sur une seule accélération)

Dans ce cas le biais est aléatoire de moyenne nulle, Les trois accélérations présentant un biais aléatoire.

Ecart_type = 0.00001 m/s²

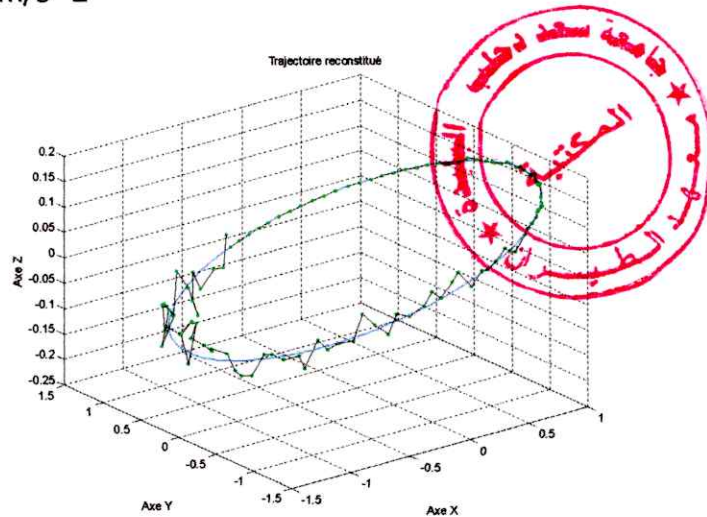


Figure III.11 : Effet des erreurs aléatoire sur une seul accélérations

Ecart type = 0.0001 m/s²

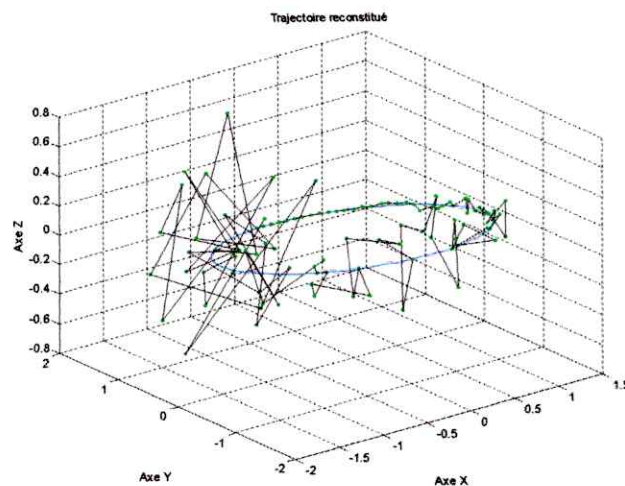


Figure III.12 : Effet des erreurs aléatoire sur les accélérations

III.3.2) Effet des erreurs dues aux gyroscopes

III.3.2.1) Cas d'un biais constant sur la mesure de la vitesse de rotation sur l'axe X (0.001 rad/s)

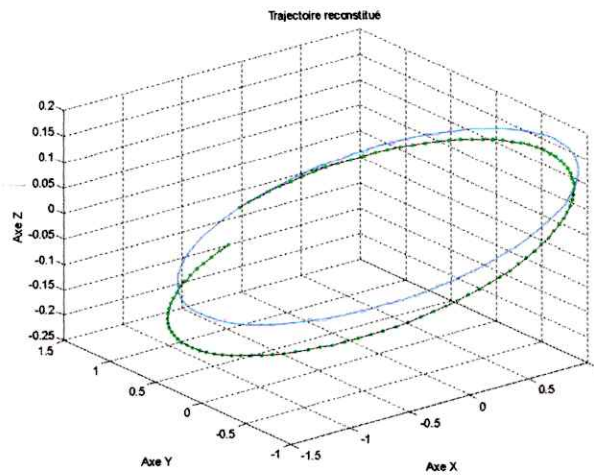


Figure III.13 : Effet des erreurs dues aux gyroscopes sur l'axe X

III.3.2.2) Cas d'un biais constant sur la mesure de la vitesse de rotation sur l'axe Y (0.001 rad/s)

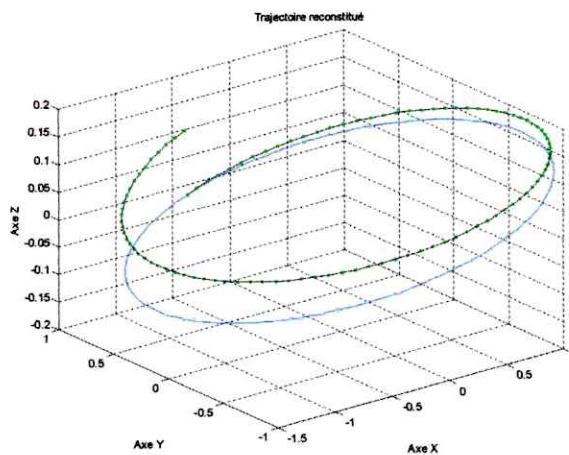
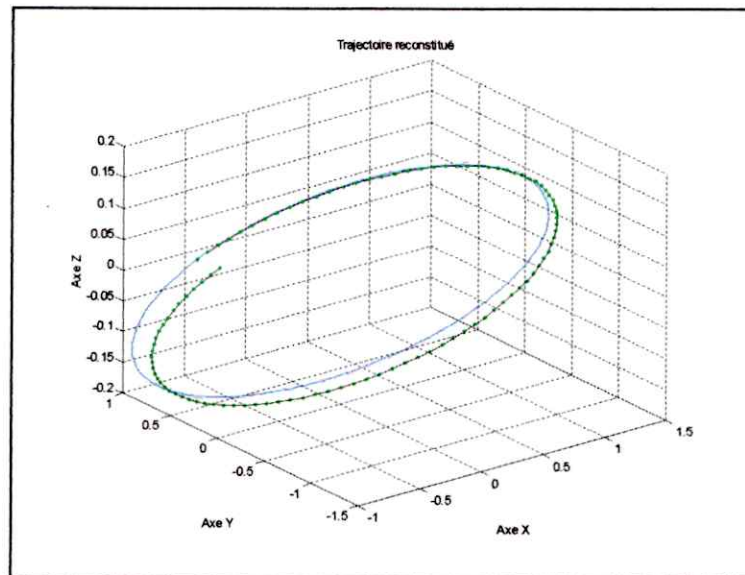


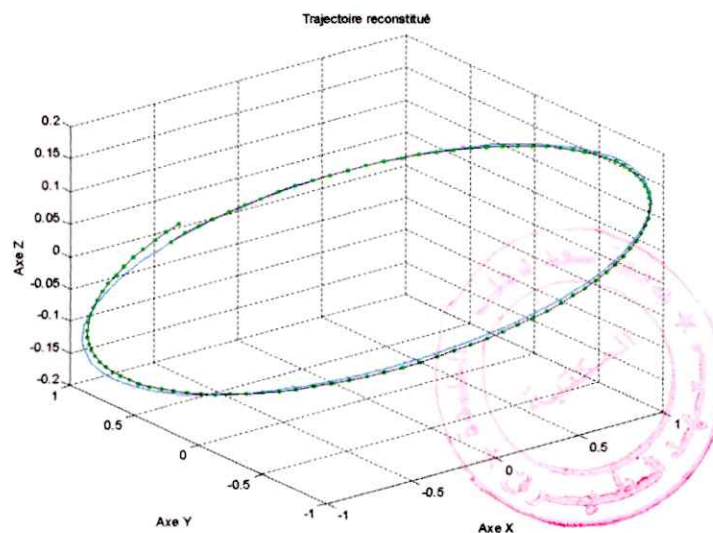
Figure III.14 : Effet des erreurs dues aux gyroscopes sur l'axe Y

III.3.2.3) Cas d'un biais constant sur la mesure de la vitesse de rotation sur l'axe Z (0.001 rad/s)



FigureIII.15 : Effet des erreurs dues aux gyroscopes sur l'axe Z

III.3.2.4) Cas d'un biais constant sur la mesure des trois vitesses de rotation (0.001 rad/s)



FigureIII.16 : Effet des erreurs dues aux gyroscopes sur les trois axes.

On remarque qu'une toute petite erreur due aux gyroscopes sur les trois axes effectue une dérive de l'attitude de mobile.

III.3.2.5) Cas d'un biais aléatoire de moyenne nulle

Écart type = 0.001 rad/s

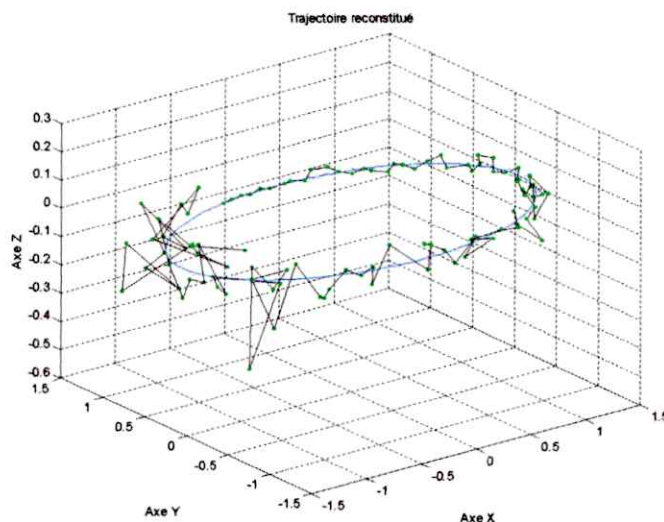


Figure III.17 : Effet d'un biais aléatoire de moyenne nulle

A partir des visualisations précédentes on remarque :

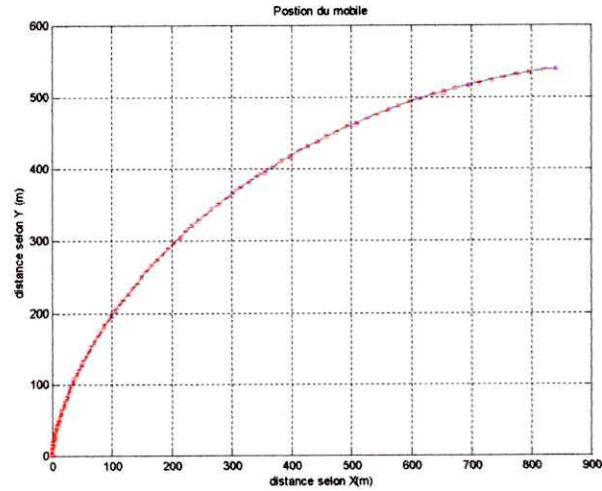
- Influence directe sur la position si le biais est dû aux accélérations.
- Influence sur l'attitude si le biais est dû aux gyroscopes.

III.4) Etudes Des effets du biais et du facteur d'échelle sur la reconstruction de trajectoire dans le cas d'un mouvement sur un plan

Dans cette partie on va étudier l'effet du biais et du facteur d'échelle sur la reconstitution de la trajectoire. On se place dans le cas d'un mouvement dans le plan dans le but de faciliter la compréhension de ces effets d'une part et d'autre part un mouvement dans l'espace peut se décomposer en trois mouvement sur trois plans

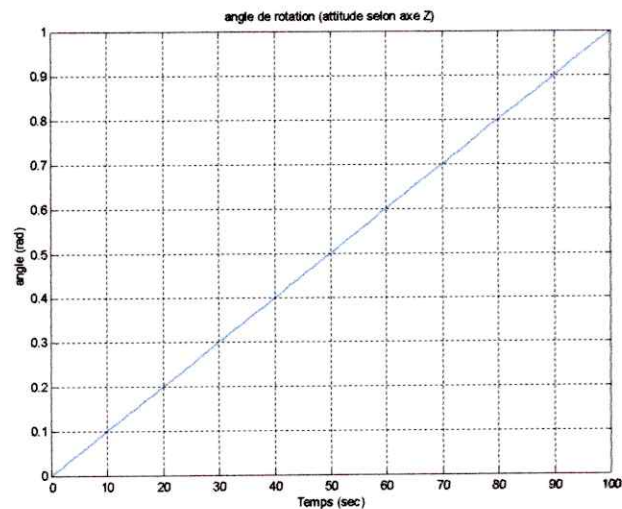
Pour cela on considère un seul gyroscope pour mesurer la vitesse de rotation et un accéléromètre pour la mesure de l'accélération.

Ce résultat montre une trajectoire générée à partir d'une vitesse de rotation constante de 0.01 rad/s et d'une accélération constante de 0.1 m/s.



FigureIII.18 : La reconstruction d'une trajectoire dans un plan

Après intégration l'attitude est donnée par les résultats suivants :



FigureIII.19 : Représentation d'attitude

On remarque que la représentation d'attitude est une droite proportionnelle au temps parce que on a prendre la vitesse de rotation constant.

III.4.1) Effet d'un biais constant sur l'accélération.

Dans cette partie on va étudier l'effet du biais. Pour cela on supposé un biais constant variable en maintenant constant le facteur d'échelle. En donnant plusieurs valeurs au biais on obtiendra le résultat suivant.

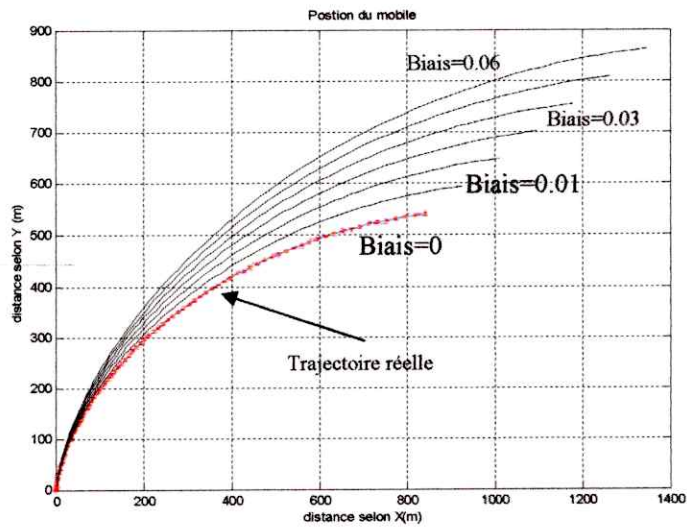
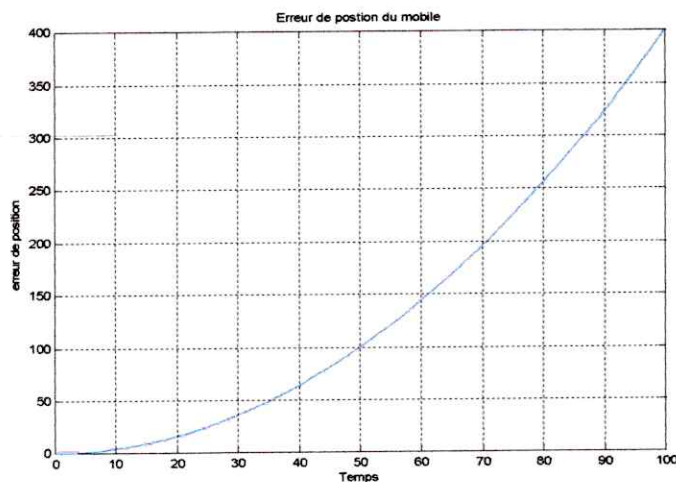


Figure III.20 : Effet d'un biais constant sur la trajectoire

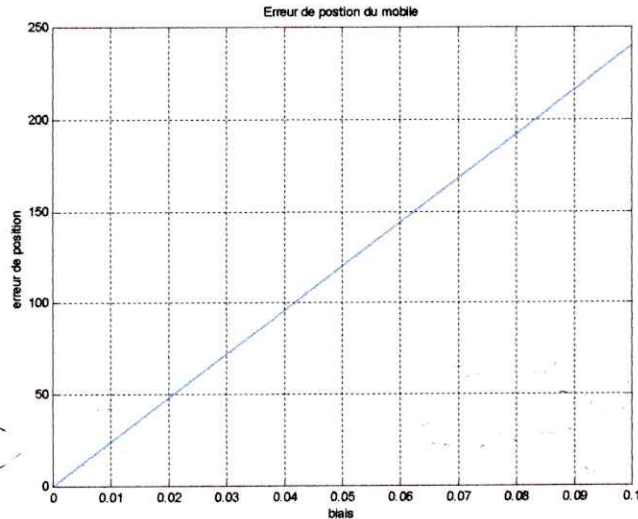
On remarque un décalage entre la trajectoire réelle et la trajectoire reconstituée, ce décalage augmente avec l'augmentation du biais et on constate aussi un décalage dans la portée c'est dire que la trajectoire tend a s'allongé et cet allongement augmente aussi avec l'augmentation du biais.

Le biais en faite introduit une erreur de position on va tracer maintenant cette erreur Pour Biais=0.04. On remarque que l'erreur augmente rapidement et de façon non linéaire en fonction du temps.



FigureIII.21 : L'erreur de position

Le résultat précédant est une erreur de position temporelle. Un autre résultat intéressant a monté c'est de fixé le temps et de tracer l'erreur pour une seule position et pour différentes valeurs du biais, ainsi le résultat obtenus est le suivant :

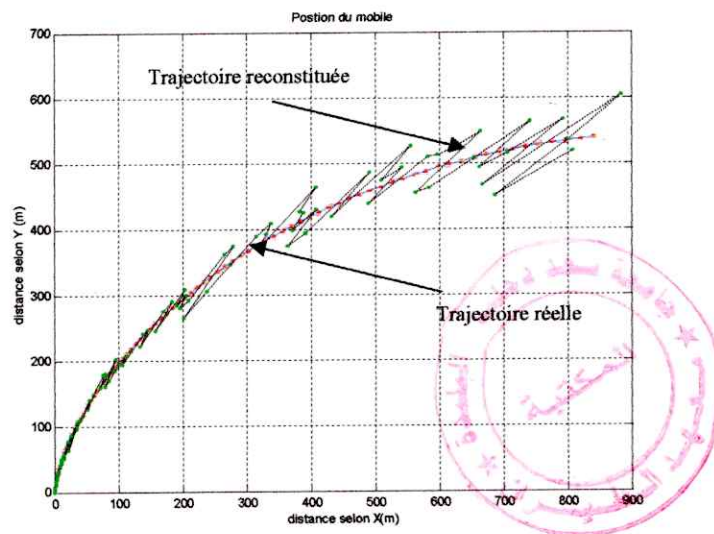


FigureIII.22 : L'évolution de l'erreur en fonction de biais

On remarque que il y à une relation très important entre l'erreur de position et le biais. L'erreur augmente de façon linéaire en fonction du biais.

III.4.2) Effet d'un biais aléatoire de moyenne nulle

Dans ce cas on va montrer l'effet du caractère aléatoire du biais et ce qu'on trouve dans le cas réelle. Pour cela on généré un bruit aléatoire q'on ajouter à la valeur réelle de l'accélération, comme le montre le résultats de la figure suivantes :



FigureIII.23 : Effet d'un biais aléatoire de moyenne nulle

On remarque qu'il y a des perturbations sur la trajectoire reconstituée et ces perturbations augmente avec le temps dû à l'intégration par rapport au temps du système (erreur cumulative) d'une part et d'autre part les fluctuation sont autour de la trajectoire réelle.

III.4.3) Evolution de l'erreur en fonction de l'écart type du biais

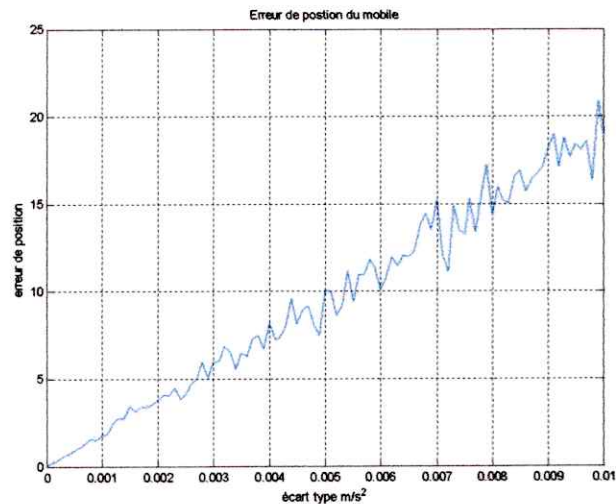


Figure III.24: Evolution de l'erreur en fonction de l'écart type du biais

On remarque que l'augmentation de l'erreur de position due à l'augmentation de l'écart type.

III.4.4) Effet des fluctuations du facteur d'échelle pour l'accélération

Dans ce cas on va montrer l'effet du facteur d'échelle qu'on trouve dans le cas réelle. Pour cela on généré un bruit aléatoire qu'on ajoute à la valeur réelle de l'accélération, comme le montre le résultats de la figure suivantes :

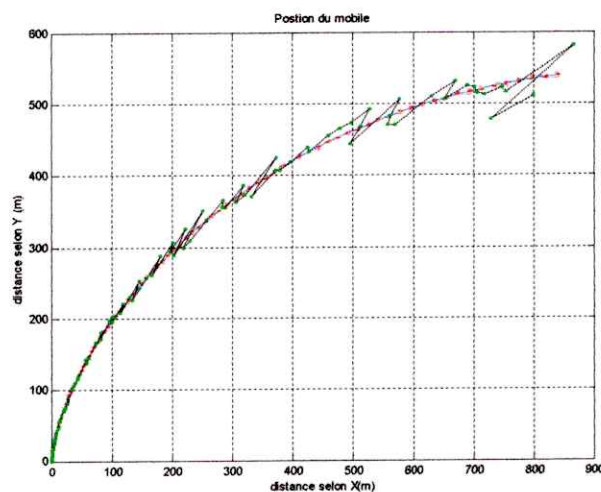


Figure III.25 : Effet des fluctuations du facteur d'échelle pour l'accélération

On remarque que l'effet du facteur d'échelle est négligeable au début du mouvement mais au cours de son déplacement une augmentation considérable des fluctuations le long de sa trajectoire.

III.4.5) Effet d'un biais constant pour la vitesse de rotation

III.4.5.1) effet sur la reconstruction de la trajectoire

On donne plusieurs valeurs de biais dans la vitesse de rotation on remarque alors la variation de position dans la figure suivants.

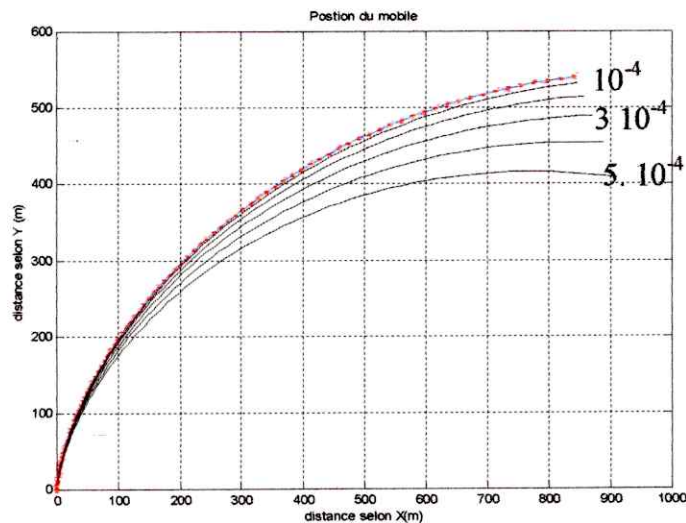


Figure III.26 : l'effet sur la reconstruction de la trajectoire

Chaque fois le biais augmente le décalage entre la trajectoire réelle et la trajectoire reconstituée augmente. Et on constate un tout petit décalage dans la portée.

III.4.5.2) Variation de l'attitude en fonction du biais

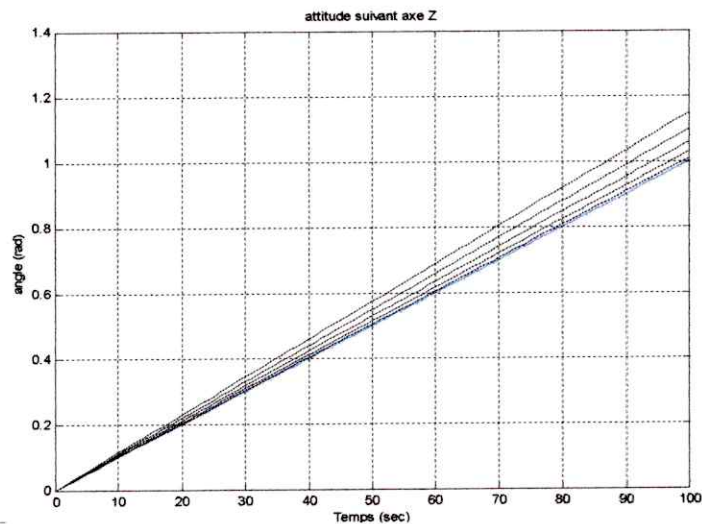
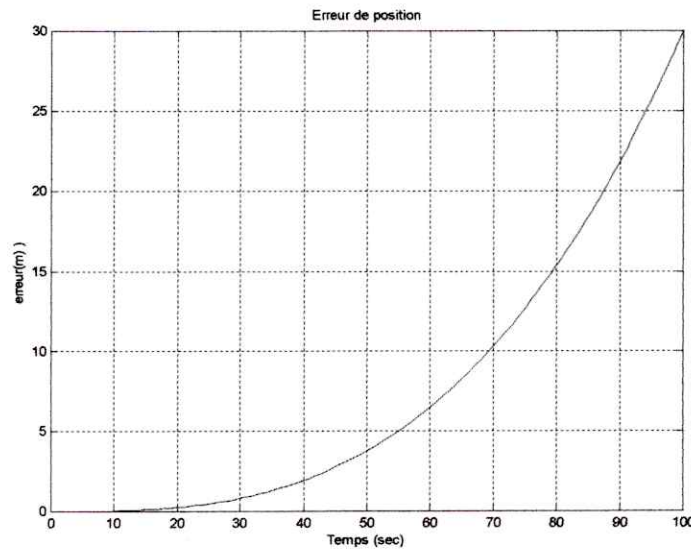


Figure III.27 : Variation de l'attitude en fonction du biais

On peut dégager de cette figure que on premier temps l'effet du biais n'apparaise pas, mais en évoluons dans le temps on remarque un décalage de l'attitude, ce décalage augment a chaque fois le biais augmente.

III.4.5.3) Erreur de position en fonction du temps

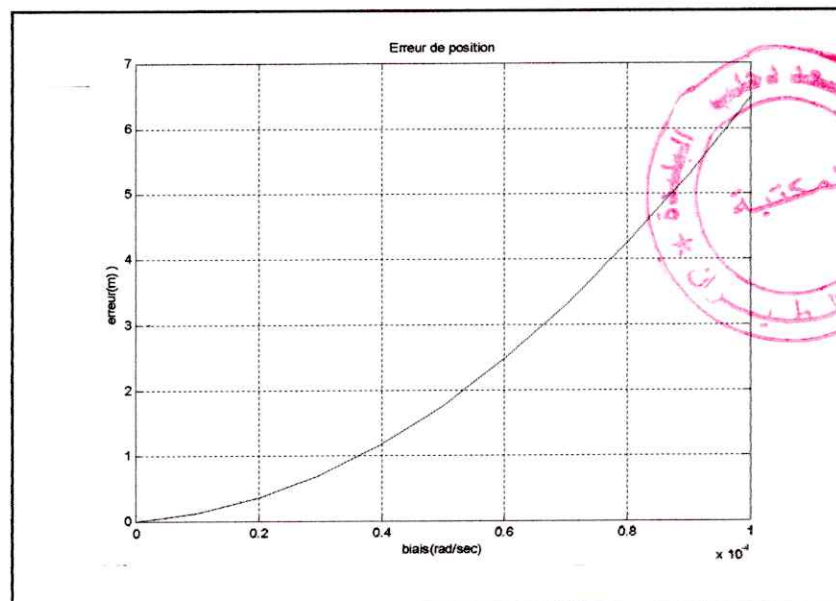
On peut tracer l'erreur dans la position en fonction du temps dans la figure suivante.



FigureIII.28 : Erreur de position en fonction du temps

D'après cette figure on remarque que l'erreur augmente rapidement pour un temps élevé.

-Erreur de position en fonction du biais

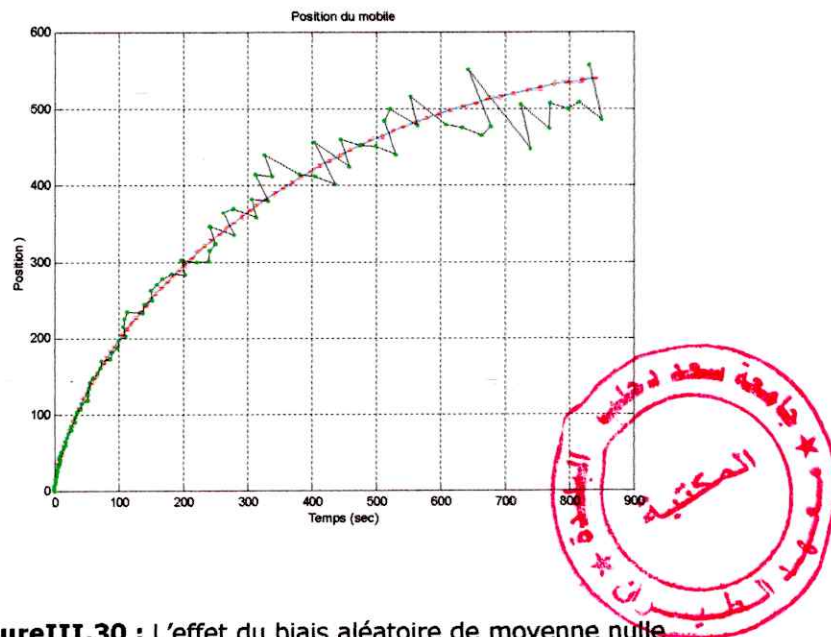


FigureIII.29 : Erreur de position en fonction du biais

On remarque une augmentation non linéaire de l'erreur de position en fonction du biais.

III.4.6) Cas d'un biais aléatoire de moyenne nulle

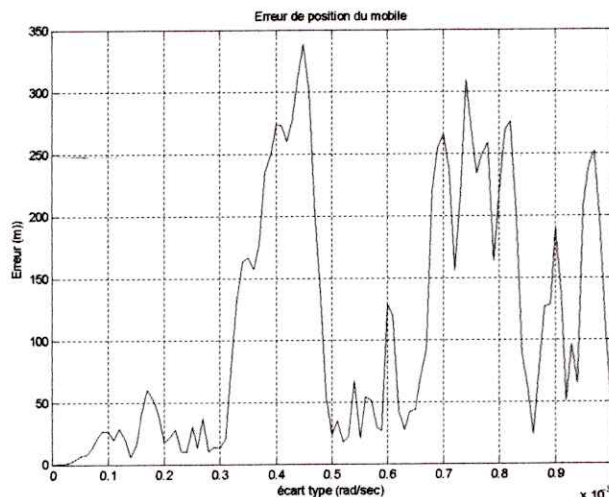
Écart type=0.0005 rad/sec.



FigureIII.30 : L'effet du biais aléatoire de moyenne nulle

III.4.6.1) Erreur de position en fonction de l'écart

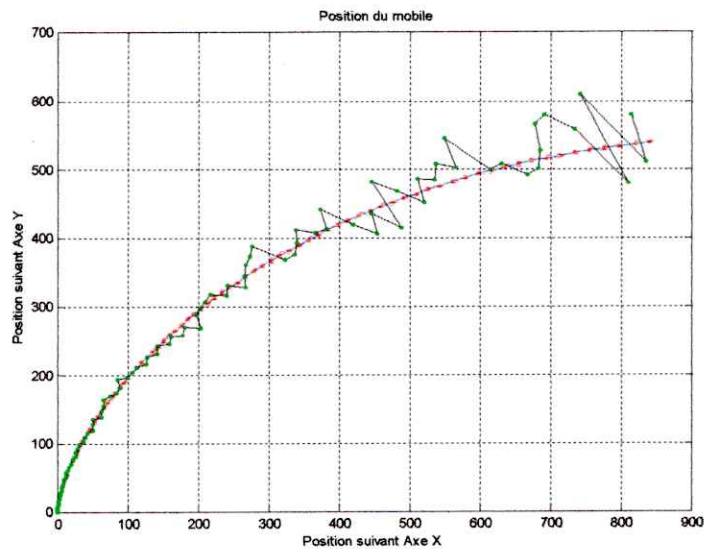
Cette erreur dépend du temps parce que l'angle de rotation est une intégration de la vitesse de rotation en fonction du temps ce résultat montre le caractère aléatoire de ce type d'erreur.



FigureIII.31 : Erreur de position en fonction de l'écart

III.4.6.2) Effet du facteur d'échelle

Si le facteur d'échelle fluctue de façon aléatoire autour de sa moyenne, on obtiendra les résultats suivants :



FigureIII.32 : Effet du facteur d'échelle

III.5) Trajectoire reconstituée dans le cas ou toute les paramètres sont pris en considération

Biais variable aléatoire de moyenne non nulle (pour l'accélération et pour la rotation)
Facteur d'échelle fluctue.

On le résultat suivant :

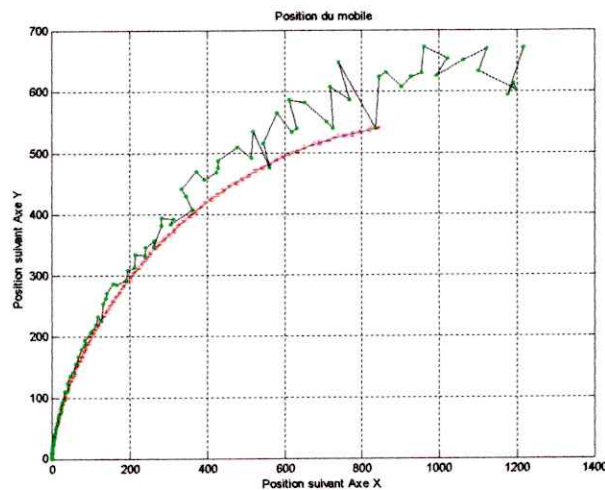


Figure I.33 : L'effet de tout les paramètre sur la position

Cette figure montre que si tous les paramètres sont proche cela génère une erreur très important dans la position.

Conclusion

Le but de cette partie consiste à la mise au point les résultats de simulation, ces résultats sont fait après l'étude théorique (l'algorithme).

Dans un premier temps, nous avons développé un programme sous MATLAB, ce programme utilise les données issues des capteurs inertiels (gyroscope, accéléromètre), Ce dernier à l'objectif de déterminer la trajectoire et l'attitude d'un mobile.

Ensuite, l'étude des effets des erreurs sur la reconstitution d'une trajectoire.

Finalement, et pour bien comprendre ces erreurs nous les avons étudié dans un plan.

CHAPITRE IV

*Application de ADXRS150°/s
pour la reconstitution d'une
trajectoire*

IV.1) Introduction

La vocation initiale de notre projet est de réaliser à partir d'une puce gyroscopique de référence ADXRS150 un capteur de vitesse de rotation. L'objectif de ce chapitre est double : d'une part tester les performances de la puce gyroscopique et mener à bien une expérience physique (mesure de vitesse de rotation) en reconstituant une trajectoire à partir de données réelles.

IV.2) Réalisation de la plaque électronique

Pour le conditionnement de notre petit gyros, il nous a fallu beaucoup de concentration et de précision, car une petite erreur de connexion induit la perte de notre capteur et cela n'est pas envisageable à cause du prix élevé :

La 1^{ère} pour quoi on a choisit un gyros ADXRS150⁰/S EB

La 2^{ème} étape sera le choix des conditionneurs (soustracteur, filtre, amplificateur et intégrateur).

La 3^{ème} étape sera le choix d'alimentation.

La 4^{ème} étape consistera à l'implantation des composants (le capteur et les conditionneurs) sur le circuit imprimé,

IV.2.1) Choix des capteurs (Gyroscope)

Dan ce travail on a choisi un gyros ADXRS150⁰/s (sur evalboard), une evalboard est un support qui permet de souder le gyroscope sur une carte électronique et qui permet de tester le capteur, et le type du gyros ADXRS150 (sans evalboard) ces capteurs de vitesse angulaire sont des composants à billes qui ne se soudent pas directement sur une carte électronique et donc inutilisable pour nous. Et cette figure présente la différence entre les deux.

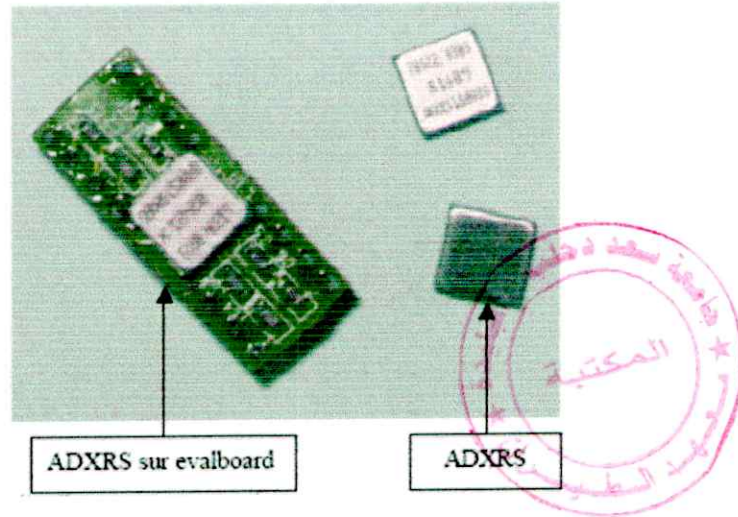


Figure IV.1: Représentation gyros ADXRS.

IV.2.2) choix des conditionneurs des signaux

Le choix des conditionneurs de signaux recouvre quatre éléments essentiels : les soustracteurs, filtres, amplificateurs et l'intégrateur. Ces quatre éléments sont placés successivement à la sortie du capteur.

Concernant ce projet, le choix des conditionneurs a été relativement difficile. Car il faut calibrer chaque élément pour le bon fonctionnement du système, en effet, on a installée un soustracteur pour éliminer l'erreur du capteur (le biais), ensuite on a place un filtre de façon à diminuer sensiblement le bruit due à leurs fonctionnements, et donc diminuer les perturbations du signal émis, et un amplificateur pour facilité l'étude du signal. On a ajouté un intégrateur pour avoir un signal qui présente l'angle de rotation, puisque le capteur fourni un signal de vitesse de rotation.

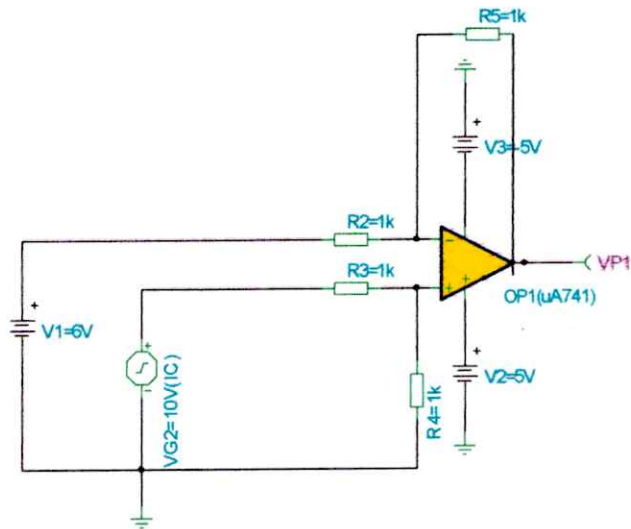
Nous avons choisi d'utiliser le logiciel *Tina* pour réaliser des circuits propres et directement exploitables. Pour les détails du choix des conditionneur, nous avons procédé comme suit :

IV.2.2.1) Soustracteur

Le montage représenté sur la figure (IV.2) suivante permet de réaliser la différence entre les tensions appliquées V_{e1} , V_{e2} cette propriété s'avère très intéressante, elle est exploitée plus loin dans un grand nombre d'autres applications.

La réalisation d'un soustracteur à entrées multiples, nécessite de tenir compte de tous les éléments pour déterminer les gains de chacune des voies, ce qui implique évidemment des sources d'impédance connues et stables.

On utilisera uniquement un modèle idéal d'amplificateur opérationnel.

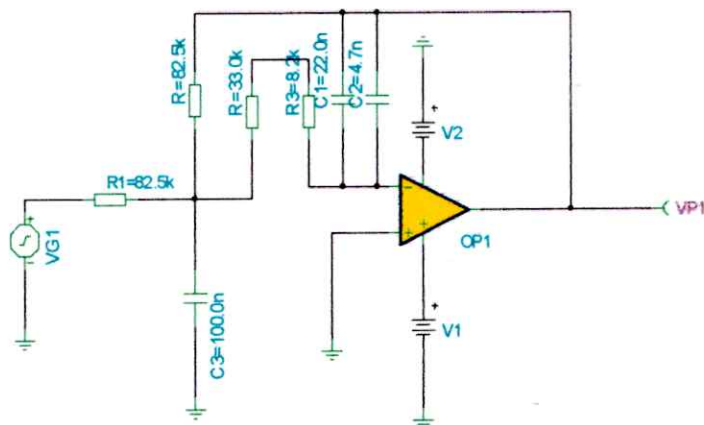


FigureIV.2 : Principe de soustracteur

IV.2.2.2) Les filtres

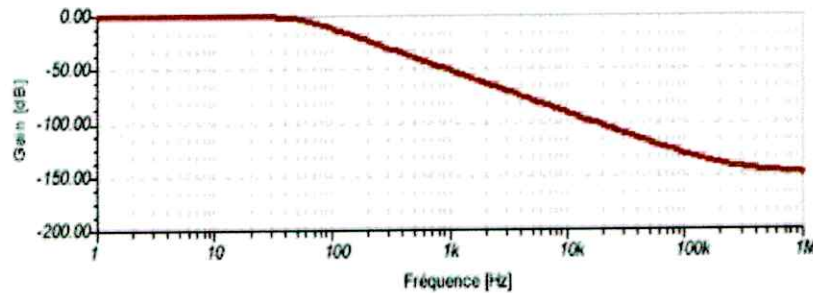
Les filtres sont des circuits capables de laisser passer des signaux de fréquences particulières tout en bloquant les signaux possédant d'autres fréquences. Cette propriété se nomme la sélectivité.

Les filtres actifs utilisent des amplis- op. Combinés à des circuits passifs RC. Les composants actifs fournissent un gain en tension, tandis que les circuits passifs fournissent la sélectivité de la fréquence. En termes de réponse générale, les quatre catégories de base de filtres actifs sont le passe-bas, le passe-haut, le passe-bande et la coupe bande. Et la figure suivant présent le principe des filtres utilisé dans ce travail.



FigureIV.3 : Principe de filtre.

Le signal de réponse d'un filtre passe-bas d'un signal d'entrée carré d'amplitude (4V) et de fréquence (50Hz) : figure (IV.5).



FigureIV.4 : La repense du filtre passe-bas.

IV.2.2.3) L'amplificateur

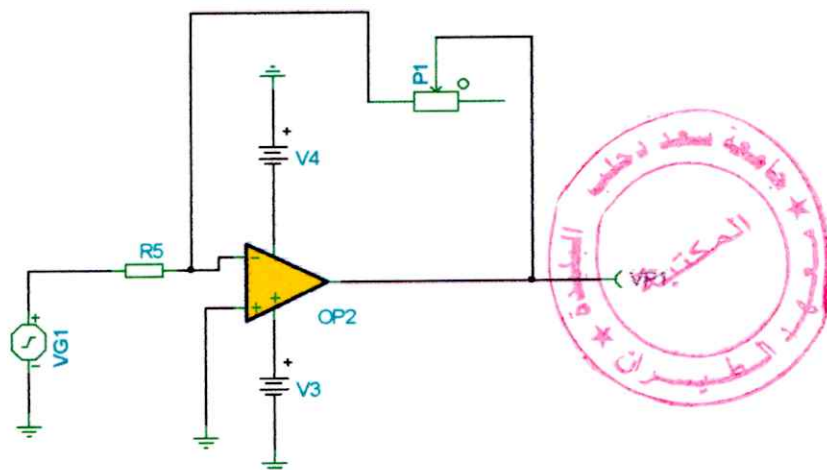
Les amplificateurs opérationnels doivent leurs nom au fait qu'à l'origine il était très souvent employé dans les calculateurs analogiques pour effectuer des opérations : d'addition, soustractions, dérivation, intégration ou pour élaborer des fonctions telles que les fonctions logarithmique, quadratiques, sinus, etc....

Depuis les applications de l'amplificateur opérationnel se sont étendues à de nombreuses autres fonctions.

Définition des caractéristiques

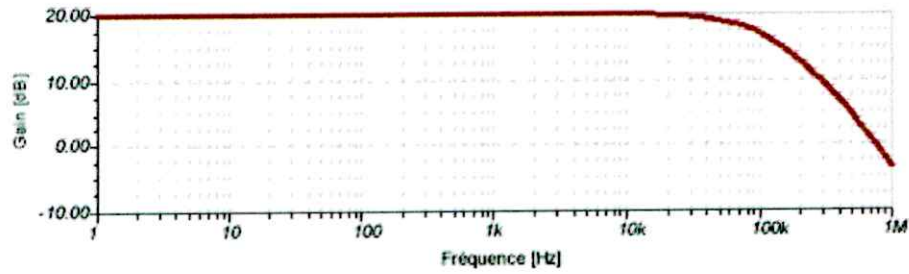
Un amplificateur de tension doit, pour être polyvalent, posséder deux entrées et deux sorties comme le montre la figure suivant :

L'amplificateur de puissance d'un gain de 10.



FigureIV.5 : Principe de l'amplificateur

La réponse en fréquence de l'amplificateur est représentée par la figure (IV.7) :

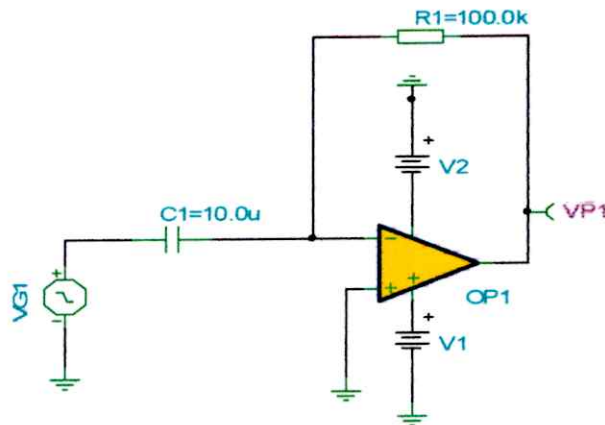


FigureIV.6 : La repense de l'amplificateur.

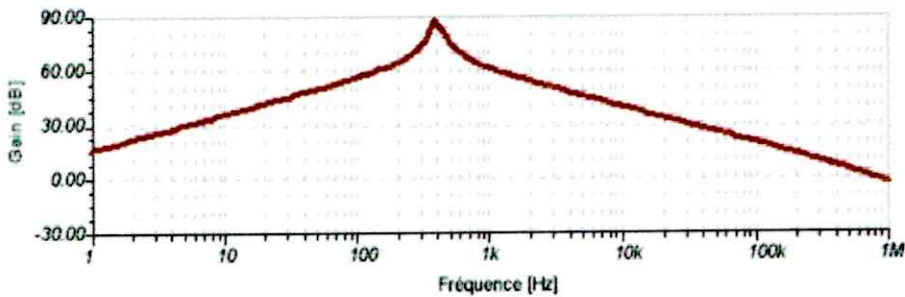
IV.2.2.4) Intégrateur à ampli- op

Un intégrateur à ampli- op. Simule l'intégration mathématique, procédé fondamental d'addition déterminant l'air totale sous la courbe d'une fonction.

Un circuit intégrateur de base est illustré à la figure (IV.8).



FigureIV.7 : Principe de l'intégrateur

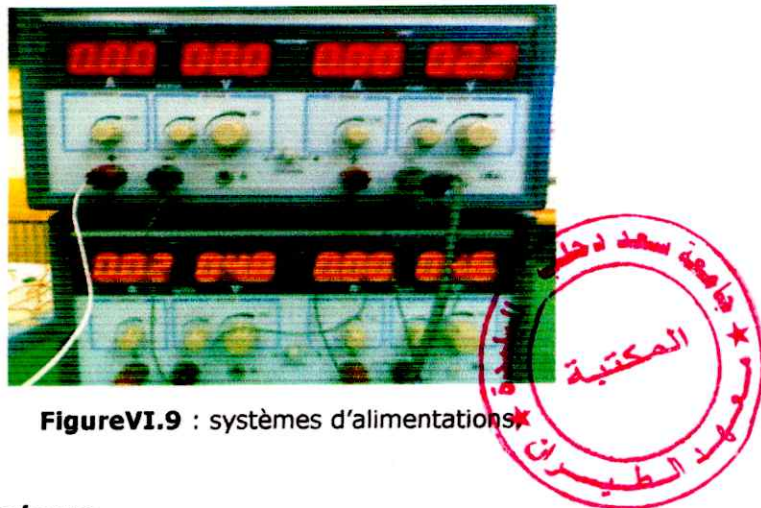


FigureIV.8 : La réponse de l'intégrateur.

IV.2.3) Systèmes d'alimentation

L'ensemble du système d'alimentation de la carte est composé généralement d'une alimentation stabilisée, procuré par des générateurs de tension pour avoir des tensions de 5V, 2.5V et -5V :

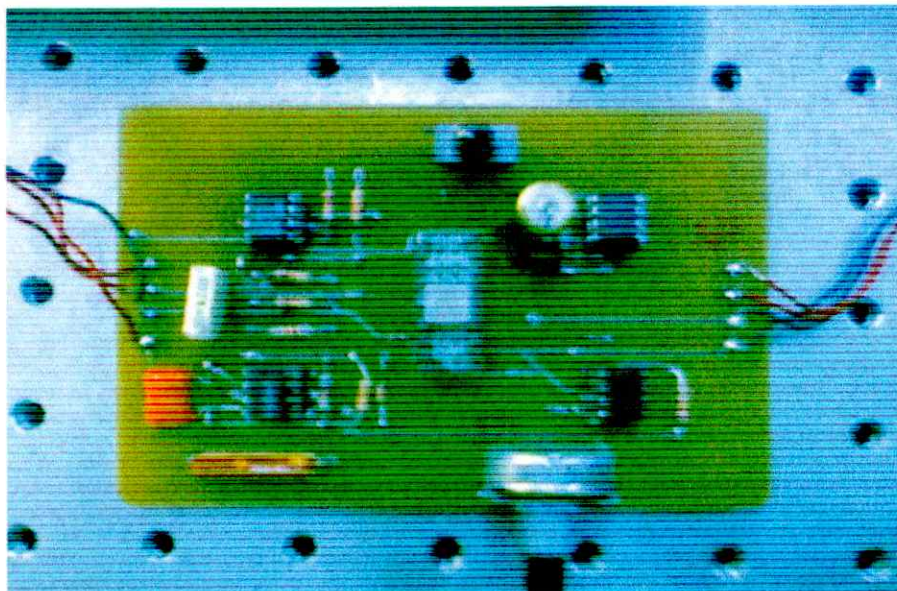
- (5V) pour alimenter ADXRS (le capteur), les amplificateurs opérationnelles.
- (-5V) pour alimenter les amplificateurs opérationnels.
- (2.5V) c'est la valeur a soustraire par le soustracteur et alimenté ADXRS.



FigureVI.9 : systèmes d'alimentations*

IV.2.4) Réalisation de la plaque

Dans cette étape on a implanté le capteur de rotation (ADXRS150°) au centre de la plaque pour qu'il mesure la vraie rotation de la plaque, ensuite, on a soudé les 4 conditionneurs aux 4 coins de la plaque pour les séparer et mieux les contrôler, et placer un interrupteur pour avoir le signal de sortie du capteur avant le traitement analogique utilisé a la caractérisation de l'ADXRS et le signal après traitement.



FigureVI.10 : gyro MEMS

IV.3) conception d'un programme qui reconstitue une trajectoire réelle

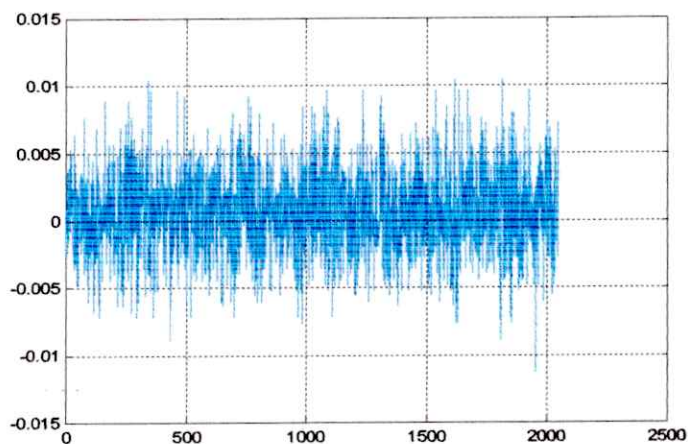
Pour reconstituer une trajectoire réelle d'un mobile, on a conçu un programme MATLAB qui exploite les données délivrées par le gyroscope ;

Pour transférer les données des capteurs au programme, on a utilisé un oscilloscope qui comporte une carte d'acquisition vers PC et un logiciel, pour visualiser le signal émis directement dans l'ordinateur.

Nous faisons changer l'extension du signal, on peut convertir le signal émis à un vecteur dans le logiciel MATLAB, donc on implante les informations fournies par notre gyros au programme. L'absence d'un accéléromètre nous oblige à estimer à chaque fois l'accélération (la vitesse de translation) du mobile et introduire directement au programme.

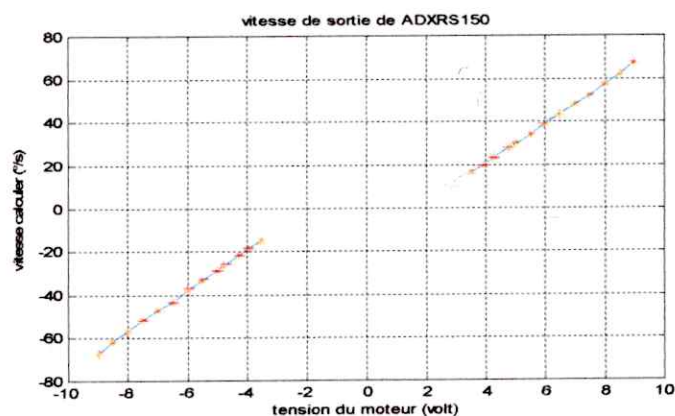
IV.4) Le teste de l'ADXRS

Le signal issu de la plaque sans rotation



FigureVI.11 : signal de sortie de l'ADXRS sans rotation

On remarque que le signal de sortie est nul alors on déduit que le soustracteur fonctionne. On essaye sur ce schéma de caractériser le signal de sortie de l'ADXRS150 (°/s) par la tension du moteur d'une plaque forme tournante, car on a pas la vitesse de rotation de la plaque.



FigureVI.12 : la vitesse de rotation en fonction de la tension du moteur

IV.5) les tests réels

Voilà quelque tests réels où l'on peut estimer l'accélération du mobile, pour les premiers tests on a placé notre gyros sur une plate forme tournante par un moteur de rayon (0.2m), dont on peut commander sa vitesse de rotation.

Puis on a place le gyros sur une personne qui parcoure des trajectoires données.



FigureVI.13 : matériels utilisés pour les tests

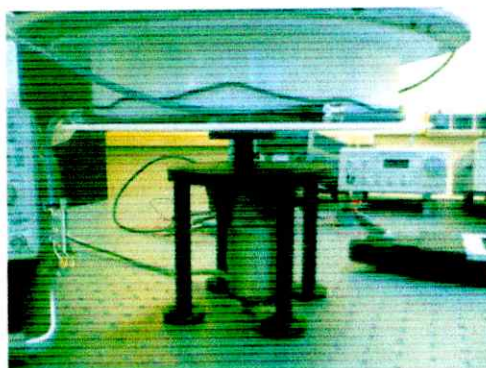
Le signal délivré est une tension (Volt) donc une opération de mise en échelle est nécessaire, cela est effectué en divisons l'amplitude du signal issu du gyros par le facteur d'échelle du ADXRS150 qu'est de 12.5 mV/°/s suivi d'une transformation en radian.

IV.5.1) Les tests sur plate forme tournante

Dans ce test on a fixé la carte réalisée sur un plateau tournant. Le mouvement de rotation est maintenu par un moteur à courant continu, commandé en tension ce qui permet de varier la vitesse de rotation. La carte a été placée à 20 cm de l'axe de rotation. Etant donné que nous ne disposons pas d'un accéléromètre, ce test permet de lier la vitesse de rotation de la carte à sa vitesse de translation $V = R.\Omega$ donc on peut s'en passer de l'accéléromètre.

Une photo du plateau est présentée sur la figure

Ci-dessous :

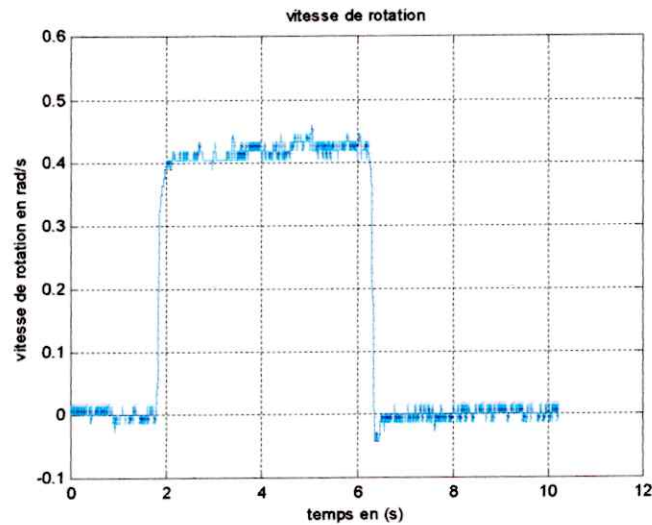


FigureIV.14 : plate forme tournante

On a effectué deux séries de test la première dans un sens et l'autre dans le sens opposé.

IV.5.1.1) Sens des aiguilles d'une montre

Le signal délivré par la carte est positive dans ce cas, l'amplitude de se signal est proportionnel à la vitesse de rotation comme le montre le résultats de la figure suivante :



FigureIV.15: Signal délivré par la carte
(Cas d'une rotation dans le sens des aiguilles d'une montre).

Il faut noté que toutes les opération décrite ici sont effectué avec un programme de calcul, et on note que la vitesse de translation de la plaque est constante d'une valeur de 0,5m/s.

L'attitude de la plaque en rotation est donnée après intégration de la vitesse de rotation par rapport au temps sur le résultat de la figure suivante :

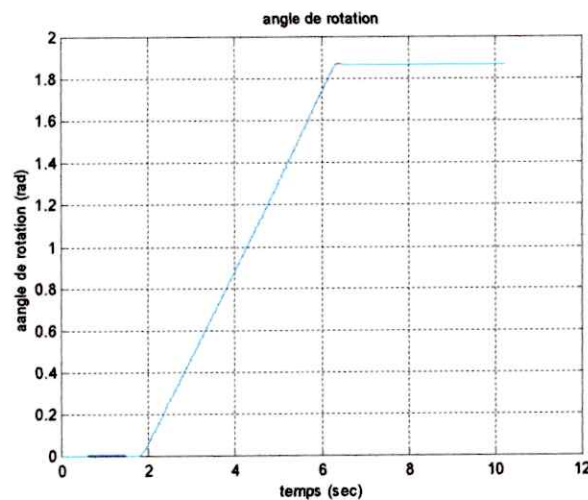


Figure IV.16 : Représentation de l'angle de rotation

On remarque la variation de l'angle est linéaire parce que la vitesse de rotation est constante, quand le plateau s'est arrêté l'angle prend une valeur constante.

Le trajectoire de ce teste et donnée par la figure suivante

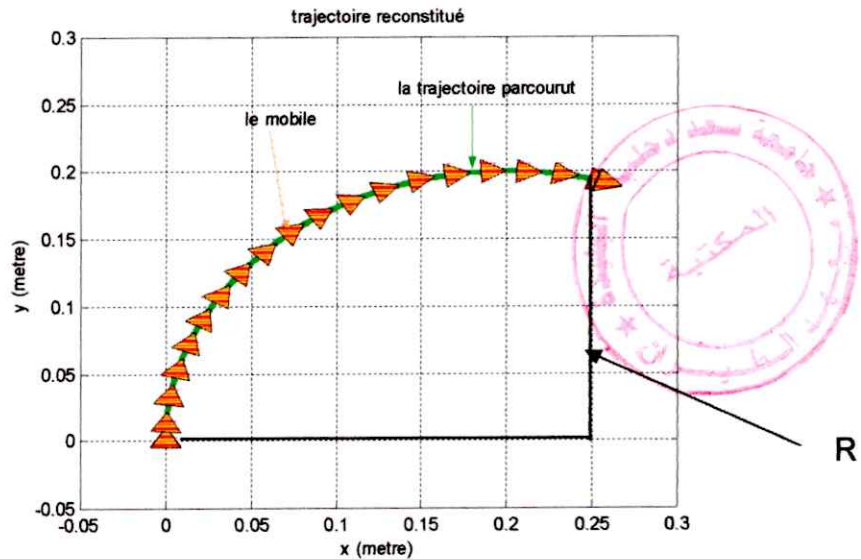


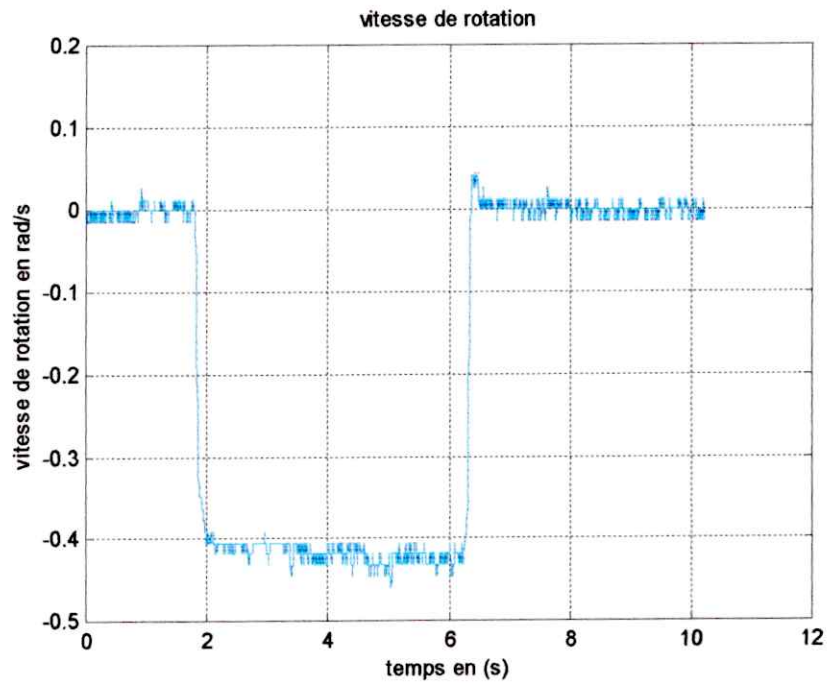
Figure IV.17 : Représentation de la trajectoire (1)

Après cette figure on remarque ;

- la trajectoire est une arc de cercle a cause de la plate forme qu'est circulaire
- le rayon de cet arc est environ 20 cm qui montre le bon fonctionnement de système

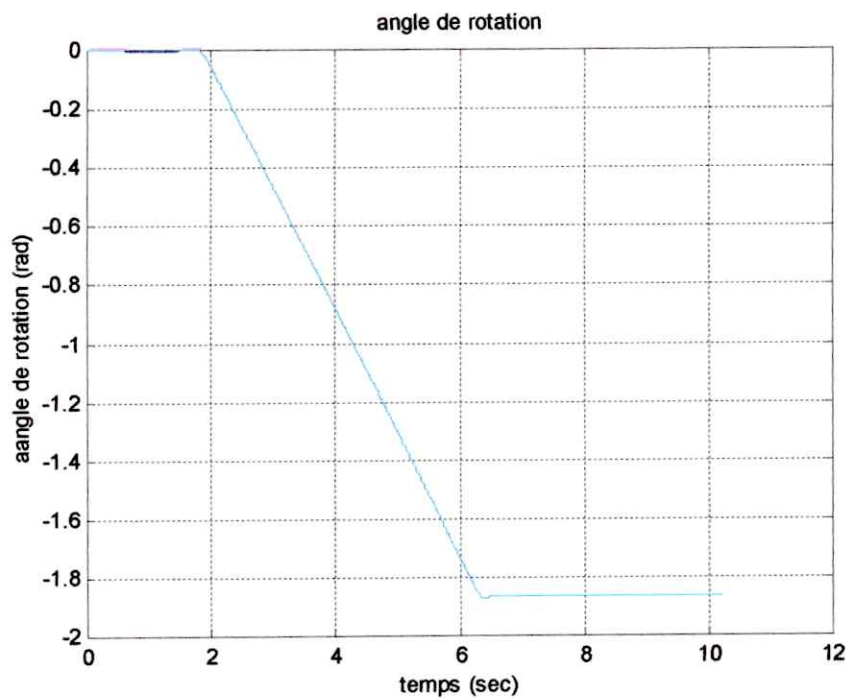
IV.5.1.2) Sens contraire des aiguilles d'une montre :

Le signal délivré par la carte est négative dans ce cas, l'amplitude de se signal est proportionnel à la vitesse de rotation mais au sens négative comme le montre le résultats de la figure suivante



FigureIV.18 : Représentation de vitesse de rotation

L'attitude de la plaque en rotation est donnée après intégration de la vitesse de rotation par rapport au temps sur le résultat de la figure suivante



FigureIV.19 : représentation d'angle de rotation

On remarque

- la variation de l'angle est linéaire parce que la vitesse de rotation est constante,
- et négative parce que ce teste et applique dans le sens opposé

Donc le résultat de la trajectoire obtenue d'une vitesse de translation de (0.5m/s) est représenté dans la figure suivante :

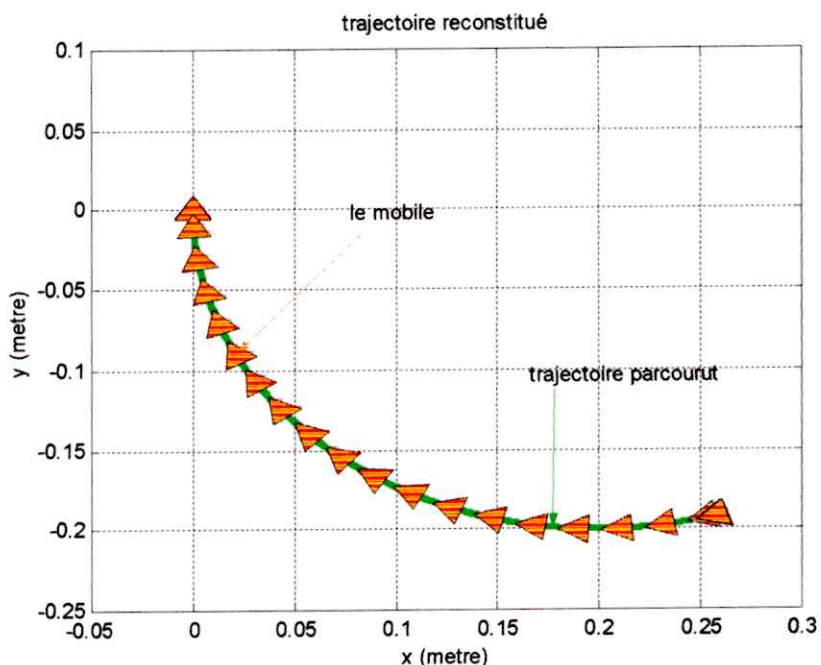


Figure IV.20 : Représentation de la trajectoire (2)

On remarque que la trajectoire est un arc de cercle comme le premier mais au sens opposé.

IV.4.2) Les tests sur un mobile

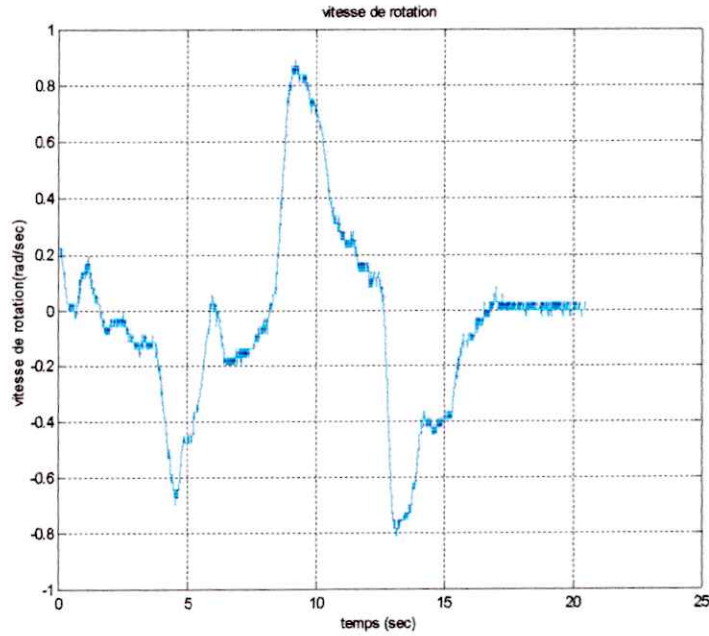
Un mouvement dans un plan est en faite une combinaison de deux mouvement une translation et une rotation autour de lui même. Donc pour reconstituer la trajectoire d'un mobile dans un plan on besoin d'un seul accéléromètre et un seul gyroscope.

Durant tous les test qu'on a effectuer on estimé constante la vitesse de translation.

Les tests sont effectués sur un mobile (individu) qui porte la carte réalisée et se déplace dans une salle. Les données sont transmises à l'aide d'un long fils (10 m) et aussi l'alimentation de la carte.

IV.4.2.1) Teste sur une trajectoire quelconque

Ce teste est effectués sur un mobile qui port la carte et se déplace a une vitesse de translation constante de (0.6m/s) dans une salle avec mouvement quelconque ; on trouve les résultats suivant :



FigureIV.21 : Représentation de la vitesse de rotation

On remarque :

- il existe trois pique deux négative et un positive qui indique deux rotation aux même sens et une rotation dans le sens opposé.

L attitude de mobile en rotation est donnée après intégration de la vitesse de rotation par rapport au temps, le résultat présenter sur figure suivant :

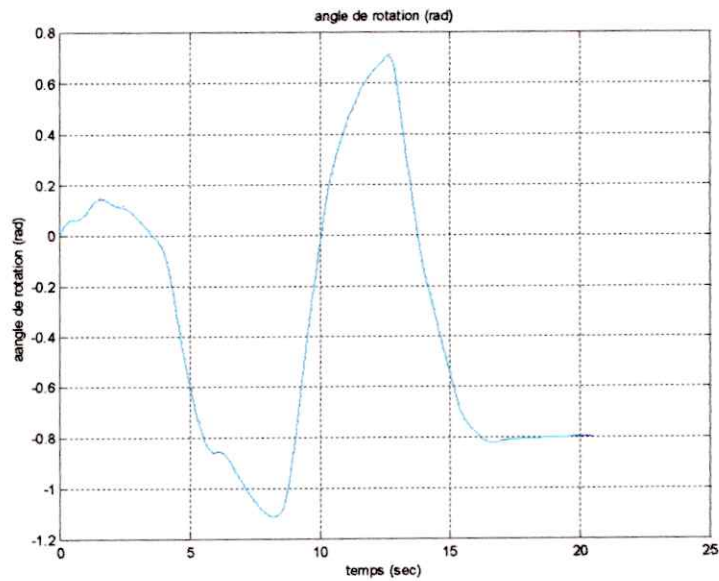


Figure IV.22 : Représentation de l'angle de rotation

La trajectoire reconstituée est :

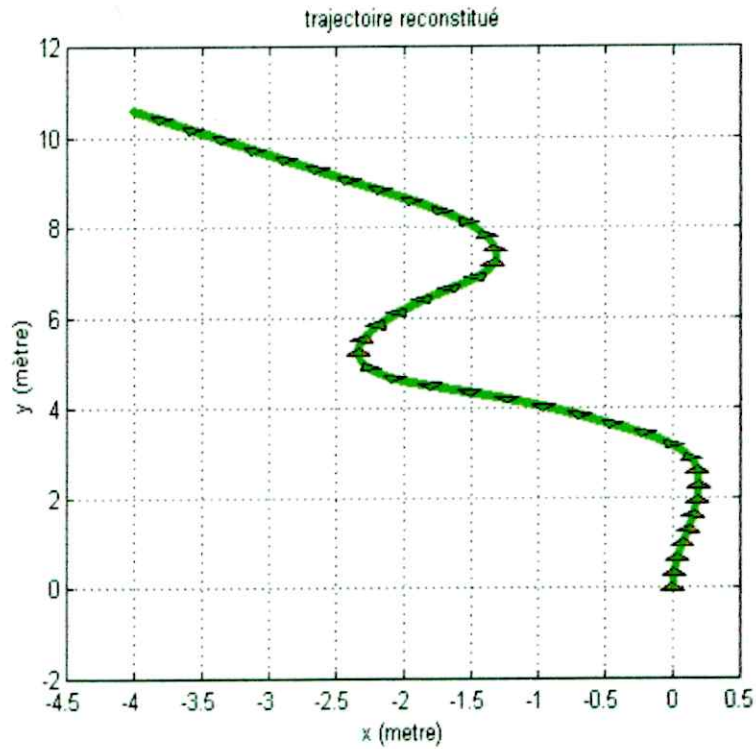


Figure IV.23: Représentation de la trajectoire (2).

Cette figure montre le résultat de la vitesse de rotation tel que en remarque qu'il existe deux rotations au même sens et une rotation dans le sens opposé.

IV.4.2.2) Reconstitution d'une trajectoire carrée

Dans cette partie on va essaie de faire une trajectoire carrée ; le signal de vitesse de rotation délivrée par le capteur et donnée dans la figure suivante :

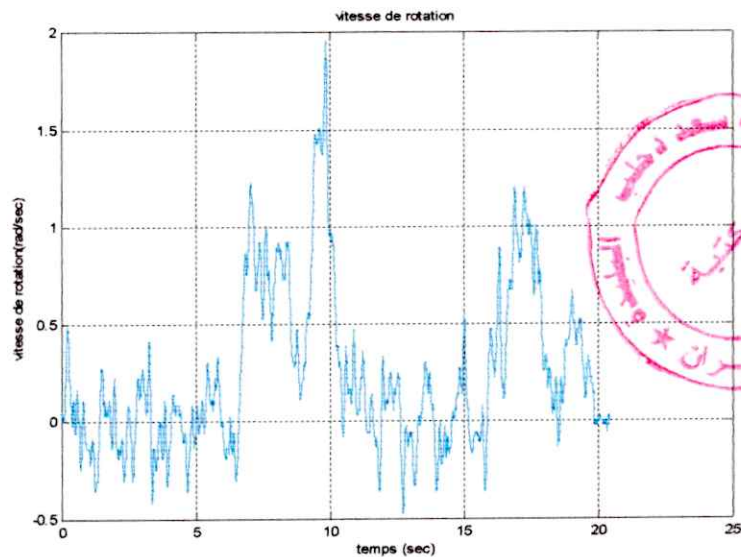


Figure IV.24 : représentation de vitesse de rotation2

On remarque à partir de la vitesse de rotation que les trois piques présente trois rotations, les angles de rotation représentent dans la figure suivante :

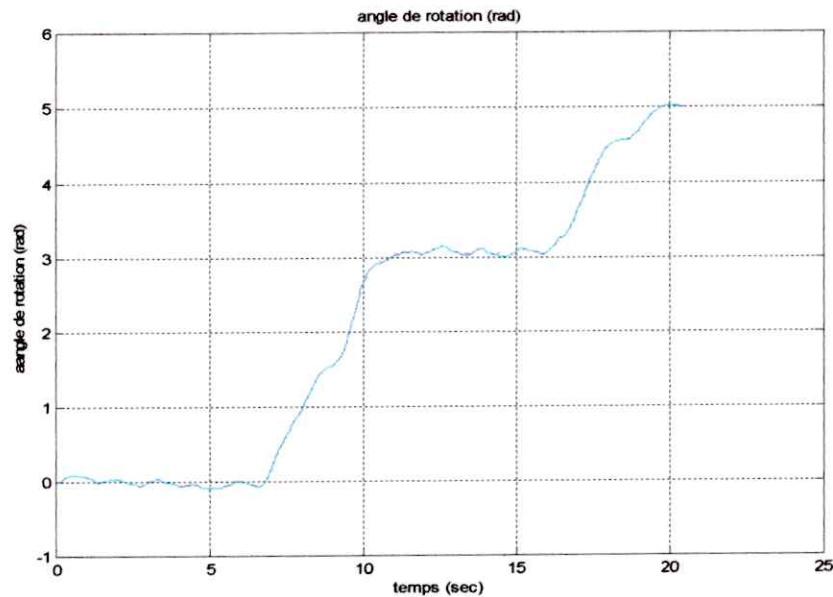


Figure IV.25 : représentation de l'angle de rotation2

On remarque qu'il y à deux phase essentielle, un changement linéaire après stabilisation qui nos informe que le mobile change sa trajectoire.

La trajectoire du mobile d'une de translation de (0.6m/s) représente par la figure suivante.

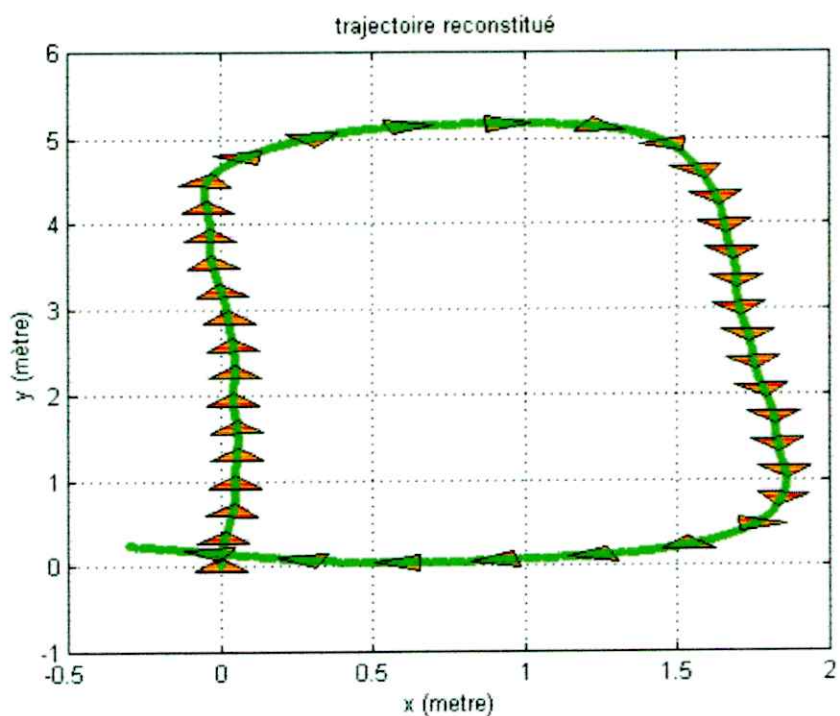


Figure IV.26 : représentation de la trajectoire

IV.4.2.3) Reconstitution d'une trajectoire circulaire par un mobile

Dans cette manipulation, la personne effectue une trajectoire circulaire.

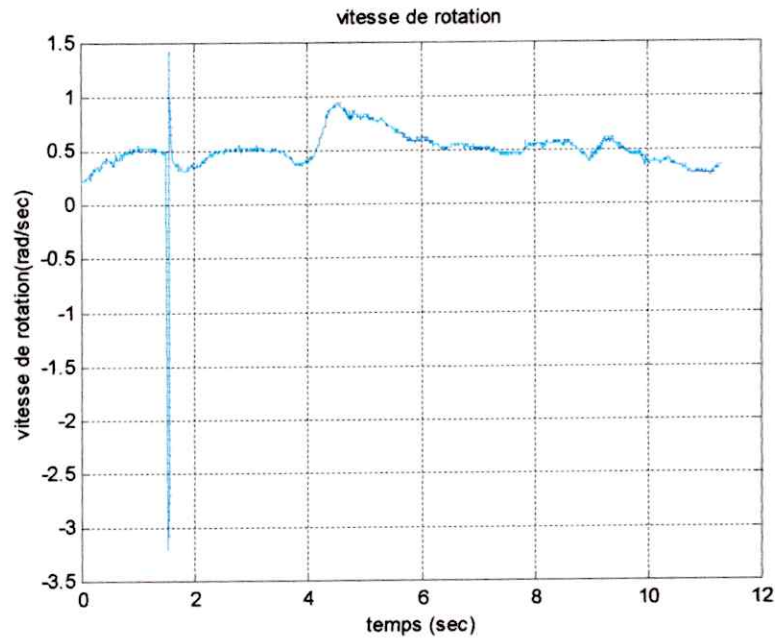


Figure IV.27 : représentation de vitesse de rotation3

On remarque que la vitesse de rotation est presque constante sur une valeur de (0,5rad/s), le pique représente un chocs dans la manipulation (il est négligeable).

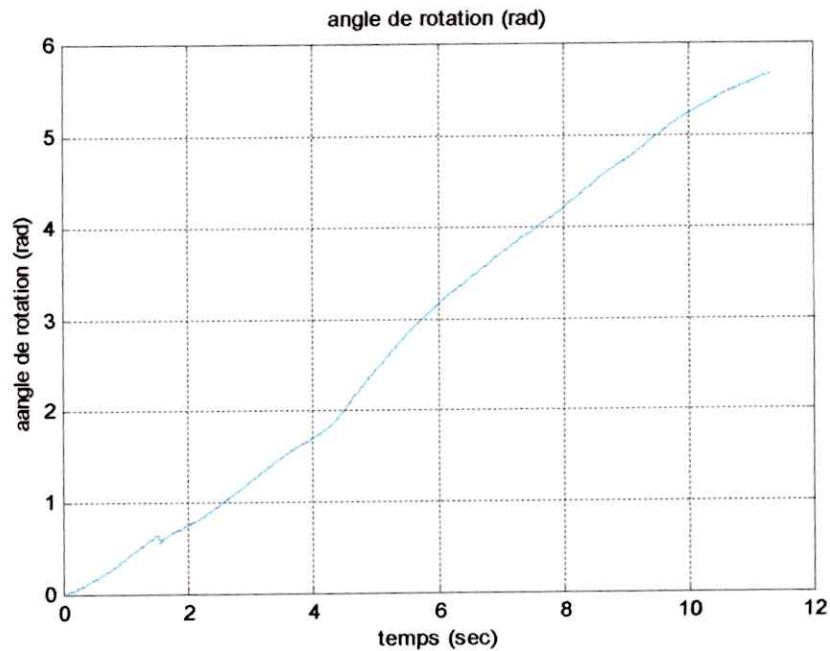


Figure IV.28 : représentation de l'angle de rotation3

L'angle de rotation progresse linéairement donc la trajectoire du mobile elle ne peut pas être qu'un cercle

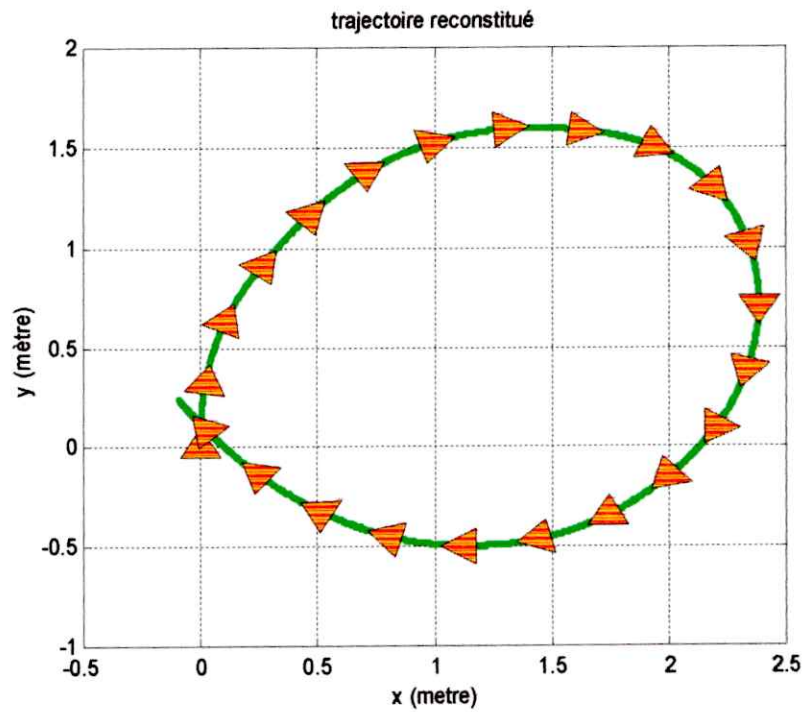


Figure IV.29 : représentation de la trajectoire 3

IV.4.2.4) Reconstitution d'une trajectoire triangle

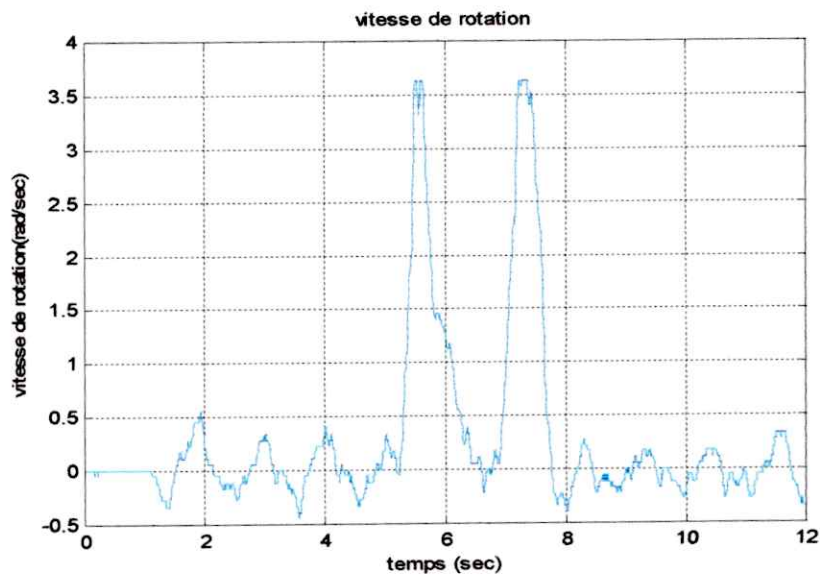


Figure IV.30 : représentation de vitesse de rotation4

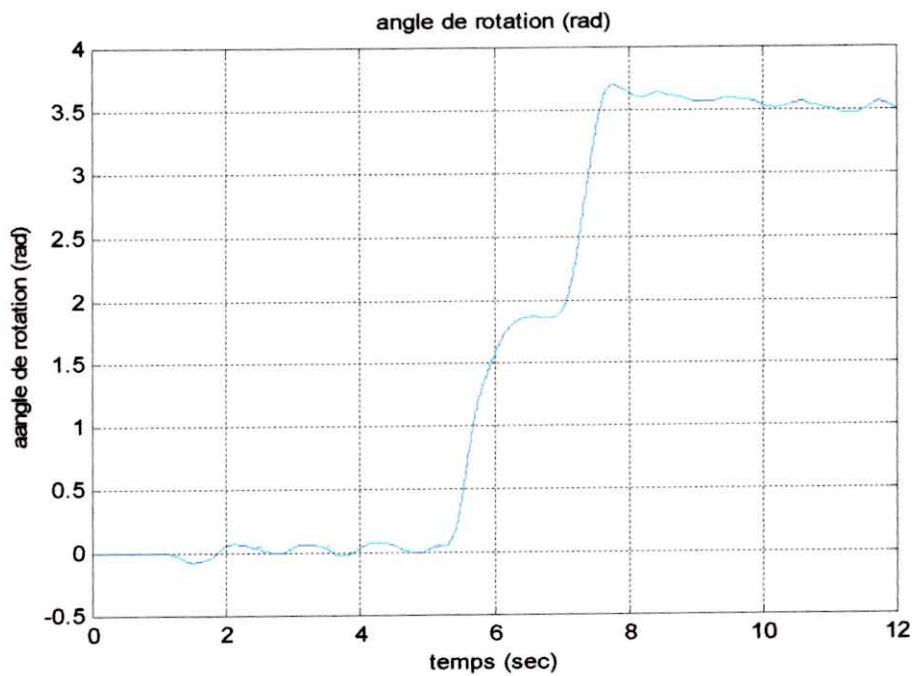


Figure IV.31 : représentation de l'angle de rotation4

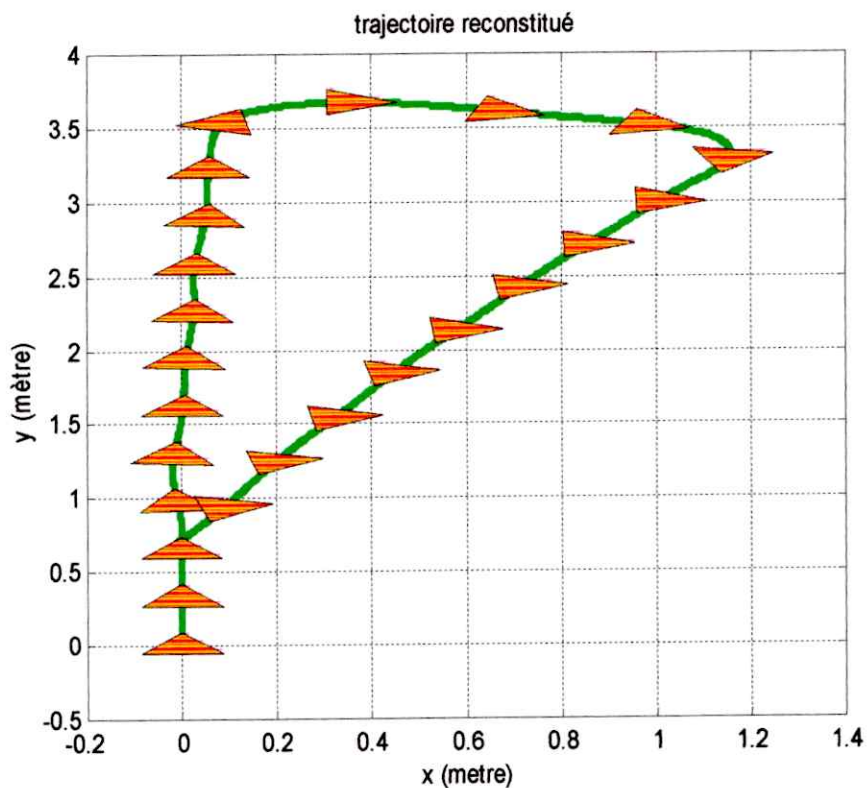


Figure IV.32 : représentation de la trajectoire 4 (triangle)

VI.4.2.5) Reconstitution d'un trajectoire d'un huit par un mobile

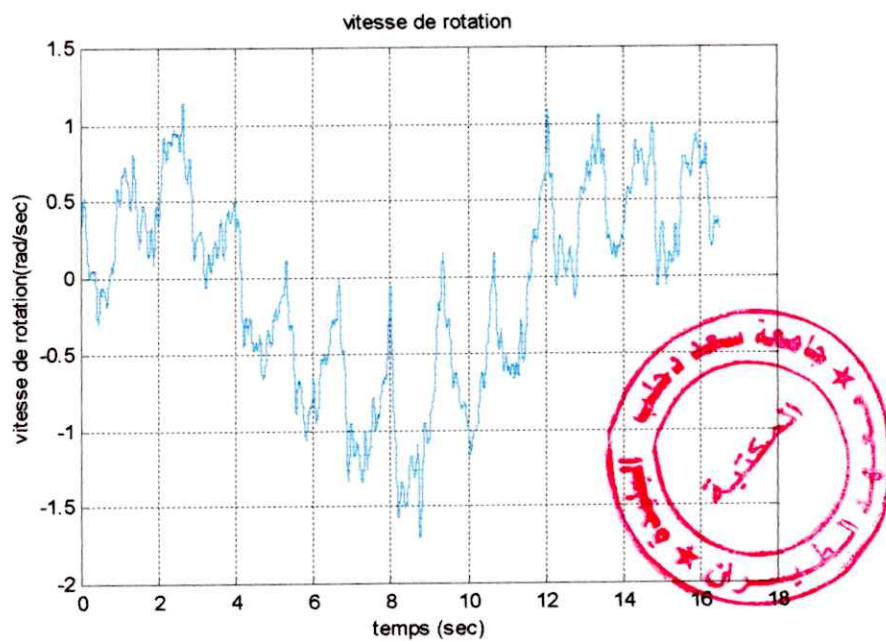


Figure IV.33 : représentation de vitesse de rotation5

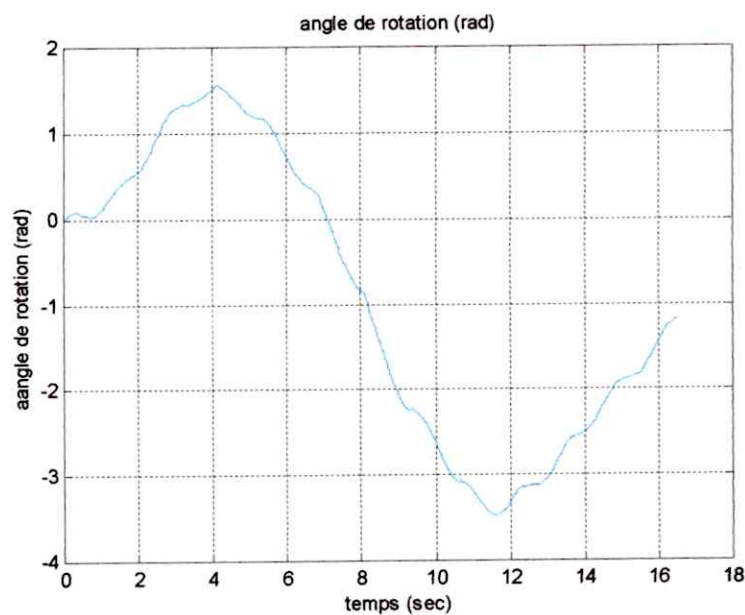


Figure IV.34 : représentation de l'angle de rotation5

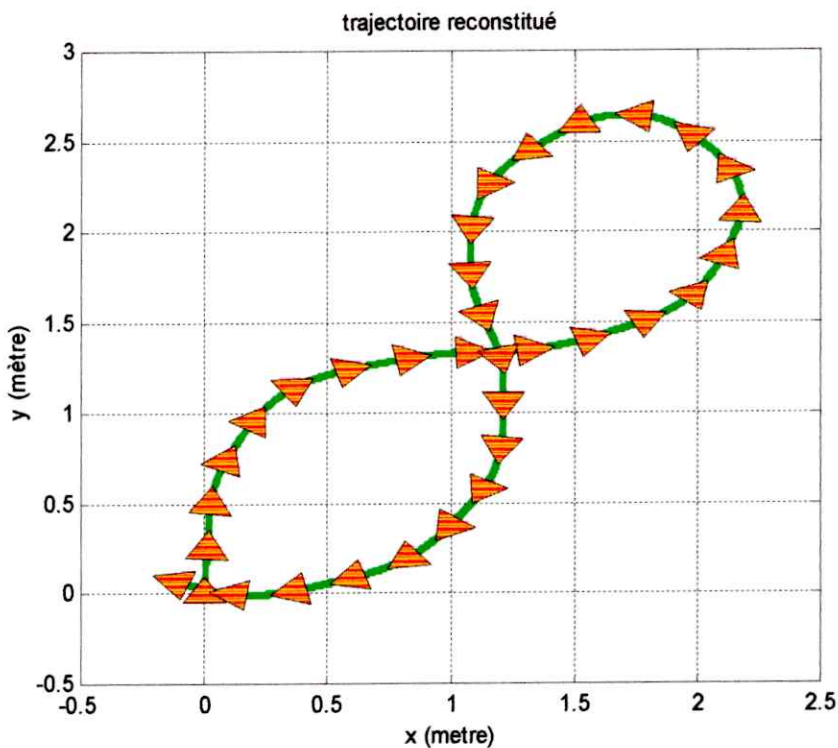


Figure IV.35 : Représentation de la trajectoire parcourut4 (huit)

IV.5) Conclusion

La partie expérimentale de notre projet nous a permis de bien comprendre le principe de la navigation inertielle en utilisant un capteur de rotation ADXRS150. Les résultats obtenus pour la reconstruction de la trajectoire et la détermination de l'attitude valide notre simulation et aussi tous les aspects théoriques énoncés. Malgré qu'on ne dispose pas d'un accéléromètre les résultats sont satisfaisants et approchent la réalité.

CONCLUSION GÉNÉRALE

Conclusion et perspectives

A travers ce mémoire de fin d'étude de cycle d'ingénieur en aéronautique. Nous avons étudié les différents systèmes gyroscopiques et l'utilisation d'une nouvelle technologie MEMS (Micro electro mechanical système) pour réaliser un gyroscope qui mesure la vitesse de rotation suivant un seul axe.

Dans un premier temps, nous avons essayé de classer les différents capteurs de rotation existant suivant la technologie utilisée, et une comparaison des avantages et les inconvénients de chaque gyros.

Dans un deuxième temps nos efforts se sont concentrés sur l'étude théorique pour mettre au point un algorithme qui nous permet a partir des donnée d'une centrale inertielle de positionnée un mobile.

Ensuite, nous avons conçu un programme de calcul qui permet à partir des données inertielles (gyroscope, accéléromètre) de reconstruire la trajectoire et l'attitude d'un mobile et l'étude de l'effet d'erreur sur la reconstitution de la trajectoire réelle.

Enfin, nous avons réalisé notre gyroscope a partir d'une puce gyroscope ADXRS 150 EB , et l'application réelle de ce dernier dans la reconstitution de la trajectoire réelle d'un mobile en utilisant un programme qui utilise des donnée de ce gyros.

Il est sûr en tout cas que l'expérience acquise dans ce projet facilitera beaucoup la mise en route de nouveaux projets. Les prochains étudiants éviteront de commettre nos erreurs et pourront s'attacher rapidement à la réalisation d'une station strapdown. Ce rapport devrait être la source principale d'information pour les prochains projets.

Nous avons essayé de rassembler notre expérience entre ces quelques pages dans l'espoir que notre projet sera développé par la suite, et que l'apprentissage nécessaire ne doit pas être repris depuis le début.

Nous espérons donc avoir été clairs et précis. Si toutefois des points n'apparaissent pas dans ce rapport, nous serons toujours disponibles pour les compléter.

LES ANNEXES

Annexe 01

Formulation numérique

On est arrivé dans la partie mathématique à une équation différentielle non linéaire qui est difficile à résoudre, alors on a appliqué des méthodes numériques pour la résoudre.

Au temps discret on peut écrire que :

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \phi^* \\ \theta^* \\ \psi^* \end{bmatrix} \Delta T \dots\dots\dots \text{II.8}$$

De l'équation (II.7) on peut écrire :

$$\phi^*(k) = p(k) + \sin(\phi(k-1)) \tan(\theta(k-1)) q(k) + \cos(\phi(k-1)) \tan(\theta(k-1)) r(k)$$

$$\theta^*(k) = \cos(\phi(k-1)) q(k) - \sin(\phi(k-1)) r(k)$$

$$\psi^*(k) = \frac{\sin(\phi(k-1))}{\cos(\theta(k-1))} q(k) + \frac{\cos(\phi(k-1))}{\cos(\theta(k-1))} r(k)$$

De l'équation (II.8) on peut écrire :

$$\phi(k) = \phi(k-1) + \phi^*(k) \Delta T$$

$$\theta(k) = \theta(k-1) + \theta^*(k) \Delta T \dots\dots\dots \text{II.8.1}$$

$$\psi(k) = \psi(k-1) + \psi^*(k) \Delta T$$

C'est le même cas pour l'attitude que pour l'accélération on a :

$$a_x(k) = u^*(k) + \sin(\phi(k-1)) \tan(\theta(k-1)) v^*(k) + \cos(\phi(k-1)) \tan(\theta(k-1)) w^*(k)$$

$$a_y(k) = v^*(k) \cos(\phi(k-1)) - \sin(\phi(k-1)) w^*(k) \dots\dots\dots \text{II.8.2}$$

$$a_z(k) = \frac{\sin(\phi(k-1))}{\cos(\theta(k-1))} v^*(k) + \frac{\cos(\phi(k-1))}{\cos(\theta(k-1))} w^*(k)$$

Pour avoir les vitesses on devra intégrer l'équation II.8.2 :

$$v_x(k) = v_x(k-1) + a_x(k) \Delta T$$

$$v_y(k) = v_y(k-1) + a_y(k) \Delta T \dots\dots\dots \text{II.8.3}$$

$$v_z(k) = v_z(k-1) + a_z(k) \Delta T$$

Et en fin pour trouver la position on devra intégrer la vitesse :

$$x(k) = x(k-1) + v_x(k-1) \Delta T + \frac{a_x(k) \Delta T^2}{2}$$

$$y(k) = y(k-1) + v_y(k-1) \Delta T + \frac{a_y(k) \Delta T^2}{2} \dots\dots\dots \text{II.8.4}$$

$$z(k) = z(k-1) + v_z(k-1) \Delta T + \frac{a_z(k) \Delta T^2}{2}$$

On notera que la connaissance des conditions initiales est indispensable pour évaluer les vitesses et les positions à chaque instant.

Annexe02

Méthodes de représentation les angles (Roulis, Tangage, Lacet)

1. La représentation DCM :

On peut calculer la « Direction Cosinus Matrice » directement des vitesses angulaires fournies par les gyroscopes. La dérivée première de la matrice de rotation peut être exprimée par :

$$C_b^{*n} = C_b^n (S(w_{nb}^b)) = C_b^n (S(w_{ib}^b)) - S(w_{in}^b)$$

Où S , est une matrice antisymétrique (skew symmetric matrix).

$$C_b^{*n} = C_b^n \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}$$

Où p, q, r , sont les vitesses angulaires (en radian/sec.) autour des axes x (phi), y ($theta$), z (psi) de la CI et fournies directement par les gyroscopes. On peut calculer la matrice C_b^n par l'intégration:

$$C_b^n = \int C_b^{*n} dt = \int C_b^n \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} dt$$

La forme discrète de la dernière équation est :

$$C_b^n(k+1) = C_b^n(k) + C_b^{*n}(k) \Delta T = C_b^n(k) \begin{bmatrix} 1 & -r & q \\ r & 1 & -p \\ -q & p & 1 \end{bmatrix} \Delta T$$

Où $\Delta T = t_{k+1} - t_k$ est le temps d'échantillonnage.

Pour rendre la mise à jour de la matrice C_b^n plus précise, on peut utiliser l'expansion de Taylor. L'idée est de calculer la matrice du taux de rotation e^A en utilisant $\sigma = \sqrt{p^2 + q^2 + r^2}$ qui mène à l'équation suivant :

$$e^A = I_{3,3} + \frac{\sin \sigma}{\sigma} A + \frac{1 - \cos \sigma}{\sigma^2} A^2$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \Delta T = \begin{bmatrix} 0 & -\Delta\theta_z & -\Delta\theta_y \\ -\Delta\theta_z & 0 & -\Delta\theta_x \\ -\Delta\theta_y & \Delta\theta_x & 0 \end{bmatrix}$$

Système embarqué temps réel de localisation et de modélisation 3D par fusion multi-capteur.

$$A^2 = \begin{bmatrix} -(q^2 + r^2) & pq & pr \\ pq & -(p^2 + r^2) & qr \\ pr & qr & -(q^2 + p^2) \end{bmatrix} \Delta T$$

La mise à jour de matrice C_b^n sera :

$$C_b^n(k+1) = C_b^n(k) = \left(I_{3 \times 3} + \frac{\sin \sigma}{\sigma} A + \frac{1 - \cos \sigma}{\sigma^2} A^2 \right)$$

II. Le calcul de C_b^n en utilisant les Quaternions

Dans l'approche de Quaternion, la rotation d'un repère à un autre peut être accomplie par une rotation simple au sujet d'un vecteur q par un l'angle q . Les quaternions se composent de quatre paramètres qui sont une fonction de ce vecteur et cet angle. Le quaternion initial est obtenu à partir du l'angles roulis, tangage et lacet définis dans la représentation d'Euler ou alternativement par les paramètres de la matrice DCM C_b^n en utilisant l'équation suivant :

$$q = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4q_4}(c_{32} - c_{23}) \\ \frac{1}{4q_4}(c_{13} - c_{31}) \\ \frac{1}{4q_4}(c_{21} - c_{12}) \\ \frac{1}{2}\sqrt{1 + c_{11} + c_{22} + c_{33}} \end{bmatrix}$$

La dernière équation est utile pour initialiser les quaternions. Ensuite, la relation entre les quaternions et le taux de rotation « la vitesse angulaire fourni par la centrale » est donnée par les équations différentielles suivantes.

$$q \dot{} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & w_z & -w_y & w_x \\ -w_z & 0 & w_x & w_y \\ w_y & -w_x & 0 & w_z \\ -w_x & -w_y & -w_z & 0 \end{bmatrix} q = A(w_z, w_y, w_x) q$$

$$\mathbf{q}_{n+1} = (I + A(w_z, w_y, w_x)) \Delta t \mathbf{q}_n = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} I & w_z \Delta t & -w_y \Delta t & w_x \Delta t \\ -w_z \Delta t & I & w_x \Delta t & w_y \Delta t \\ w_y \Delta t & -w_x \Delta t & I & w_z \Delta t \\ -w_x \Delta t & -w_y \Delta t & -w_z \Delta t & I \end{bmatrix} \mathbf{q}_n$$

Et ensuite, la matrice DCM exprimée en termes de paramètres des quaternions est :

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} (q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2) & 2(q_1 q_2 - q_3 q_4) & 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) \\ 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) & (q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 + q_4^2) & 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) \\ 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) & 2(q_2 q_3 + q_1 q_4) & (q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_4^2) \end{bmatrix}$$

Est utile pour calculer l'accélération dans le repère local n .

La conversion des quaternions aux angles d'Euler « roulis, tangage et lacet » :

$$\theta = \sin^{-1}(2(q_2 q_3 + q_1 q_4))$$

$$\psi = \tan^{-1} \left(\frac{q_3 + q_2}{q_4 + q_1} \right) + \tan^{-1} \left(\frac{q_3 - q_2}{q_4 - q_1} \right)$$

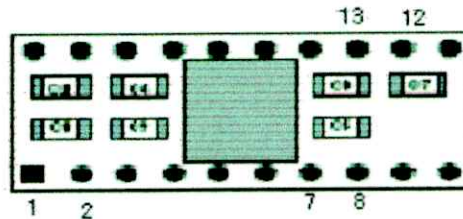
$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{q_3 + q_2}{q_4 + q_1} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{q_3 - q_2}{q_4 - q_1} \right)$$

Annexe 03

caractéristique du capteur ADXRS150

La puce ADXRS150 (EB) est un capteur gyroscopique (capteur de rotation) de Analog device, il mesure la vitesse de rotation, qu'offre une gamme dynamique de $150^{\circ}/s$ et on peut augmenter sa gamme de mesure ($+100^{\circ}/s$) en ajoutant une résistance externe au circuit de l'appareil.

-schéma de l'ADXRS



Comme chaque circuit intégré, il faut qu'il soit alimenté pour fonctionner, par contre l'ADXRS, il lui faut deux alimentations

- *une alimentation de (+5v) sur les pattes 1 et 13.

- *une alimentation de (+2.5v) sur la patte 7.

Et une masse brancher sur les pattes 8 et 12.

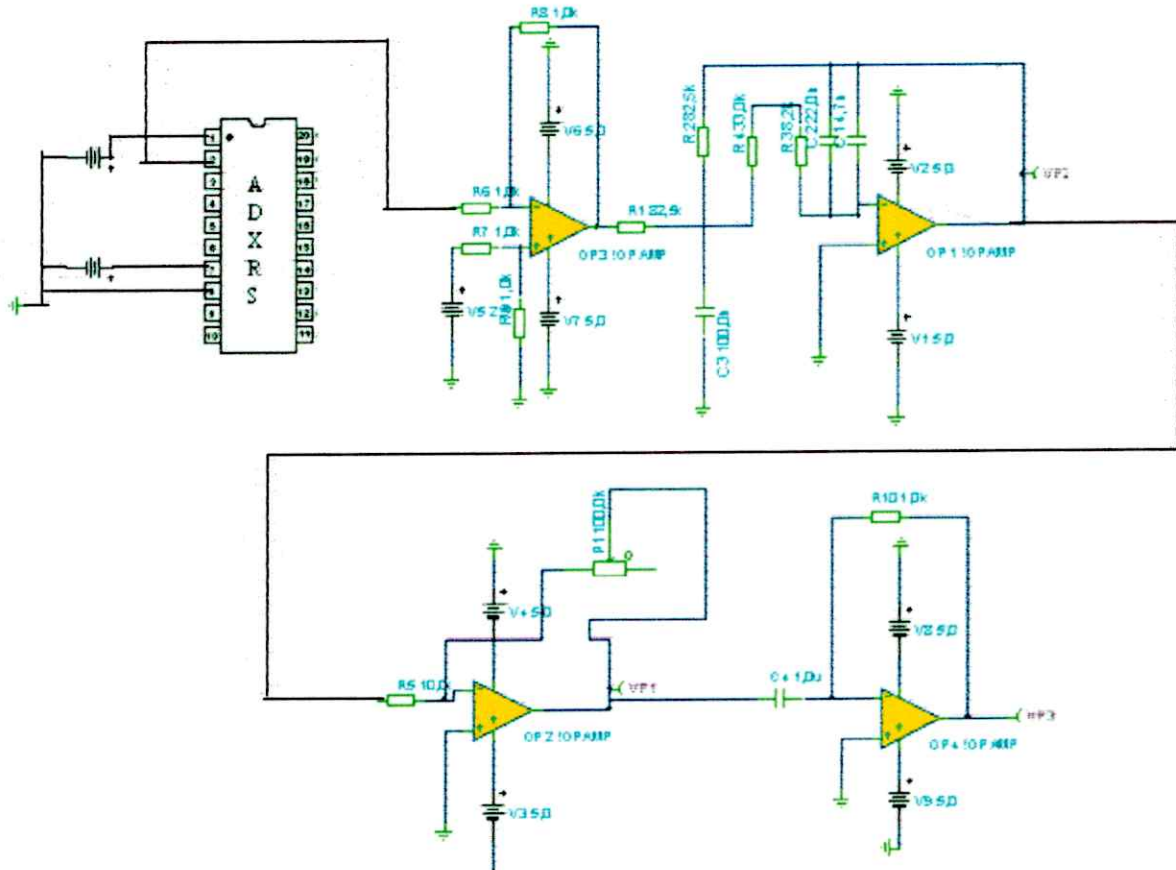
Le signal de sortie de l'ADXRS150 est obtenu à partir de la patte (2).

Le signal issue de la puce est un signal électrique (tension en fonction du temps), donc pour obtenir la vitesse de rotation il faut multiplier par un facteur d'échelle, qui peut varier de $[8,5 \text{ a } 13.5]$ (mV/ $^{\circ}/s$).

Pour une entrée nulle l'ADXRS donne une valeur, cette valeur représente **le biais** de la puce, c'est pour ça qu'il faut lui additionner un soustracteur pour éliminer cette valeur qui a un effet très important dans le calcul de la vraie vitesse.

Annexe04

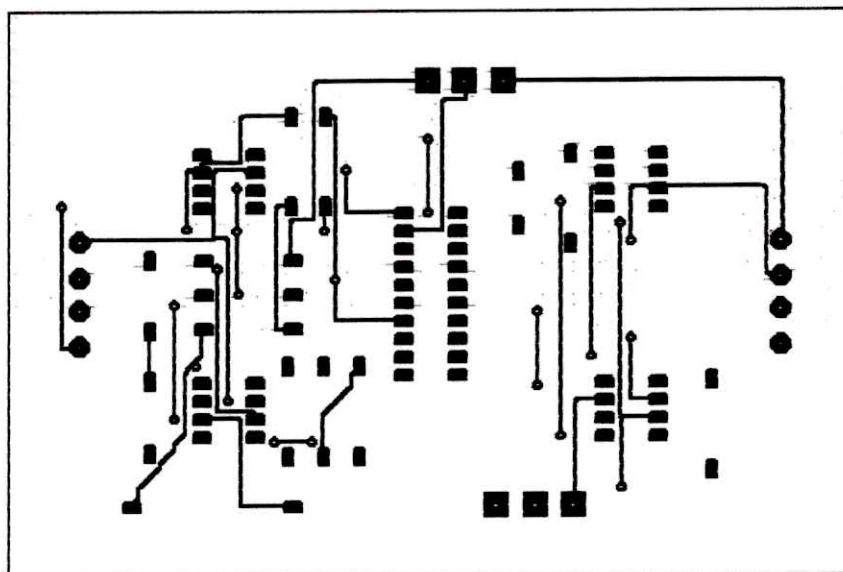
Schéma électronique générale



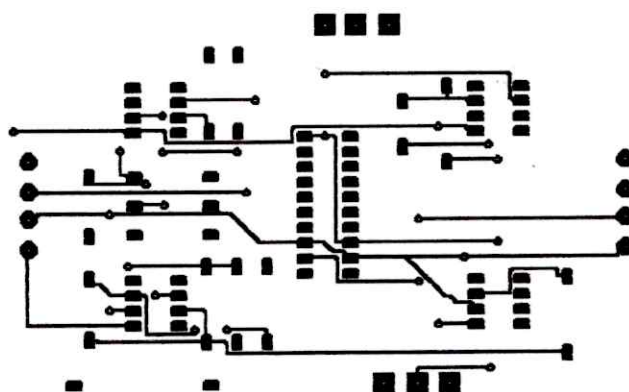
Annexe 05

Les circuits imprimés

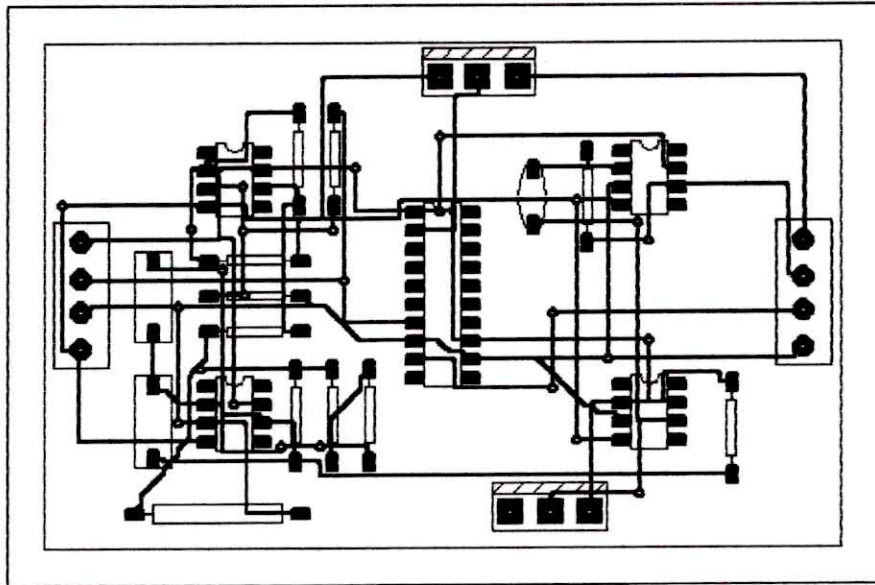
A partir du schéma principal, on a conçu notre circuit imprimé.



Circuit imprimé (coté soudure)



Circuit imprimé (coté composant).



Circuit complet de la plaque.

[8] Thèse pour obtenir le grade de Docteur de L'école des Mines de Paris
spécialité « Informatique- Robotique – automatique »

Présenté et soutenue publiquement Par Iyad Abuhadrous

Le 14 janvier 2005.

[9] www.MEMSCAP.com

[10] Conservatoire National Des Arts D'enseignement de Lyon

Sujet :

-Les technologies D'affichage Electronique-

[11] <http://www.c4i.fr/>

Pour contact : odg@thesame-innovation.com

[12] <http://www.analog.com/>.

[13] <http://www.alaide.com/>.

[14] Développement of INS/GPS

Navigation loop for an UAV

Présenté Par

Seven Roonback.

[15] Système De Navigation À inertie À prix réduit