

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE



**MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**



UNIVERSITE DE BLIDA 1

INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES

Département : Construction aéronautique

Mémoire de fin d'études

En vue de l'obtention d'un diplôme de master en aéronautique

Option : Avionique

THEME

**ESTIMATION DES PARAMETRES DE NAVIGATION
PAR UNE CENTRALE INERTIELLE AVIONIQUE A
COMPOSANTS LIES IRS**

Réalisé par :

**Mr. MAKRI Omar
Mr. ZEGGA Abdel ghani**

Dirigé par :

Mr. DILMI Smain

Promotion

2013/2014

Résumé :

Les systèmes de navigation inertielle permettent un positionnement autonome du porteur, très précis à court terme. Mais cette précision va se dégrader de plus en plus au cours du temps : la vitesse de cette dérive dépend de la qualité des capteurs inertiels utilisés. L'objectif de ce travail est de calculer les paramètres de navigation fournis par une centrale inertielle à composants liés IRS à travers la résolution des équations de mécanisation en utilisant la méthode du quaternion.

Ensuite, de comparer les résultats obtenus avec ceux réalisés en employant un modèle de référence basé sur les lois fondamentales de Newton, puis en utilisant un modèle d'erreur inertielle on va faire une estimation sur la précision de notre système inertielle.

Abstract:

The inertial navigation systems allow an autonomous positioning of the aircraft, very precise in the short run. But this precision will be degraded more and more in the course of time: the speed of this drift depends on quality on the inertial sensors used. The objective of this work is to calculate the parameters of navigation provided by an inertial power station to dependent components IRS through the resolution of the equations of mechanization by using the method of the quaternion.

Then, to compare the results obtained with those carried out by employing a model of reference based on the fundamental laws of Newton, then while using an inertial model of error one will make an estimate on the precision of our inertial system.

_____:

ي هو دقيق

القصير. ومع ذلك، فإن هذه الدقة تتدهور أكثر فأكثر مع مرور الوقت: سرعة هذا الانجراف تتعلق بنوعية أجهزة . الهدف من هذا العمل هو حساب إعدادات الآتية من الارس عن طريق حل معادلات الميكنة باستخدام طريقة المركب المتعدد.

ثم مقارنة النتائج مع تلك التي تحققت باستخدام نموذج المراجع التي تعتمد على القوانين الأساسية لنيوتن، ثم باستخدام نموذج الخطأ بالقصور الذاتي سنبدل تقدير دقة نظام بالقصور الذاتي الذ .



REMERCIEMENTS

En premier lieu, nous remercions ALLAH, le tout-puissant, qui nous a donné le courage et la volonté pour bien mener ce modeste travail à terme.

Ainsi, nous nous permettons d'exprimer ici nos sincères reconnaissances à notre promoteur Mr. DILMI SMAIN qui a proposé et dirigé ce travail, pour son suivis et ses conseils.

Nos sincères remerciements vont aussi à monsieur le président et messieurs les membres du jury pour avoir expertisé notre travail et nous avoir honorés par leurs présences.

Enfin, que tous ceux ou celles qui ont contribués de près ou de loin à la réalisation de ce long travail ; trouvant ici l'expression de nos remerciements les plus sincères.

Merci à vous tous



DÉDICACE

Je dédie ce modeste travail, aux êtres les plus chers, et à qui je dois reconnaissance et dévouement et en qui je ne cesserai de remercier à savoir :

*Ma mère en premier lieu
Mon père, mon frère et ma sœur
Mes grands parents
Mes tantes et mes oncles
Mes cousins et mes cousines*

A tous les Amis qui m'ont soutenu durant tout mon cursus universitaire et avec lesquels j'ai partagé des moments inoubliables.

A tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire de fin d'études.

Enfin à vous qui prenez la peine de lire ce mémoire.

Z. Abdel Ghani

DÉDICACE

Je dédie ce modeste travail, aux êtres les plus chers, et à qui je dois reconnaissance et dévouement et en qui je ne cesserai de remercier à savoir :

*Ma mère en premier lieu
Mon père et mes sœurs
Ma grande mère " yemma -azou "
Mes tantes et mes oncles
Mes cousins et mes cousines*

A tous les Amis qui m'ont soutenu durant tout mon cursus universitaire et avec lesquels j'ai partagé des moments inoubliables.

A tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire de fin d'études.

Enfin à vous qui prenez la peine de lire ce mémoire.

M. Omar

Table des matières

Résumé

Remerciements

Dédicaces

Table des matières

Liste des figures

Liste des tableaux

Abréviations

Nomenclature

INTRODUCTION : Erreur ! Signet non défini.

CHAPITRE I : Généralités sur la navigation inertielle.....4-14

I.1. CLASSIFICATION GENERALE DES TECHNIQUES DE POSITIONNEMENT 4

I.1.1. Techniques utilisant des mesures relatives (Connu sous le nom de DR)..... 4

I.1.1.1. Odométrie 4

I.1.1.2. Navigations inertielles 4

I.1.2. Techniques utilisant des mesures absolues 5

I.1.2.1. Boussoles électroniques..... 5

I.1.2.2. Balises actives..... 5

I.1.2.3. Global Navigation Satellite Systems 6

I.1.2.4. Repères de navigation..... 6

I.1.2.5. Carte à base de positionnement (ou modèle Matching)..... 6

I.1.3. Systèmes combinés 7

I.2. LES DIFFERENTS SYSTEMS DE NAVIGATION 7

I.2.1. Système de radionavigation : 7

I.2.1.1. Systèmes conventionnels 8

I.2.1.2. Systèmes de navigation par satellites 8

I.2.1.2.1. NAVSTAR/ GPS	9
I.2.1.2.2. Global Orbiting Navigation Satellite System (GLONASS)	11
I.2.1.2.3. Global Navigation Satellite Systems (GNSS).....	12
I.2.2. Système de navigation inertielle :	13
CHAPITRE II : Principe de la navigation inertielle.....	15-49
II.1. DEFINITION DES REPERES NECESSAIRE A LA NAVIGATION INERTIELLE ...	15
II.1.1. Repère inertielle	15
II.1.2. Repère terrestre	16
II.1.3. Repère de navigation.....	17
II.1.4. Repère du mobile	17
II.1.5. Le repère polaire	18
II.2. PRINCIPES DE BASE DE LA NAVIGATION INERTIELLE.....	19
II.3. CONSTITUTION D'UNE CENTRALE INERTIELLE.....	20
II.3.1. Les Gyroscopes.....	20
II .3.1.1. Propriétés des gyroscopes	22
II.3.1.2. Alignement gyroscopique.....	23
II.3.1.3. Types de gyroscope	24
II.3.1.4. Mesures du gyroscope	27
II.3.2. les accéléromètres	27
II.3.2.1. définition et propriétés d'un accéléromètre.....	27
II.3.2.2. Mesures d'accéléromètres	30
II.3.2.3. Types d'accéléromètres	30
II.3.3. Le calculateur.....	32
II.4. LES TYPES DE CENTRALE INERTIELLE.....	35
II.4.1. Les systèmes avec élément stabilisé	35
II.4.2. Centrale inertielle à plate-forme stabilisée (Gimbale ou INS).....	35

II .4.3. Centrale inertielle à composants liés (Strap-Down ou IRS)	36
II .5. NOTES SUR LES MESURES DES CAPTEURS INERTIELS	38
II.6. CARACTERISTIQUES DES PERFORMANCES DES CAPTEURS INERTIELLS	39
II.7. ERREURS DES CAPTEURS INERTIELS	40
II.7.1. Erreurs systématiques	41
II.7.1.1. Biais (Systematic Bias Offset)	41
II.7.1.2. Facteur d'échelle	42
II.7.1.3. Non-linéarité.....	43
II.7.1.4. Facteur d'échelle Connexion asymétrie.....	43
II.7.1.5. Dead Zone	44
II.7.1.6. Erreur de quantification.....	44
II.7.1.7. Non-orthogonalité	44
II.7.1.8. Erreur de désalignement.....	45
II.7.2. Erreurs aléatoires	46
II.7.2.1. Run-to-Run Bias Offset.....	46
II.7.2.2. Erreur de dérive	46
II.7.2.3. Instabilité du facteur d'échelle.....	46
II.7.2.4. Bruit blanc (white noise)	47
2.1.1.1. Bruit de mesure	47
II.8. L'initialisation et l'alignement des capteurs inertiels	47
II.8.1. L'initialisation de la position et la vitesse.....	48
II.8.2. L'alignement d'attitude.....	48
II.9. Les avantages et les inconvénients des systèmes inertiels.....	48
CHAPITRE III : Modèle de navigation de l'IRS	50-92
III.1. EQUATIONS DE NAVIGATION	51
III.1.1. Equation d'orientation :	51

III.1.2. Equation dynamique de la position :	55
III.1.3. Equation dynamique de la vitesse	56
III.1.4. Equation dynamique d'attitude :.....	60
III.1.5. Equation de modélisation de la gravité :	61
III.2. EQUATIONS DE MECANISATION DANS LE REPERE DE NAVIGATION	63
III.3. EQUATIONS DE MECANISATION DANS LE REPERE POLAIRE.....	65
III.4. PARAMETRAGE DE LA MATRICE DE ROTATION C_{bn}	68
III.4.1. Solution de la matrice de rotation.....	68
III.4.2. Quaternions.....	71
III.4.2.1. Relation entre la matrice de transformation et les paramètres du quaternion	72
III.4.3. Solutions de l'équation du Quaternion	73
III.4.3.1. Solution discrète en forme fermée (Analytique).....	73
III.4.3.2. Méthodes d'intégration numérique	74
III.4.4. Les avantages du quaternion.....	75
III.4.5. Calcul des paramètres de navigation dans le repère de navigation	78
III.4.5.1. Données de mesures brutes	78
III.4.5.2. Correction des données de mesure.....	78
III.4.5.3. Calcul et mise à jour de la matrice de rotation.....	79
III.4.5.3.1. Calcul de l'incrément angulaire de la rotation du véhicule.....	79
III.4.5.3.2. Mise à jour du quaternion	80
III.4.5.4. Calcul d'attitude	81
III.4.5.5. Calcul de vitesse.....	81
III.4.5.6. Calcul de la position.....	82
III.5. MODELE D'ERREURS INERTIELLE	83
III.5.1. Equations d'évolution des erreurs de navigation.....	84
III.5.2. Equation d'évolution des erreurs d'attitude.....	86
III.6. Initialisation et alignement des capteurs inertiels	88

III.6.1. Initialisation de la vitesse et de la position	88
III.6.2. Alignement d'attitude	88
III.6.2.1. Mise à niveau de l'accéléromètre.....	89
III.6.2.2. Compas gyroscopique	90
Chapitre IV : Résultats et interprétation.....	93-109
IV.1. DESCRIPTION DES DONNEES	93
IV.2. RESULTATS DE POSITIONNEMENT OBTENUS PAR LES EQUATIONS DE MECANISATION	97
IV.2.1. Trajectoire estimée	97
IV.2. 2. Comparaison entre la trajectoire estimée et la trajectoire de référence.....	99
IV.3. MODELE D'ERREUR INERTIEL	102
IV.3.1. Erreur de position	102
IV.3 .1.1. Erreur de la latitude.....	102
IV.3 .1.2. Erreur de la longitude	103
IV.3 .1.3. Erreur de l'altitude	104
IV.3.2. Erreur d'attitude	105
IV.3 .2.1. Erreur de roulis	105
IV.3 .2.2. Erreur de tangage	106
IV.3 .2.2. Erreur de lacet.....	106
IV.3.3. Erreur de vitesse	107
IV.3 .3.1. Erreur de la vitesse Nord	Erreur ! Signet non défini.
IV.3 .3.2. Erreur de la vitesse Est.....	108
IV.3 .3.3. Erreur de la vitesse Down.....	108
Conclusion générale et perspectives futur.....	109

Références

LISTE DES FIGURES

CHAPITRE I : Généralités sur la navigation.....04-14

Fig. I.1 : Constellation GPS. 10

CHAPITRE II : Principe de la navigation inertielle15-49

Fig. II.1 : Repère inertielle 15

Fig. II.2 : Repère nécessaire à la navigation inertielle..... 16

**Fig. II.3 : -a) Le repère polaire par rapport au repère de navigation.....
b) Rotation de l'axe Y du repère de navigation (montrée avec flèches rouges/foncées)
pour une trajectoire polaire proche du croisement à de diverses latitudes 18**

Fig. II.4 : Principe du gyroscope..... 21

Fig. II.5 : Gyroscope à anneau laser 25

Fig. II.6 : Micro Gyroscope vibrant utilisant le micro-usinage..... 27

**Fig. II.7 : a)- Un accéléromètre en position nulle sans la force agissant sur lui,
b)- Le même accéléromètre mesurant une accélération linéaire du véhicule dans la
direction positive (vers la droite). 28**

**Fig. II.8 : Un accéléromètre se reposant sur un banc avec l'accélération de la gravité
agissant là-dessus 29**

**Fig. II.9 : Accéléromètre se reposant sur un banc où la réaction à l'accélération de la
gravité agit là-dessus..... 29**

Fig. II.10 : Accéléromètre à ressort..... 31

Fig. II.11 : Accéléromètre pendulaire..... 32

Fig. II.12 : Accéléromètre à quartz 32

Fig. II.13 : Les trois modules principaux d'une centrale inertielle de navigation..... 33

Fig. II.14 : Les composants typiques d'une IMU 34

Fig. II.15 : Plate-forme stabilisée 36

Fig. II.16 : Le biais d'un capteur inertielle.....	42
Fig. II.17 : L'erreur du facteur d'échelle d'un capteur inertielle.....	42
Fig. II.18 : Non-linéarité d'une sortie d'un capteur inertielle.....	43
Fig. II.19 : Facteur d'échelle connexion asymétrie.....	43
Fig. II.20 : Dead Zone dans la sortie d'un capteur inertielle.....	44
Fig. II.21 : L'erreur due à la quantification d'un signal analogue vers un signal numérique.....	44
Fig. II.22 : Erreur de non-orthogonalité des axes d'un capteur.....	45
Fig. II.23 : Erreur de désalignement entre le repère mobile et les axes du capteur.....	45
Fig. II.24 : Erreur dans la sortie du capteur due à la dérive.....	46
Fig. II.25 : Bruit blanc.....	47

CHAPITRE III : Modèle de navigation inertielle IRS 50-92

Fig. III.1 : Les repères de référence.....	53
Fig. III.2 : La relation entre le repère mobile et le repère polaire.....	53
Fig. III.3 : Bloc diagramme de la mécanisation d'une IRS représentée dans le repère local de navigation.....	63
Fig. III.4 : La rotation de l'axe y du repère de navigation (flèches foncés) pour une trajectoire de croisement proche du pôle à diverses latitudes	65
Fig. III.5 : Description des composantes des vitesses de rotation exprimées dans le repère de navigation(n).....	66
Fig. III.6 : Représentation spatiale du quaternion par rapport au repère de référence XYZ.....	71
Fig. III.7 : Le diagramme détaillé de la mécanisation de la centrale inertielle dans le repère de navigation.....	75

CHAPITRE IV : Résultats et interprétations93-109

Fig. IV.1 : Représentation du biais et du facteur d'échelle des capteurs inertiels.....	95
Fig. IV.2 : Représentation de la trajectoire de référence en 2D	96
Fig. IV.3 : Représentation de la trajectoire de référence en 3D	97
Fig. IV.4 : Représentation de la latitude estimée	98
Fig. IV.5 : Représentation de la longitude estimée	98
Fig. IV.6 : Représentation de l'altitude estimée	99
Fig. IV.7 : Comparaison entre la latitude estimée et celle de la référence.....	99
Fig. IV.8 : Comparaison entre la longitude estimée et celle de la référence.....	100
Fig. IV.9 : Comparaison entre l'altitude estimée et celle de la référence.....	100
Fig. IV.10 : Comparaison entre les deux trajectoires (estimée et de référence) à des intervalles différents.....	101
Fig. IV.11 : Erreur de la latitude en fonction de l'évolution du nombre d'itérations	102
Fig. IV.12 : Erreur de la longitude en fonction de l'évolution du nombre d'itérations ...	103
Fig. IV.13 : Erreur de l'altitude en fonction de l'évolution du nombre d'itérations	104
Fig. IV.14 : Erreur de roulis en fonction de l'évolution du nombre d'itérations	105
Fig. IV.15 : Erreur de tangage en fonction de l'évolution du nombre d'itérations	106
Fig. IV.16 : Erreur de lacet en fonction de l'évolution du nombre d'itérations	106
Fig. IV.17 : Erreur de la vitesse Nord en fonction de l'évolution du nombre d'itérations	107
Fig. IV.18 : Erreur de la vitesse Est en fonction de l'évolution du nombre d'itérations .	108
Fig. IV.19 : Erreur de la vitesse Down en fonction de l'évolution du nombre d'itérations	108

LISTE DES TABLEAUX

CHAPITRE I : Généralités sur la navigation inertielle04-14

Tab. I.1 : Paramètres orbitaux des satellites GPS 10

Tab. I.2 : Comparaison entre les deux systèmes INS et IRS 14

CHAPITRE II : Principe de la navigation inertielle15-49

Tab. II.1 : Comparaison entre les caractéristiques principales des deux systèmes 38

Tab. II.2 : Performance des différents grades des capteurs inertiels..... 40

CHAPITRE III : Modèle de navigation IRS 50-92

Tab. III.1 : Coefficients de la gravité normale..... 62

Tab. III.2 : Résumé des caractéristiques des trois méthodes pour le paramétrage de la matrice de transformation..... 77

CHAPITRE IV : Résultats et interprétations93-107

Tab. IV.1 : Les données initiales de la centrale inertielle..... 93

ABBREVIATIONS

DR: Dead Reckoning

UWB: Ultra Wave Band

GNSS: Global Navigation Satellite System

GPS: Global Positioning System

RF: Radio Frequency

SPS: Standard Positioning System

PPS: Precise Positioning System

GLONASS: Global Orbiting Navigation Satellite System

FDMA: Frequency Division Multiple Access

CIO: Capability Initial Operational

FOC: Full Operational Capability

CAST: China Academy of Space Technology

CASC: China Aerospace Science and Technology

CNSS: Compass Navigation Satellite System

IMU: Inertial Measurement Unit

INS: Inertial Navigation System

IRS: Inertial Reference System

INU: Inertial Navigation Unit

IRU: Inertial Reference Unit

AP: Automatic Pilot

CDU: Control Display Unit

MSU: Mode Selector Unit

BU: Battery Unit

MEMS: Micro Electro Mechanical System

NED: Nord, Est et Down

DCM: Director Cosinus Matrix

NOMENCLATURE

i : Repère inertiel

e : Repère terrestre

n : Repère de navigation

b : Repère mobile

p : Repère polaire

Δt : Intervalle de temps

Ω_{ie} : Vitesse angulaire de rotation de la Terre

λ, \quad , h : Latitude, longitude, altitude

a : Le demi-grand axe de l'ellipsoïde terrestre

e : L'excentricité de l'ellipsoïde terrestre

N : Le rayon moyen de la terre

Φ, \quad , \quad : Les angles d'Euler (le roulis, le tangage et le lacet)

C_n^b : Matrice de transformation du repère de navigation au repère mobile

C_b^n : Matrice de transformation du repère mobile au repère de navigation

C_b^p : Matrice de transformation du repère mobile au repère polaire

C_e^p : Matrice de transformation du repère terrestre au repère polaire

C_e^n : Matrice de transformation du repère terrestre au repère de navigation.

C_n^e : Matrice de transformation du repère de navigation au repère terrestre.

C_e^i : Matrice de transformation du repère terrestre au repère inertiel

C_p^n : Matrice de transformation du repère polaire au repère de navigation.

\dot{C}_b^p : Matrice du temps le la matrice C_b^p

\dot{C}_e^n : Dérivé du temps le la matrice C_e^n

\dot{C}_e^i : Dérivé du temps le la matrice C_e^i

α : L'angle polaire

$\dot{\alpha}$: Le taux de rotation de l'angle polaire

\mathbf{F} : La force

\mathbf{m} : La masse du véhicule.

$\boldsymbol{\gamma}$: Accélération du mobile

\mathbf{v} : La vitesse de l'avion

\mathbf{r} : La position de l'avion

$\boldsymbol{\omega}$: Vitesse angulaire

$\boldsymbol{\rho}$: Vecteur d'orientation

P : Le trajet optique du circuit

η : Un nombre entier

f : La fréquence

Δf : Variation de la fréquence

f : La force spécifique.

f^b : Force spécifique dans le repère mobile.

f^n : Force spécifique dans le repère de navigation.

f^i : Force spécifique dans le repère inertiel.

f^e : La force spécifique représentée dans le repère terrestre

f_{ib}^b : La mesure brute de la force spécifique délivrée par les accéléromètres

f_N, f_E, f_D : Composantes de la force spécifique (Nord, Est, Down)

γ^n : Gravité normale dans le repère de navigation

$\boldsymbol{\Omega}$: La matrice antisymétrique associée à la vitesse angulaire .

\mathbf{C} : Vitesse de la lumière.

\mathbf{R} : Le rayon de la surface de la terre

\mathbf{L} : Longueur totale du trajet

$\boldsymbol{\omega}^e$: La rotation de la terre autour de son axe de rotation

$\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$: Vitesses angulaires de rotation du repère mobile par rapport au repère inertiel exprimé dans le repère mobile.

$\boldsymbol{\omega}_{ie}^b$: Vitesses angulaires de rotation du repère terrestre par rapport au repère inertiel exprimé dans le repère mobile.

$\boldsymbol{\omega}_{en}^b$: Vitesses angulaires de rotation du repère de navigation par rapport au repère terrestre exprimé dans le repère mobile.

ω_{nb}^b : Vitesses angulaires de rotation du repère mobile par rapport au repère de navigation exprimée dans le repère mobile

ω_{in}^b : Vitesses angulaires de rotation du repère de navigation par rapport au repère inertiel exprimée dans le repère mobile.

ω_{ie}^n : Vitesses angulaires de rotation du repère terrestre par rapport au repère inertiel exprimée dans le repère de navigation.

ω_{en}^n : Vitesses angulaires de rotation du repère de navigation par rapport au repère terrestre exprimée dans le repère de navigation.

ω_{in}^n : Vitesses angulaires de rotation du repère de navigation par rapport au repère inertiel exprimée dans le repère de navigation.

ω_{np}^n : Vitesses angulaires de rotation du repère polaire par rapport au repère de navigation exprimée dans le repère de navigation.

ω_{ep}^n : Vitesses angulaires de rotation du repère polaire par rapport au repère terrestre exprimée dans le repère de navigation.

Ω_{nb}^b : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{nb}^b

Ω_{en}^n : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{en}^n

Ω_{en}^e : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{en}^e

Ω_{ie}^e : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{ie}^e

Ω_{ie}^n : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{ie}^n

Ω_{ni}^b : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{ni}^b

Ω_{ib}^b : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{ib}^b

Ω_{in}^b : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{in}^b

Ω_{ie}^b : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{ie}^b

Ω_{en}^b : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{en}^b

Ω_{ep}^p : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{ep}^p

Ω_{ip}^b : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{ip}^b

Ω_{ie}^p : La matrice antisymétrique correspondant à ω_{ie}^p

Ω_g : La rotation instantanée de la plate forme

\mathbf{a} : L'accélération dans le repère inertiel.
 \mathbf{g} : Le champ gravitationnel terrestre
 \mathbf{g}^n : Le champ gravitationnel terrestre représenté dans le repère de navigation
 \mathbf{g}^e : Le champ gravitationnel terrestre représenté dans le repère terrestre
 \mathbf{g}^p : Le champ gravitationnel terrestre représenté dans le repère polaire.
 $\bar{\mathbf{g}}^i$: Le vecteur du champ gravitationnel terrestre représenté dans le repère inertiel
 $\bar{\mathbf{g}}^e$: Le vecteur du champ gravitationnel terrestre représenté dans le repère terrestre
 \mathbf{r} : Vecteur de position
 $\dot{\mathbf{r}}^n$: Première dérivé du vecteur de position exprimé dans le repère de navigation
 \mathbf{r}^e : Vecteur de position exprimé dans le repère terrestre
 $\dot{\mathbf{r}}^p$: Première dérivé du vecteur de position exprimé dans le repère polaire
 $\dot{\mathbf{r}}^e$: Première dérivé du vecteur de position exprimé dans le repère terrestre
 $\dot{\mathbf{r}}^i$: Première dérivé du vecteur de position exprimé dans le repère inertiel
 $\ddot{\mathbf{r}}$: Deuxième dérivé du vecteur de position
 $\ddot{\mathbf{r}}^e$: Deuxième dérivé du vecteur de position exprimé dans le repère terrestre
 $\ddot{\mathbf{r}}^i$: Deuxième dérivé du vecteur de position exprimé dans le repère inertiel
 $\bar{\mathbf{g}}$: Le vecteur du champ gravitationnel
 Ω_{ie} : La matrice antisymétrique représentant la rotation de la terre dans le repère inertiel
 Ω_g : Vecteur de rotation instantané de la plate-forme par rapport au repère inertiel
 \mathbf{a}_{sortie} : L'accélération de sortie
 $\mathbf{a}_{entrée}$: L'accélération d'entrée
 $\delta\mathbf{a}_{biais}$: Erreur de biais
 $\delta\mathbf{a}_0$: L'erreur de dérive à l'instant $t=0$
 \mathbf{K} : Constante de raideur
 $(\Delta\lambda, \Delta\phi, \Delta\mathbf{h})$: Les différences de coordonnées géodésiques
 $\dot{\Phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$: Les taux angulaires
 ψ_G : L'angle d'azimut de rotation
 α : L'angle d'azimut polaire
 $\mathbf{p}, \mathbf{q}, \mathbf{r}$: Vitesses angulaires des angles d'attitude

$\dot{\rho}$: Le vecteur dérivé de l'orientation

r^{lla} : Le vecteur de position de la plate-forme mobile est exprimé par des coordonnées géodésiques.

v_N : Composante de la vitesse dans la direction Nord

v_E : Composante de la vitesse dans la direction Est

v_D : Composante de la vitesse dans la direction Down

R_N : Le rayon normal de l'ellipsoïde

R_M : Le rayon méridien de l'ellipsoïde

D : Matrice de transformation du repère local de navigation (n) au repère géographique.

v^n : La vitesse du véhicule exprimée dans le repère de navigation

\dot{v}^n : Première dérivé de la vitesse du véhicule exprimée dans le repère de navigation

v^e : La vitesse du véhicule exprimée dans le repère terrestre

v^p : La vitesse du véhicule exprimée dans le repère polaire

\dot{v}^p : Première dérivé de la vitesse du véhicule exprimée dans le repère polaire

$\omega_N, \omega_E, \omega_D$: Les composantes des vitesses angulaires du nord, l'est et le Down

$\dot{\lambda}, \dot{\phi}, \dot{h}$: Les taux de variation de la latitude, longitude et l'altitude

α, β, γ : Définissent l'orientation du vecteur unitaire n

n : Le vecteur unitaire se trouvant le long de l'axe de rotation

$\dot{\alpha}$: La dérivé de l'angle de dérapage d'azimut

θ : Incrément angulaire

θ_{nb}^b : Incrément angulaire du véhicule par rapport au repère de navigation exprimé dans le repère mobile.

$\theta_x, \theta_y, \theta_z$: Composantes du vecteur θ

S : La matrice antisymétrique du vecteur θ

q : Quaternion

$\Delta\tilde{v}^b$: Variation de la force spécifique durant un intervalle de temps t

$\Delta\tilde{\theta}^b$: Variation du taux angulaire durant un intervalle de temps t

\tilde{f}^b : La valeur incrémentée équivalente à la force spécifique

$\tilde{\omega}_{ib}^b$: La valeur incrémentée équivalente au taux de rotation du repère mobile

b_{gyro} : La dérive du gyroscope

s_{gyro} : Facteur d'échelle du gyroscope

b_{acc} : La dérive de l'accéléromètre

s_{acc} : Facteur d'échelle de l'accéléromètre

$\Delta \tilde{v}^n$: La vitesse incrémentée mesuré après la transformation du repère de navigation.

δx : Le vecteur d'erreur

x : La valeur vraie

\hat{x} : La valeur calculée

\tilde{x} : La valeur mesurée

δr : L'erreur de position

δv : L'erreur de vitesse

$\delta \rho$: L'erreur d'attitude

$\delta \gamma$: L'erreur de mesure de l'accéléromètre

$\delta \omega$: L'erreur de mesure du gyroscope

$\delta \dot{r}$: Première dérivé de l'erreur de position

$\delta \dot{v}$: Première dérivé de l'erreur de vitesse

δg^n : L'erreur sur le modèle de gravité

INTRODUCTION

La science de la navigation désigne l'art de se repérer dans l'espace. Elle est pratiquée au quotidien par chacun d'entre nous, qu'il s'agisse de se rendre simplement à son lieu de travail ou de s'orienter dans une ville inconnue. Inconsciemment, nous reproduisons la même démarche que les systèmes de positionnement les plus élaborés. Nous interprétons les informations fournies par nos sens (la vue) à l'aide de notre connaissance a priori de l'environnement où nous nous déplaçons (carte, repères visuels) pour en déduire notre position. Les deux étapes clés de la résolution d'un problème de navigation sont présentes dans cette démarche. La première phase est réalisée par un ensemble de capteurs embarqués qui exécutent une série de mesures indirectement liées aux paramètres à estimer et entachées de bruit. Puis, l'estimation de ces paramètres est réalisée sur la base des mesures collectées et, dans un contexte Bayésien (stochastique), d'un modèle a priori d'évolution. Cette deuxième phase est appelée filtrage.

Le développement de systèmes de navigation plus fiables et moins coûteux répond à une demande croissante. Outre des applications militaires ou industrielles critiques exigeant une grande précision et robustesse, la navigation s'ouvre au grand public [2]. Pour l'aviation civile, le système de navigation fournit une estimation de la position mais doit également évaluer la fiabilité des informations qu'il fournit via un dispositif de contrôle d'intégrité. Les fonctions de celui-ci sont, d'une part, la détection d'anomalie et, d'autre part, l'identification de ces anomalies en vue de compenser leurs effets sur la solution de navigation.

Les premières techniques de localisation étaient fondées sur l'observation visuelle des astres qui, pour un observateur terrestre, pouvaient être considérés comme des « balises fixes ». Cette méthode étant peu précise et sensible aux problèmes de visibilité, les systèmes de radionavigation ont fait leur apparition durant la seconde guerre mondiale. Les premiers systèmes de radionavigation utilisent des balises terrestres ou maritimes émettant des signaux radiofréquences. Ces systèmes permettent une localisation en deux dimensions mais souffrent d'un temps de calcul très long et d'une couverture limitée [3].

Ensuite, on a vu apparaître la navigation à l'estime qui était largement utilisée pour des applications nautiques et plus tard aéronautiques, la navigation à l'estime est inspirée du comportement de tout être vivant lorsqu'il se déplace. En effet, si un individu veut se rendre d'un point A à un point B, il va tout d'abord déterminer la direction qu'il doit suivre puis va

avancer un certain temps à une vitesse donnée. En admettant maintenant que le point B n'est pas connu, la problématique reste la même, l'individu choisit son orientation, sa vitesse, il se déplace pendant un temps donné et arrive alors à un nouveau point dont il peut calculer la position [5].

En 1955 les États-Unis étaient les premiers à s'être intéressé à la navigation par inertie pour les avions. Une série d'articles de P.J. Klass parus dans « Aviation Week » a permis de se faire une opinion des possibilités de la navigation par inertie pour les vols de plusieurs heures. L'accent était mis sur la nécessité d'obtenir des gyroscopes de très faible dérive angulaire pour les monter sur une plate-forme portant des accéléromètres de précision. Condition impérative, l'ensemble devait constituer un "pendule de Schuler" oscillant, sans amortissement, à la période de 84 minutes autour de la verticale. Cette condition permet à la plate forme de rester horizontale, quels que soient les déplacements de l'avion à la surface de la terre.

Une équipe du MIT, dirigée par le Dr C.S. Draper, réalisait une "centrale de navigation par inertie" stabilisée par trois gyroscopes flottants. La technologie du gyro flottant était aussi mise en œuvre par les industriels américains Kearfott et Honeywell. Elle présentait le grand intérêt d'être utilisable, aussi bien pour la navigation des avions pendant plusieurs heures que pour le guidage des missiles pendant quelques minutes [4].

Les systèmes de navigation à l'estime sont fondés sur des mesures directes du mouvement du véhicule. Connaissant la position initiale du véhicule et sa vitesse (direction et amplitude), la position est calculée par intégrations successives. Les systèmes de navigation inertielle sont une extension directe des systèmes de navigation à l'estime. Ils sont fondés non plus sur une mesure de vitesse mais sur une mesure d'accélération qui est intégrée à deux reprises pour obtenir la vitesse puis la position [2].

Il existe plusieurs manières de déterminer la vitesse ou l'orientation mais, de nos jours, c'est bien souvent par le biais d'une centrale inertielle que cette tâche est réalisée. Dans ces conditions, la navigation à l'estime est alors appelée "Navigation inertielle" ou INS (Inertial Navigation System) dont la principale difficulté réside dans les changements de repères nécessaires pour rendre les données exploitables par l'utilisateur [5].

L'aviation étant une activité qui met en péril des biens ou des personnes, elle est considérée comme une application critique qui doit répondre à des exigences de performances

élevées. Ainsi, les informations fournies par les systèmes de navigation doivent présenter à la fois une grande précision et un haut degré de fiabilité [3].

Les systèmes inertiels sont réputés pour leurs efficacités quand il s'agit du positionnement d'un mobile à court terme, mais il s'avère qu'ils sont moins performants au long terme à cause des capteurs inertiels qui se fatiguent au cours du temps résultant des différents effets produit par des facteurs (le biais accélérométrique, le facteur d'échelle et le non-alignement,...ect).

Notre travail consiste à développer un modèle de référence basé sur les lois fondamentales de Newton, ensuite on utilisera les données accélérométriques et gyroscopiques résultantes de ce dernier comme étant des mesures fournies par les capteurs inertiels de l'IRS, puis, les paramètres de navigation seront obtenus par la résolution des équations de mécanisation en employant la méthode du quaternion, par la suite, on comparera entre les deux résultats en appliquant un modèle d'erreur inertiel pour visualiser l'erreur engendrée par l'IRS, enfin, on fera une estimation sur l'efficacité de notre système inertiel.

Pour ce faire, nous avons organisés notre travail comme suit :

- Chapitre I : Généralités sur les systèmes de navigation, on a décrit les différents systèmes de positionnement et leurs concepts de fonctionnement.
- Chapitre II : Principe de la navigation inertielle, on a consacré ce chapitre à la présentation des principes de base de la navigation inertielle, et à la constitution des centrales inertielles.
- Chapitre III : Modèle de navigation IRS, on a développé tous les équations de navigation et les différentes méthodes de résolution des équations de mécanisation qui régissent le fonctionnement de la centrale inertielle IRS.
- Chapitre IV : Résultats et interprétations, on a présenté les résultats de la programmation, puis on les a interprétés.
- Conclusion : nous clôturerons notre travail par une conclusion générale en exposant quelques perspectives.

Introduction

Savoir se situer est un problème que l'homme a toujours voulu résoudre et c'est pourquoi un grand nombre de techniques ont été développées en ce sens. La navigation est la science qui regroupe l'ensemble de ces techniques permettant de connaître la position d'un mobile ainsi que toutes autres informations concernant le déplacement de ce mobile dans l'espace. L'objet de ce premier chapitre est de présenter ces diverses méthodes [5].

I.1. CLASSIFICATION GENERALE DES TECHNIQUES DE POSITIONNEMENT

Les techniques de positionnement sont divisées en huit catégories relevant de trois groupes

I.1.1. Techniques utilisant des mesures relatives (Connu sous le nom de DR)

I.1.1.1. Odométrie

Les données d'odométrie est obtenue en utilisant des capteurs qui mesurent la rotation de l'axes des roues et les axes des directions (codeurs, par exemple haute résolution). La rotation des roues est traduite en un déplacement linéaire. Les avantages de ce procédé sont qu'il a la précision à court terme, un faible coût, et permet un taux élevé d'échantillonnage. Mais il ne peut pas prendre en compte le glissement de roue. Pour une estimation initiale spécifiée de position, la tâche est d'intégrer l'information de mouvement supplémentaire au fil du temps. Cela conduit à l'inconvénient que toute petite erreur constante augmente sans limite. En particulier, l'orientation d'erreurs pouvant entraîner des erreurs de position qui augmentent avec la distance parcourue, ainsi compromettre la précision à long terme de la solution.

I.1.1.2. Navigations inertielles

Emploie des capteurs inertiels (gyroscopes et accéléromètres) qui mesurent les vitesses de rotation et les forces spécifiques de l'accélération qui peut être obtenue.

Les Systèmes de navigation inertielle sont autonomes, ce qui signifie qu'ils sont indépendants, c'est à dire qu'ils n'ont pas besoin de références externes. A partir d'une position connue et une orientation, les mesures sont intégrées une fois pour les gyroscopes et deux fois pour les accéléromètres pour fournir l'orientation et la position respectivement. Les solutions de positionnement qui sont obtenues ont tendance à dériver avec le temps en raison des intégrations réalisées, qui peut conduire à une accumulation illimitée d'erreurs. L'utilisation

d'un seul système de navigation inertielle, surtout avec des capteurs à faible coût, est donc impropre à un positionnement précis sur une période de temps étendue.

I.1.2. Techniques utilisant des mesures absolues

(Connu sous le nom de systèmes à base de référence)

I.1.2.1. Boussoles électroniques

Bien que ne fournissant pas une solution de positionnement par elle-même, une boussole électronique est un dispositif qui utilise des magnétomètres pour fournir des mesures de cap par rapport au nord magnétique terrestre en observant la direction du champ magnétique local. Pour convertir le cap compas dans une position de nord réelle, la déclinaison magnétique, qui est l'angle entre le nord géographique et magnétique, est nécessaire. L'angle de déclinaison dépend de la position de la boussole, il est donc nécessaire de connaître la position de cette dernière, afin de calculer le cap par rapport au nord géographique. La boussole magnétique présente l'inconvénient que le champ magnétique local est déformé près des lignes électriques ou des structures métalliques telles que les ponts et les bâtiments le long de la trajectoire du véhicule. Cela peut entraîner des erreurs importantes et imprévisibles dans le cap estimé par la boussole, à son tour l'application de ce système à la navigation des véhicules est discutable et incertaine.

I.1.2.2. Balises actives

Cette approche peut être utilisée que si la plate-forme mobile navigue dans un environnement connu, et peut fournir des informations de positionnement précis. Cependant, un montage très précis des balises est requis afin de faciliter un positionnement exact. En outre, leur installation et maintenance imposent relativement un coût élevé. L'infrastructure de soutien limite l'utilité des balises actives à environnements spécifiques. Il existe plusieurs algorithmes de positionnement qui peuvent être utilisés avec différents systèmes de balises actives, telles que l'algorithme basé sur la trilatération, algorithmes basés sur la triangulation, et les algorithmes d'empreintes digitales. La trilatération est le calcul de la position d'un véhicule sur la base de mesures de distance par rapport à une balise connue en utilisant, par exemple, des informations de temps de vol. La triangulation est le calcul de la position d'un véhicule et, éventuellement, de son orientation sur la base des angles au cours de laquelle les balises sont vues par rapport à l'axe longitudinal de la plate-forme mobile.

Des exemples de systèmes de balises actives sont des systèmes de communication sans fil pour le positionnement, tels que ceux qui utilisent les réseaux cellulaires, les réseaux de télévision (TV), les réseaux ultra-large bande (UWB) et les réseaux locaux sans fil (WLAN), ce dernier est également connu sous le nom de système Wifi.

I.1.2.3. Global Navigation Satellite Systems

GNSS est essentiellement une technologie de navigation en plein air. Actuellement, le plus populaire exemple est le GPS, qui est une constellation de satellites qui transmettent des fréquences radio codées (RF). Par le biais de tri-latération, les récepteurs terrestres peuvent calculer leur position en utilisant le temps de voyage des signaux satellitaires et des informations sur leur position actuelle, celle-ci étant incluse dans le signal transmis. Le calcul de l'attitude, la longitude et l'altitude du récepteur est possible lorsque la distance exacte à partir d'un certain nombre de satellites est connue, trois étant le nombre minimal théorique et quatre étant en mesure de corriger la polarisation de l'horloge dans le récepteur. Le GPS offre une bonne localisation absolue pour la navigation en plein air, tant qu'il y a une couverture satellite suffisante. Toutefois, il n'est pas disponible dans les environnements intérieurs inaccessibles.

I.1.2.4. Repères de navigation

Cette approche peut être utilisée que si la plate-forme mobile navigue dans un environnement bien connu. Les repères sont des objets ou des caractéristiques distinctes telles que des formes géométriques qui peuvent être détectées et distinguées par des capteurs appropriés sur un véhicule. Ils peuvent être soit naturels ou artificielle. Des points de repère artificiels sont des objets ajoutés à l'environnement spécifique de positionnement et de navigation, tandis que ceux d'origine naturelle sont déjà présents dans l'environnement. Chaque repère doit avoir une position fixe, et le véhicule nécessite une base de données de leurs caractéristiques et de leurs emplacements. Certains sites peuvent inclure des informations supplémentaires comme des codes-barres. Le véhicule doit être capable de reconnaître les sites d'intérêt de façon fiable à partir de ses entrées de capteur et de traiter les données d'une manière qui détermine sa propre position.

I.1.2.5. Carte à base de positionnement (ou modèle matching)

Cette approche peut être utilisée que si la plate-forme mobile navigue dans un environnement spécifique et tracé. Dans cette approche, la plate-forme mobile utilise ses capteurs pour percevoir son environnement local, et cette perception est ensuite comparée à

une carte préalablement stockées dans sa mémoire. Si une correspondance est trouvée, le véhicule peut calculer sa position et son orientation dans un environnement spécifique. Les caméras et la gamme de laser détecteur sont des exemples de capteurs qui peuvent être utilisés avec ce type de positionnement. La carte de l'environnement mémorisée peut être un modèle déjà disponible, ou il peut être construit à partir de données de capteurs antérieurs. Cette approche peut être utilisée que dans un cadre d'environnement structuré, ce qui signifie dans des environnements intérieurs et certains environnements extérieurs.

Il y a une technique quelque peu semblable connue sous le nom d'assortiment de carte qui est normalement utilisé avec le GPS pour déterminer la position d'un véhicule dans un plan d'une région. Bien qu'il existe des similitudes entre les deux techniques, celle-ci est utilisée pour contraindre une autre solution de positionnement tel que le GPS, ce n'est pas une technique de positionnement autonome et elle n'est pas celle présenté dans cette sous-catégorie.

I.1.3. Systèmes combinés

Pour la première catégorie qui utilise des mesures relative (i.e. compte mort) la détermination de la position actuelle du véhicule utilise la connaissance de la précédente position et la mesure de ses derniers mouvements. Pour la deuxième catégorie des mesures absolues (i.e. systèmes basés sur une référence), la position actuelle du véhicule est calculé en mesurant les points de référence connus, mais sans avoir une connaissance de sa trajectoire précédente. Habituellement, deux méthodes ou plus, comportant au moins, l'un de chaque groupe, sont combinés afin d'obtenir une solution de navigation fiable [1].

I.2. LES DIFFERENTS SYSTEMES DE NAVIGATION

I.2.1. Système de radionavigation :

L'astro-navigation permet la localisation d'un mobile à partir de l'observation des différents corps célestes utilisés comme "balises" de positionnement.

La radionavigation est le prolongement technologique de cette navigation céleste où les ondes lumineuses ont été remplacées par les ondes radioélectriques et les corps célestes par des balises artificielles (stations au sol, satellites, . . .).

Ceci permet à la radionavigation d'avoir comme avantage majeur par rapport à la navigation céleste de ne plus être soumis aux conditions de visibilité pour pouvoir être utilisée.

Le principe de cette méthode réside en le calcul de la distance entre des positions connues et le mobile dont il faut déterminer la position. Contrairement aux méthodes de navigation à

l'estime, la radionavigation nécessite la mise en œuvre d'une infrastructure conséquente de balises. Il existe deux types différents de systèmes de radionavigation : les systèmes à base terrestre (LORAN, ILS, . . . , non détaillés par la suite) et les systèmes de positionnement par satellites (GNSS) [5].

Les systèmes de radionavigation sont définis comme étant un ensemble de techniques permettant de définir la position d'un aéronef par des moyens radioélectrique.

Ils sont divisés en deux groupes :

- Des systèmes à base terrestres ou conventionnel (stations ou balises implantées sur des points connus situés en terre).
- Des systèmes à base spatiales ou systèmes de navigation par satellites.

Ces systèmes sont caractérisés par :

- Leurs fréquences et leurs puissances d'émission ;
- Le type d'émission (émission continue en temps discret) ;
- La synchronisation (par horloges atomique, par stations maitresse pilotant des stations esclaves, par le biais d'une station de référence, . . .) ;
- Le type de mesure effectué (comparaison de phases, à impulsion, à effet doppler) ;

I.2.1.1. Systèmes conventionnels :

Les systèmes à base terrestre peuvent être classés en fonction de la portée et des lieux de position.

En fonction de la portée, les systèmes dont la portée est courte fonctionnent en bande S ou C et utilisent les propriétés de l'onde directe. Tandis que le système à longue portée utilise les ondes de surface et du ciel ; ils émettent leurs signaux avec de fortes puissances sur des porteuses à basse fréquences.

Pour le classement en fonction du lieu de position, les lieux de position sont :

Circulaires, hyperboliques, et azimutaux (ou angulaires).

I.2.1.2. Systèmes de navigation par satellites :

Les systèmes de navigation par satellites se composent essentiellement de satellites à défilement dont l'installation englobe le sphéroïde terrestre.

Chacun de ces systèmes est poursuivi par un réseau de station de poursuite en terre dont le rôle est de définir et d'élaborer les éléments des orbites observés et aussi de contrôler la trajectoire suivie par chaque satellite de la constellation.

I.2.1.2.1. NAVSTAR/ GPS :

Le système de radiolocalisation NAVSTAR/ GPS a été développé par les Etats-Unis (Département de la défense) à partir de 1973 pour offrir aux utilisateurs (prioritairement l'armée américaine) la possibilité de déterminer de façon précise leur coordonnées en tous points de la surface de la terre. Les satellites ont été mis e sur orbite à partir de 1978 et le système NAVSTAR/ GPS a été déclarer totalement opérationnel en 1994 [6].

Le système NAVSTAR/ GPS comprend :

- Un segment "spatial", constitué d'une constellation de satellites.
- Un segment "commande et contrôle".
- Un segment "utilisateur".

a) Un segment "spatial" :

La constellation nominale GPS est formée de 24 satellites opérationnels et prévoit des satellites de remplacement. Leurs orbites ont été calculées de façon à assurer une grande disponibilité du service de navigation GPS. Les caractéristiques de ces orbites sont regroupées dans le tableau (I.1). Ainsi, en n'importe quel point de la surface terrestre et à n'importe quelle heure de la journée, au moins 4 satellites avec des angles d'élévation supérieure à 5° sont visibles. Notons que pour un angle d'élévation inférieur à 5° , les dégradations subies par le signal GPS lors de la traversée de l'atmosphère ne permettent plus de garantir la précision de positionnement.

Ces satellites échangent des signaux à la fois avec les récepteurs GPS et le segment de contrôle qui contiennent toutes les informations utiles à la résolution du problème de navigation.

Tableau I.1: Paramètres orbitaux des satellites GPS [2]

Rayon orbital moyen	26600 km
Durée de révolution	11 h 58
Inclinaison	55°
Nombre de plan orbitaux	6

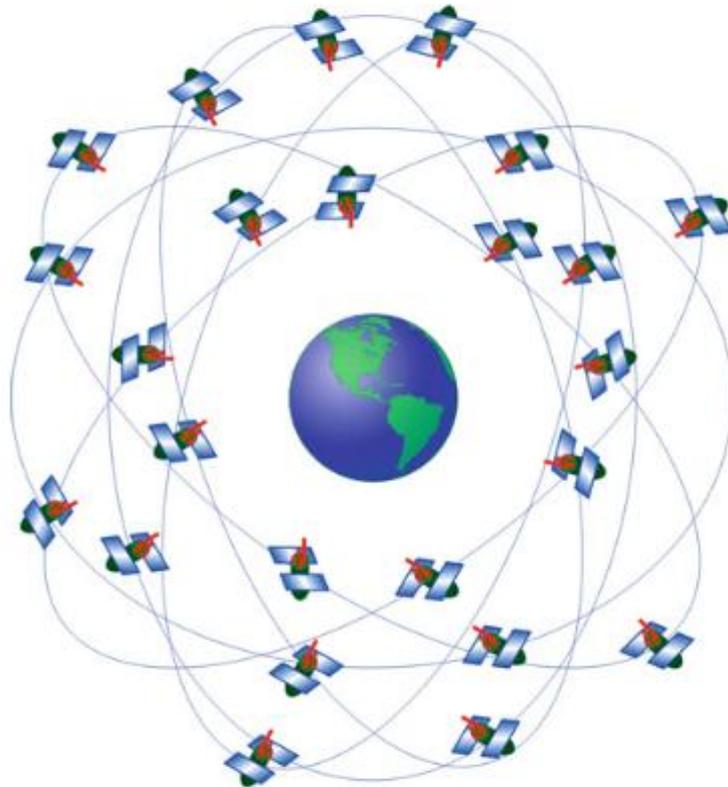


Figure I.1: Constellation GPS [1]

b) Le segment "commande et contrôle" :

Le segment de contrôle assure la surveillance de la constellation GPS. Les signaux émis par les satellites sont recueillis par 4 stations de réception réparties sur le globe. Les données collectées sont ensuite centralisées au niveau d'une station de contrôle principale, située dans le Colorado, qui calcule par triangulation la position, la vitesse et la dérive d'horloge de chaque satellite. Elle en déduit des corrections d'horloge et de paramètres d'orbite qui sont téléchargées aux satellites une fois par jour.

Les autres stations assurent le contrôle du système et la mise à jour des informations à bord des satellites.

c) Le segment "utilisateur" :

Ce segment regroupe l'ensemble des récepteurs GPS qui réalisent le calcul de positionnement en temps réel. Le GPS propose deux types de services différents :

- le SPS, ou Standard Positioning System, est accessible à tout utilisateur et offre actuellement une précision moyenne de positionnement de 30 m.
- le PPS, ou Precise Positioning System, est réservé à des utilisateurs habilités par le ministère de la défense américain [2].

Le principe général du système NAVSTAR/ GPS repose sur des concepts qui semblent simples, mais dont la maîtrise technologique se situe à un niveau très élevé. En effet, pour qu'un utilisateur muni d'un récepteur GPS puisse se localiser avec une précision de quelques mètres, il faut qu'il soit vu simultanément par au moins quatre satellites et que l'horloge de son récepteur ainsi que celle des satellites soient synchronisées avec une extrême précision [6].

I.2.1.2.2. Global Orbiting Navigation Satellite System (GLONASS)

Le GLONASS est le premier système de navigation par satellite développé par l'URSS, puis par la Russie. Son développement commença dans les années 70 avec pour but d'être pleinement opérationnel dans les années 90. La chute de l'URSS a entraîné son déclin mais, en 2001, la Russie s'est engagée à restaurer le système.

Comme tous les systèmes de positionnement par satellites, repartis sur trois plans orbitaux à une altitude 19100 km parcouru en 11H 15 mn 44s. À la différence du système GPS, les satellites de la constellation, vus du sol, se retrouvent à la même place dans le ciel après huit jours sidéraux. Huit satellites sont prévus pour chaque plan orbital. La partie au sol est composée de cinq stations de contrôle, la principale se trouve à Krasnoznamensk dans la région de Moscou. La partie utilisateur réunit l'ensemble des récepteurs utilisant les signaux des satellites.

Signal GLONASS : Chaque satellite émet continûment un message de navigation à 50 bit/s contenant les informations nécessaires à la résolution du problème de navigation. Ce message de navigation est rendu robuste aux perturbations extérieures grâce à un code réalisant un étalement de spectre et la séquence résultante module des porteuses légèrement différentes pour chaque satellite.

Il faut noter que chaque satellite utilise le même code d'étalement de spectre. Ce sont les différentes porteuses utilisées qui vont assurer la faible inter-corrélation entre deux différents signaux. Cette technique de transmission permet à tous les satellites GLONASS de pouvoir émettre simultanément sans interférences et porte le nom de FDMA (frequency division multiple acces) [5].

I.2.1.2.3. Global Navigation Satellite Systems (GNSS)

Le GNSS est actuellement populaire pour le positionnement à l'extérieur. Ces systèmes calculent la position du récepteur allant de plusieurs satellites visibles avec emplacements connus utilisant la trilatération. Le GPS des États-Unis est le plus largement utilisé. Un autre est le GLONASS, qui est similaire au GPS dans le concept mais utilise des normes techniques différentes. Le premier satellite de ce système a été lancé en 1982. Comme le GPS, le GLONASS offre une position, un service de navigation pour les civils et un service crypté aux utilisateurs militaires. Au moment de la rédaction, ils sont 31 satellites dans l'espace, dont 24 sont opérationnels. Galileo est un autre système de navigation développé par l'Union européenne. Le premier satellite d'essai a été lancé en Décembre 2005 et le second en Avril 2008, il a surtout occupé les fréquences attribuées. Deux satellites opérationnels ont été lancés conjointement en Octobre 2011. Le système est prévu pour atteindre sa première capacité opérationnelle (CIO) à la mi-décennie et sa pleine capacité opérationnelle (FOC) d'ici la fin de cette décennie. Il est principalement destiné à des fins civiles et fournira deux services, au moins un sera librement disponibles à n'importe quel utilisateur. La constellation de satellites finals comprendra 30 satellites. La Chine a également développé un système de navigation par satellite expérimental connu sous le nom Bei Dou-1 (BD-1). Il a été développé par l'Académie chinoise de technologie spatiale (CAST), une filiale de l'aérospatiale des sciences et de technologie en Chine (CASC). Le système fournit tous les temps de positionnement en deux dimensions, de navigation et de communication à la fois pour les utilisateurs civils et militaires sur la plupart de la région d'Asie de l'Est. Il comprend deux principaux satellites Bei Dou-1 et une sauvegarde. Le lancement du troisième satellite en Mai 2003 a rendu le système pleinement opérationnel. Le système de navigation complète appelé «système satellite de navigation par boussole» (CNSS) ou Bei Dou-2 (BD-2) est dans la phase de développement. Il sera composé d'une constellation de satellites 25-35, dont quatre en orbite géostationnaire, et fournira une couverture complète de la terre (Bei Dou-2). Le service gratuit est prévu pour fournir une précision de 10 m mais le service agréé sera plus précis [1].

I.2.2. Système de navigation inertielle :

La principale limitation du GPS est sa sensibilité aux variations de l'environnement de propagation (ionosphère). Les systèmes de navigation inertielle, qui fonctionnent de façon autonome, forment une alternative intéressante. La navigation inertielle a été développée pour la seconde guerre mondiale et a été appliquée dès les années 50 pour le guidage de fusées. Elle est aujourd'hui utilisée aussi bien en aviation militaire que civile et équipe la quasi-totalité des fusées balistiques.

Les capteurs inertiels mesurent le mouvement du véhicule à bord duquel ils sont embarqués, par rapport au référentiel inertielle. Connaissant la vitesse et la position initiales du véhicule, cette information permet de reconstituer point par point sa trajectoire. La principale difficulté réside dans les changements de repère et de référentiel nécessaires pour rendre les données exploitables par l'utilisateur [2].

L'objectif des systèmes de navigation inertielle est d'estimer de façon autonome la position et la vitesse d'un véhicule par rapport à la terre à partir d'une unité de mesure inertielle (IMU) qui comprend des capteurs inertiels (accéléromètres et gyroscopes) et un calculateur de bord qui élabore la solution de navigation. Ceci repose sur l'intégration des forces spécifiques mesurées par les accéléromètres, et projetées dans le repère de navigation à partir des informations fournies par les gyroscopes.

Nous pouvons définir deux types de systèmes inertiels : l'INS (Inertial Navigation System) et l'IRS (Inertial Reference System).

Le système INS est équipé d'une plate forme restant parfaitement horizontale pendant toute la durée de vol.

Le système IRS est une centrale solidaire de la structure de l'avion. Il génère une plate forme fictive maintenue à l'horizontal par calcul [6].

Le tableau ci-dessous donne la composition des deux systèmes IRS et INS :

Tableau I.2 : Comparaison entre les deux systèmes INS et IRS [6].

compositions	INS	IRS
Composant inertiel	<p>Inertial Navigation Unit-INU</p> <p>Plate forme inertielle Suspendue au cadran et stabilisée à l'horizontale par des boucles d'asservissement. Deux accéléromètres A_1 et A_2 perpendiculaires entre eux. Trois gyroscopes dont deux à axes verticaux (G_1 et G_2) et le troisième à axe horizontal (G_3). Cette plate forme est orientée par rapport à des références terrestres.</p> <p>Calculateur Calcul toutes les valeurs nécessaires à la navigation orthodromique et génère des signaux qui vont être utilisés par le pilote automatique (AP).</p>	<p>Inertial Reference Unit-IRU</p> <p>Plate forme inertielle Trois accéléromètres asservis liés à la structure de l'avion et dont les axes sensibles sont orientés suivant les trois axes de l'avion. Trois gyro laser liés à la structure de l'avion mesurent la vitesse angulaire de rotation des trois axes de l'avion.</p> <p>Calculateur - Calculs trigonométriques qui converti les mesures accéléromètres. -Tous les calculs de navigation orthodromique. -Signaux pour l'AP</p>
Control Display Unit-CDU	Boitier de commande et d'affichage (interface homme/machine)	Boitier de commande et d'affichage (interface homme/machine)
Mode Selector Unit-MSU	Permet de sélectionner le mode de fonctionnement.	Permet de sélectionner le mode de fonctionnement.
Batterie Unit-BU	Alimente l'INS pendant 15 à 30 mn en cas de défaillance du système d'alimentation de bord.	L'IRS ne possède pas de batterie.

Introduction

Un système de navigation inertielle est un système autonome qui fournit des informations sur la position, la vitesse et l'attitude basés sur les mesures des capteurs inertiels et en appliquant le principe du compte mort ou discrétisation (DR). Le DR est la détermination de la position actuelle d'un véhicule avec la connaissance de sa position précédente, ensuite les capteurs mesurent des accélérations et des rotations angulaires. Compte tenu des conditions initiales spécifiées, une intégration de l'accélération fournit la vitesse et une deuxième intégration donne la position. Les Vitesses angulaires sont traitées pour donner l'attitude de la plate-forme en termes de tangage, de roulis et de lacet [1].

II.1. DEFINITION DES REPERES NECESSAIRE A LA NAVIGATION INERTIELLE

II.1.1. Repère inertiel

L'origine du repère inertiel $\mathbf{i} = (X_i, Y_i, Z_i)$ est le centre de gravité de la terre. Ces axes (X_i, Y_i, Z_i) ne tournent pas avec la terre et pointent vers des étoiles suffisamment lointaines pour sembler fixes à un observateur terrestre. Z_i est l'axe de rotation de la terre, X_i pointe vers l'équinoxe vernal et Y_i vient compléter le trièdre direct.

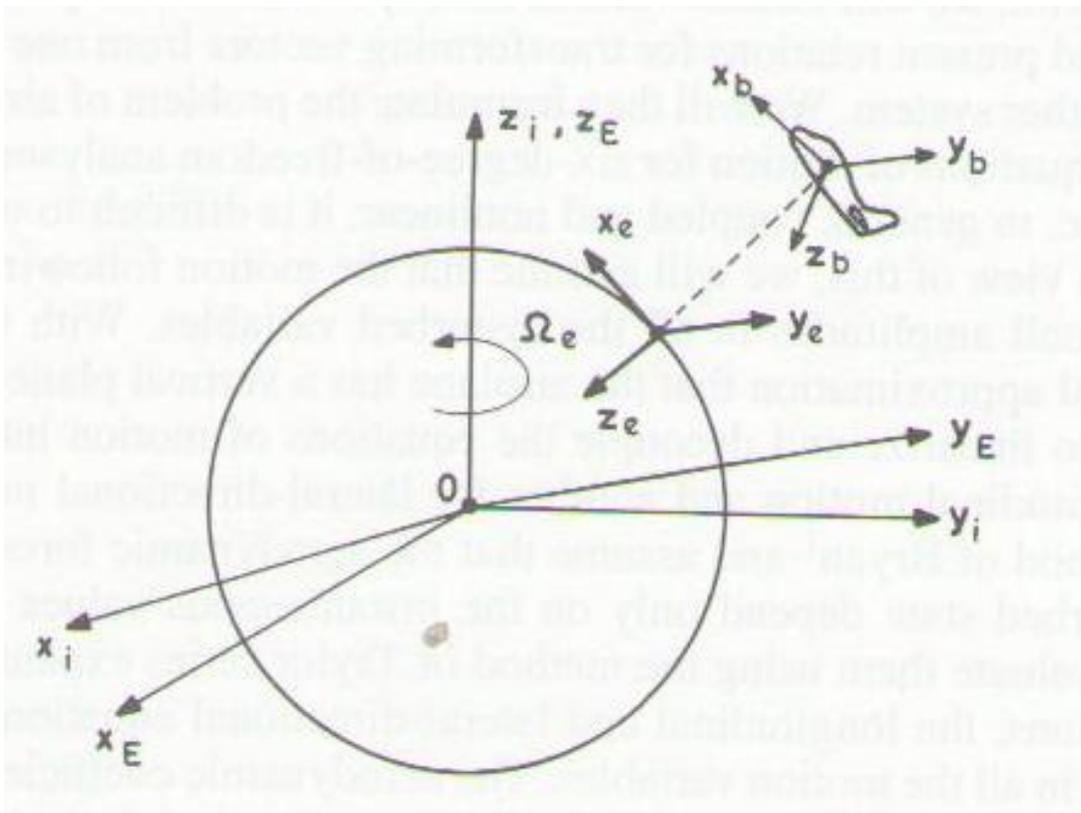


Figure II.1 : Repère inertiel [5].

II.1.2. Repère terrestre

L'origine du repère terrestre $e = (X_e, Y_e, Z_e)$ est le centre de gravité de la terre et ces axes tournent en accord avec la rotation terrestre, ce qui le rend fixe par rapport à la terre. Par définition, les repères i et e se déduisent l'un de l'autre par une rotation liée à la rotation de la terre de vitesse angulaire Ω_{ie} . Z_e est alors toujours l'axe de rotation de la terre, X_e pointe vers l'intersection de l'équateur avec le méridien de Greenwich et Y_e vient compléter le trièdre direct. Pour des applications submétriques, il faut noter que le décalage des pôles magnétique et géographique serait à prendre en compte, ce qui ne sera pas le cas dans le reste de l'étude.

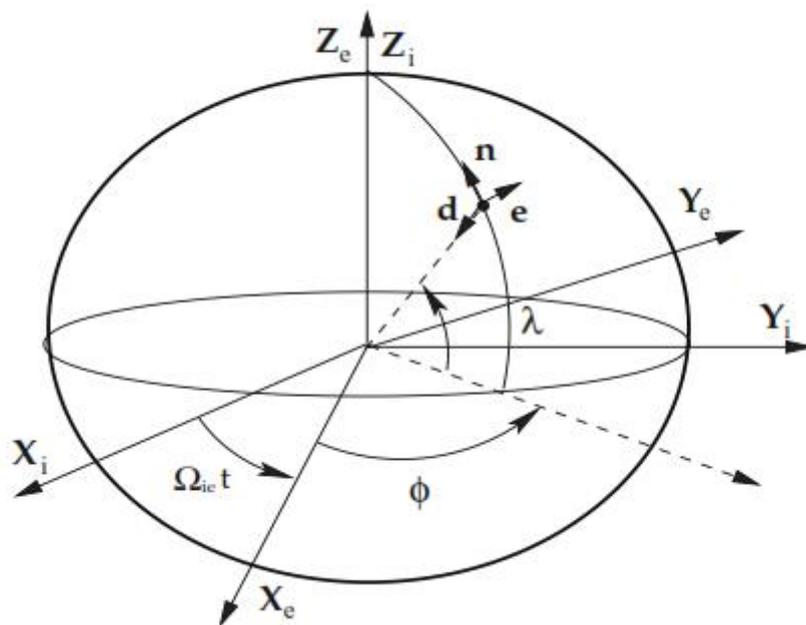


Figure II.2: Repère nécessaire à la navigation inertielle [5].

La relation pour passer du repère terrestre au repère inertiel est alors:

$$C_e^i = \begin{bmatrix} \cos(\Omega_{ie}t) & -\sin(\Omega_{ie}t) & 0 \\ \sin(\Omega_{ie}t) & \cos(\Omega_{ie}t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{Eq.II.1}$$

Dans ce repère, il est possible d'écrire un même point selon différentes coordonnées. Ainsi il est intéressant de définir la position en coordonnées ellipsoïdales par sa latitude ϕ , sa longitude λ et son altitude h , le lien entre les coordonnées ellipsoïdales (ϕ, λ, h) et cartésiennes (X_e, Y_e, Z_e) pouvant s'écrire sous la forme :

$$\left\{ \begin{array}{l} X_e = (N + h)\cos\lambda \cos\varphi \\ Y_e = (N + h)\cos\lambda \sin\varphi \\ Z_e = (N + h)\sin\lambda \end{array} \right. \quad \text{Eq.II.2}$$

$$\text{Où } N = \frac{a\sqrt{1-e^2}}{1-e^2\sin^2\varphi}$$

Avec a et e étant respectivement le demi-grand axe et l'excentricité de l'ellipsoïde terrestre. Dans le cas d'applications submétriques, le rayon moyen de la terre N ne peut être directement utilisé dans les équations (Eq.II.2), ce qui ferait intervenir les rayons de courbure en longitude et en latitude.

II.1.3. Repère de navigation

L'origine du repère de navigation $\mathbf{n} = (N, E, D)$ est le centre de gravité du mobile. N pointe vers le nord géodésique, D est orthogonal à l'ellipsoïde de référence représentant la terre et en direction du sol et E vient compléter le trièdre direct (ce qui le fait pointer globalement à l'est).

La relation pour passer du repère terrestre au repère de navigation est alors :

$$C_e^n = \begin{bmatrix} -\sin\lambda \cos\varphi & -\sin\lambda \sin\varphi & \cos\lambda \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ -\cos\lambda \cos\varphi & -\cos\lambda \sin\varphi & -\sin\lambda \end{bmatrix} \quad \text{Eq.II.3}$$

II.1.4. Repère du mobile

L'origine du repère du mobile $\mathbf{b} = (X_b, Y_b, Z_b)$ est le centre de gravité du mobile. Ce repère est solidaire du mobile et ces axes tendent à coïncider avec les axes de la plate-forme inertielle. Son orientation par rapport au repère de navigation \mathbf{n} est décrite par les angles d'Euler (θ, ψ, Φ) représentant respectivement le roulis, le tangage et le lacet [5].

La relation pour passer du repère de navigation au repère du mobile est alors :

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & \cos\theta \sin\psi & -\sin\theta \\ -\cos\Phi \sin\psi + \cos\psi \sin\theta \sin\Phi & \cos\Phi \cos\psi + \sin\psi \sin\theta \sin\Phi & \cos\theta \sin\Phi \\ \sin\Phi \sin\psi + \cos\psi \sin\theta \cos\Phi & -\sin\Phi \cos\psi + \sin\psi \sin\theta \cos\Phi & \cos\theta \cos\Phi \end{bmatrix} \quad \text{Eq.II.4}$$

II.1.5. Le repère polaire

Dans le repère de navigation, l'axe des ordonnées se dirige toujours vers le nord vrai, ainsi des taux de rotation plus élevés sont exigés autour de l'axe Z afin de maintenir l'orientation du repère de navigation dans les régions polaires (des latitudes plus élevées) que près de l'équateur (latitudes inférieures). Comme il est indiqué dans la figure (Fig.II.3.b), le repère de navigation doit tourner à des taux plus élevés pour maintenir son orientation en se déplaçant vers le pôle, atteignant son maximum quand il croise le pôle nord. Ce taux peut même tendre vers l'infini (condition de singularité) si le repère de navigation passe directement au-dessus du pôle. Le repère polaire évite un taux de rotation plus élevée et les problèmes de singularité. Au lieu de pointer toujours au nord, ceci tourne autour de l'axe Z par rapport au repère de navigation. L'angle entre l'axe des ordonnées et le nord est connu comme l'angle polaire α . Le taux de rotation de cet angle est donné par : [1]

$$\dot{\alpha} = -\dot{\lambda} \sin \lambda \tag{Eq.II.5}$$

Le repère polaire (par rapport au repère de navigation) est démontré dans la figure (Fig.II.2.a) et est définie comme suit :

- a. L'origine coïncide avec le centre du repère des capteurs (origine du trièdre des capteurs inertiels).
- b. L'axe z est orthogonal à l'ellipsoïde de référence pointant vers le haut.
- c. L'axe des y tourne d'un angle α suivant un sens antihoraire du nord.
- d. L'axe des x est orthogonal aux axes y et z et forme un repère de coordination droitier.

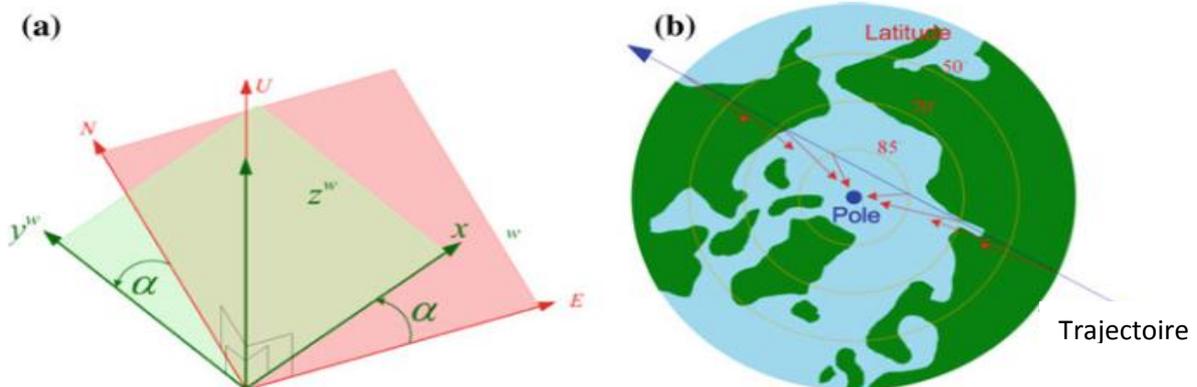


Figure II.3: a- Représentation du repère polaire par rapport au repère de navigation. b- Rotation de l'axe Y du repère de navigation (montrée avec flèches rouges/foncées) pour une trajectoire polaire proche du croisement à de diverses latitudes [1]

II.2. PRINCIPES DE BASE DE LA NAVIGATION INERTIELLE

Le principe de la navigation inertielle est basé sur la première loi de Newton du mouvement, qui énonce :

«Un corps demeure dans son état de repos, ou en mouvement uniforme dans une ligne droite, à moins qu'on l'oblige à changer d'état par des forces appliquées sur lui».

En d'autres termes, cette loi énonce qu'un corps au repos tend à rester au repos et un corps en mouvement tend à rester en mouvement à moins qu'il soit sollicité par une force extérieure.

La signification exacte de ceci n'est pas facilement visualisée dans le repère de référence de la terre. Pour qu'elle s'applique, le corps doit être dans un repère de référence inertielle (un repère non-tournant dans lequel il n'y a aucune force inhérente telle que la pesanteur).

La deuxième loi de Newton du mouvement est d'autant plus importante que sa première loi dans le système de navigation inertielle, elle énonce que :

«L'accélération est proportionnelle à la force résultante et est dans la même direction que cette force» [1].

Ceci peut être exprimé mathématiquement comme suit:

$$\mathbf{F} = m\mathbf{y} \tag{Eq.II.6}$$

Comme énoncé précédemment, une centrale (ou plate-forme) inertielle a pour but de délivrer une mesure de la vitesse et de l'orientation du mobile afin de calculer sa position. Pour ce faire, elle est composée de trois accéléromètres et de trois gyromètres permettant de mesurer l'accélération et la vitesse angulaire du mobile dans l'espace. Ces deux grandeurs sont en e et observables grâce à la seconde loi de Newton et respectivement grâce aux e et d'entraînement du repère ou à l'e et Sagnac [5].

Grâce à des accéléromètres extrêmement précis, l'accélération \mathbf{y} du mobile peut être mesurée. Puis un calculateur effectue un premier calcul intégral pour déterminer la vitesse \mathbf{v} de l'avion par rapport au sol.

$$\mathbf{v} = \int \mathbf{y} dt + \mathbf{v}_0 \tag{Eq.II.7}$$

Une deuxième intégration de l'accélération donne la position \mathbf{r} de l'avion

$$\mathbf{r} = \int \mathbf{v} dt + \mathbf{r}_0 \tag{Eq.II.8}$$

Les termes \mathbf{r}_0 et \mathbf{v}_0 représentent la position et la vitesse initiales du mobile.

Cependant, les accéléromètres sont contenus dans une plate-forme qui porte le trièdre de mesure des accélérations. Ce trièdre est matérialisé par des gyroscopes qui mesurent des vitesses angulaires ω .

Par intégration de ces mesures gyroscopiques, le calculateur fournit l'information d'attitude ρ qui représente l'orientation du repère du mobile par rapport à un repère terrestre (cas des avions) [6].

II.3. CONSTITUTION D'UNE CENTRALE INERTIELLE

Les systèmes de navigation inertielle sont embarqués à bord du véhicule (avion) et sont composés de différents capteurs inertiels qui mesurent le mouvement du mobile à chaque instant. En règle générale, les capteurs en question sont trois accéléromètres ainsi que trois gyromètres disposés selon trois axes orthogonaux définissant un trièdre direct. Les accéléromètres mesurent l'accélération non-gravitationnelle du mobile. Par deux intégrations successives, il est alors possible d'obtenir la position du véhicule.

Néanmoins, les systèmes de navigation inertielle font intervenir différents repères de référence. Ainsi, les gyromètres, qui fournissent des informations sur l'attitude du mobile, permettent d'effectuer les changements de repère adéquats pour exprimer le mouvement dans un repère utile au pilote [3].

En ajoutant un calculateur permettant à un véhicule de connaître sa position et sa vitesse dans l'espace, la centrale inertielle s'appellera alors «système de navigation inertielle INS». Tous les avions modernes (civils ou militaires) sont équipés de tel système qui a pour but de déterminer une trajectoire par discrétisation (Dead Reckoning DR).

Dans ce qui suit, nous allons décrire le rôle et le principe de chaque élément de la centrale inertielle en citant quelques types de gyroscopes et d'accéléromètres parmi les plus utilisés actuellement.

II.3.1. Les Gyroscopes

Techniquement, un gyroscope est n'importe quel dispositif qui peut mesurer la vitesse angulaire. Dès le 18^{ème} siècle, des dispositifs de rotation étaient utilisés pour la navigation en mer dans des conditions brumeuses. Le gyroscope de rotation plus traditionnel a été inventé dans le 19^{ème} siècle, et le scientifique français Jean Bernard Léon Foucault a inventé le gyroscope de limite en 1852. Vers la fin du 19^{ème} siècle et le 20^{ème} siècle les gyroscopes ont été faits breveter pour l'usage sur des bateaux. Autour de 1916, le gyroscope a trouvé son

l'utilisation dans l'avion où il est encore généralement employé aujourd'hui. Toutes les améliorations du 20^{ème} siècle ont été faites sur le gyroscope de rotation. Dans les années 60, les gyroscopes optiques à l'aide de lasers ont été présentés la première fois et ils ont immédiatement trouvés le succès commercial dans l'aéronautique et les applications militaires.

On appelle gyroscope un corps symétrique lourd (rotor) en révolution rapide autour de l'axe de symétrie. Le gyroscope le plus simple est une toupie qui s'appuie par le bout de son axe contre une surface plane. Étant animé d'un mouvement de rotation rapide, la toupie conserve la direction verticale de son axe qui lui est imprimée.

Pour bien ce fixer les idées, un gyroscope consiste en un solide (rotor, toupie) parfaitement suspendu autour de son centre de masse, de manière à pouvoir tourner librement dans toutes les directions, et tournant à grande vitesse autour de son axe. Comme illustré dans la figure (Fig.II.4), un mouvement du mobile, traduit par un couple, provoque un déplacement angulaire de l'axe du solide. Ce déplacement angulaire, relevé par un détecteur d'écart, permet d'évaluer la vitesse de rotation du mobile. La suspension du solide est réalisée de différentes façons : par cardans, par flottaison électrique ou élastique, etc. [7].

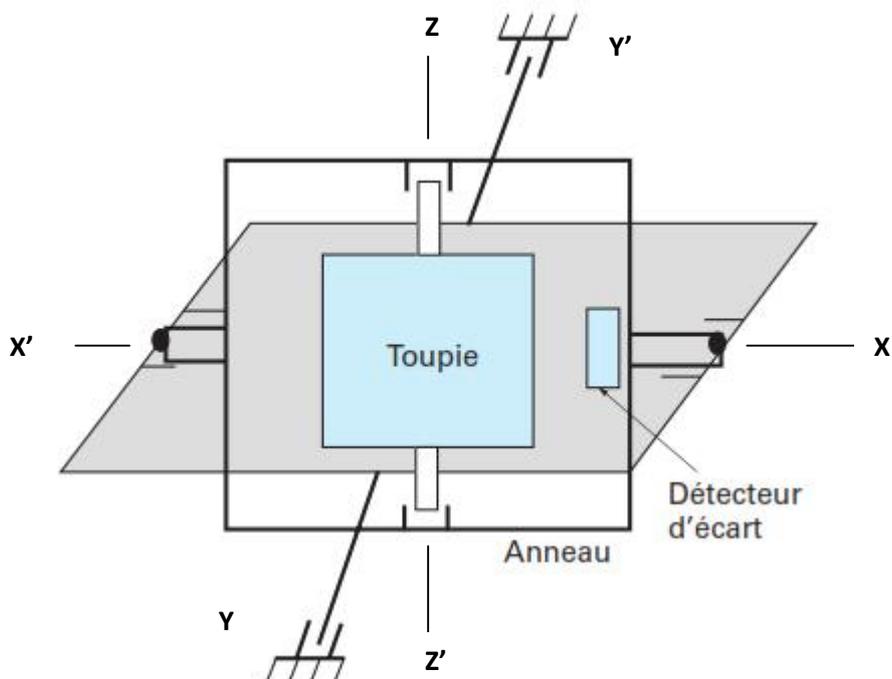


Figure II.4: Principe du gyroscope [7]

Les toupies des gyroscopes sont généralement montées dans des systèmes d'anneaux de cadran qui les isolent des mouvements de la structure porteuse. Trois configurations sont utilisées :

- **Suspension à 1 degré de liberté**

La toupie est supportée par un seul anneau de cadran : possibilité de rotation autour d'un seul axe (axes Y) d'où un degré de liberté. Un tel montage ne matérialise pas une direction de référence.

Un gyroscope à un degré de liberté (ou gyromètre) est représenté schématiquement dans la figure (**Fig.II.4**) avec l'axe XX' fixé et l'axe ZZ' libre (un degré de liberté).

Le montage à la propriété suivante : si l'on soumet le gyromètre à une perturbation (rotation) il apparait un moment d'inertie tel que le vecteur moment cinétique H qui tourne vers la perturbation par le chemin le plus proche. Ainsi, en mesurant la vitesse de rotation induite du gyromètre selon XX' grâce à des détecteurs d'angles, on mesure la vitesse de rotation imposée autour de l'axe ZZ' . L'axe ZZ' est appelé axe sensible du gyromètre, l'axe XX' est l'axe de sortie.

Un gyromètre permet donc de mesurer des vitesses de rotation.

- **Suspension à 2 degrés de liberté**

La toupie est supportée par deux anneaux de cadran : possibilité de rotation autour de deux axes (Y et Z), d'où 2 degrés de liberté. Dans cette configuration, l'axe de la toupie peut prendre n'importe quelle direction.

Un gyroscope à deux axes est un gyroscope qui peut pivoter selon les deux axes XX' et ZZ' . On peut le considérer comme étant équivalent à deux gyroscopes superposés, un dont l'entrée est XX' , l'autre dont l'entrée est ZZ' [6].

II .3.1.1. Propriétés des gyroscopes

a. La fixité : Le gyroscope tourne à une grande vitesse autour d'un axe de rotation dans l'espace, la direction et le sens de rotation du gyroscope est fixe, donc la fixité détermine le taux de précision du gyroscope lors de sa rotation.

La fixité d'un gyroscope dépend de la dérive gyroscopique, de l'effet estériscice et de la précession [6].

b. La précession: L'effet de précession dans un gyroscope apparait lors que la toupie de ce dernier tourne autour d'un autre axe que son axe de référence, donc sa vitesse de rotation diminue.

Soit un gyroscope en mouvement, exerçons sur son axe un couple de forces extérieures dont le moment par rapport à son centre de suspension O (confondu avec son centre de gravité) vaut M. Nous constatons que l'axe se dérobe perpendiculairement à la direction de cette force. On dit que le gyroscope précessionne.

En notant la précession gyroscopique par $\dot{\alpha}$ (vitesse angulaire du gyroscope, autour de l'axe Z'Z) alors [6] :

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{\omega} \wedge \vec{H} \tag{Eq.II.9}$$

- c. **Force de Coriolis** : Elle dépend de l'angle qui sert à déterminer l'attitude de l'avion (gyroscope mécanique).
- d. **l'inertie** : Le gyroscope utilise le principe du moment cinétique (mouvement angulaire, mouvement linéaire).
C'est la propriété qui permet au gyroscope de tourner continuellement dans le même plan. En absence des forces extérieures, l'axe de rotation va continuer à pointer dans la même position dans l'espace à laquelle il a été fixé initialement. Pour améliorer la rigidité (l'inertie), il est nécessaire d'augmenter la vitesse de rotation, d'augmenter la masse de la roue, et de concentrer cette dernière autour de la circonférence [6].
- e. **Le couple gyroscopique** : C'est la réaction par rapport à une rotation obligée suivant une direction différente de celle du moment cinétique (H) [6].

II.3.1.2. Alignement gyroscopique

Dû à la rigidité d'un gyroscope, son axe de rotation continue à pointer dans une direction fixe. N'importe quel mouvement de l'axe de rotation à partir de sa direction fixe est connu comme étant un gyroscope polaire. Dépendamment de la direction dans laquelle l'axe de rotation tourne, le gyroscope va exécuter une dérive ou un renversement.

La dérive apparaît lorsque l'axe de rotation tourne dans le plan horizontal. Le renversement apparaît lorsque l'axe de rotation tourne dans le plan vertical.

Lorsque l'axe de rotation se déplace par rapport à un point fixe dans l'espace, alors le gyroscope subit un alignement réel (dérive, renversement ou une combinaison des deux). Un tel alignement peut être induit par la latitude ou peut être dû à des imperfections d'un gyroscope comme par exemple : le balancement imparfait de la roue du gyroscope, balancement des anneaux et par les changements des roulements à fiction.

Quand l'axe de rotation d'un gyroscope parfait a un observateur sur la terre (comme s'il changeait de direction) on dit que le gyroscope souffre d'un alignement apparent. L'axe de rotation apparaît à un observateur sur la terre comme si il se déplaçait à partir du nord vrai. On sait que le gyroscope est stationnaire sur la terre et que c'est la terre qui tourne autour de son propre axe de rotation.

La dérive apparente n'apparaît pas à l'équateur, car les méridiens sont parallèles à l'axe des pôles, le taux de la dérive apparente est égale au taux de rotation de la terre (15° par heure).

La formule pour la dérive apparente (dû à la rotation de la terre) est [6]:

$$\text{taux de dérive apparente} = 15 \sin(\text{latitude}) \quad \text{Eq.II.10}$$

II.3.1.3. Types de gyroscope

a. Gyroscope mécanique : Constitué d'un mécanisme purement mécanique, il s'agit d'une toupie qui tourne à grande vitesse et qui prélève des données à mesurées, ensuite l'information va être traité grâce à des systèmes asservis, enfin les données sont transférés par l'intermédiaire d'un système purement mécanique pour l'affichage, mais ce dispositif est peu précis.

Ces gyroscopes, dits mécaniques, sont très utilisés pour le pilotage et le guidage de véhicules terrestres, marins et aérospatiaux. Le diamètre de la toupie, doit être choisi judicieusement, car il conditionne la valeur de son moment d'inertie, et donc du moment cinétique correspondant à la rotation de la toupie [7].

b. Gyroscope optique : Les compas gyroscopiques optiques de fibre fonctionne en sentant la différence dans le temps de propagation entre les faisceaux de lumière voyageant dedans, dans le sens des aiguilles d'une montre et les sens antihoraire. Un désaccord rotationnel induit dans la longueur de chemin produit une différence de phase entre les faisceaux lumineux qui se propagent dans des directions opposées. Cette différence est généralement connue sous le nom de l'effet Sagnac et forme le principe de base de fonctionnement de tous les gyroscopes optiques. Ils sont connus pour leurs grandes précisions.

Les gyroscopes à fibres optiques, basés sur le principe interférométrique, sont utilisés dans différents domaines : la navigation, le contrôle en vol, et la robotique... [7].

c. **Gyroscope laser** : Un gyro-laser est composé d'un circuit de lumière parcourant un triangle équilatéral. La source de lumière est appliquée au milieu de la base du triangle, ou elle est séparée en deux faisceaux vers les deux angles inférieurs du triangle où sont placés deux miroirs qui redirigent les deux faisceaux de lumière vers le troisième sommet. Si le triangle est animé d'un mouvement de rotation dans son plan, les vitesses de propagation des deux branches de lumière ne sont plus identiques. Une interférence est alors observable au sommet du triangle. Un détecteur peut alors compter les raies de cette interférence dont la fréquence est proportionnelle à la vitesse de rotation du triangle sur lui-même. En montant trois dispositifs de ce type selon un trièdre, et en traitant les signaux, il devient possible de déterminer tous les mouvements d'un avion selon ses trois axes comme avec un gyroscope mécanique.

Il est basé sur le principe d'envoi de deux faisceaux lasers purement optique qui tournent autour de leurs axe de rotation, les deux signaux tournent inversement autour de deux axes de rotation différents et l'information est fournie grâce au déphasage de deux signaux qui délivre un angle pour mesurer l'information.

Les gyroscopes à laser, faisant circuler de la lumière, sont utilisés dans le domaine militaire (pour le guidage des missiles, par exemple) grâce à leur capacité à supporter de hautes dynamiques [7].

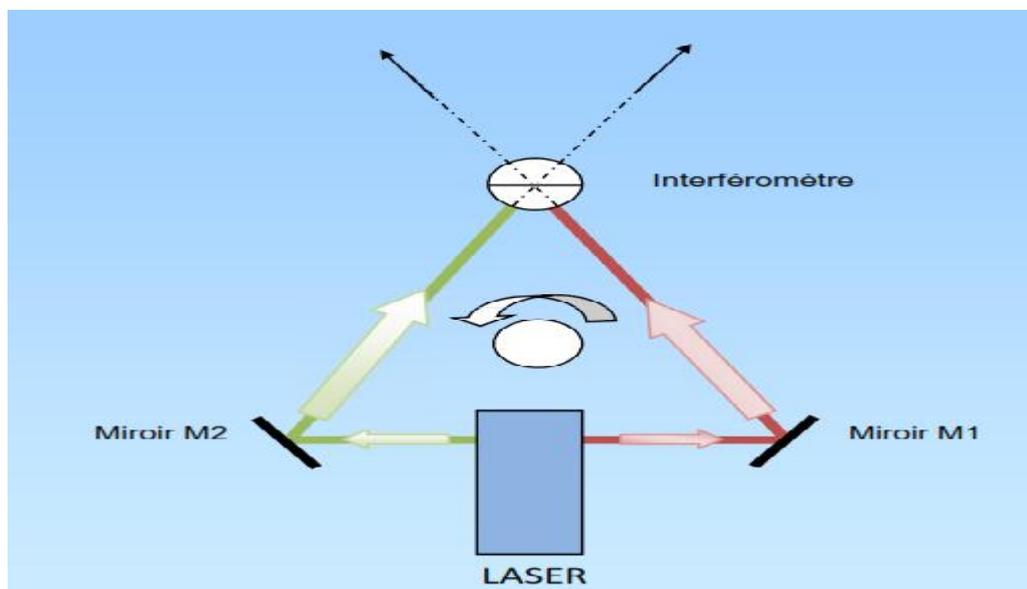


Figure II.5: Gyroscope à anneau laser [8].

Le principe de fonctionnement des gyroscopes lasers est basé sur l'exploitation de la condition nécessaire de résonance de la cavité optique utilisée. Cette condition se traduit par :

$$P = \eta \lambda = \eta \frac{c}{f} \quad \text{Eq.II.11}$$

Où P est le trajet optique du circuit, η est un nombre entier.

A une variation ΔP de P , correspond une variation Δf de la fréquence f tel que :

$$\frac{\Delta P}{P} = -\frac{\Delta f}{f} \Rightarrow |\Delta f| = \Delta P \frac{f}{P} \quad \text{Eq.II.12}$$

Comme les fréquences des lasers sont très élevées, la différence des fréquences est très grande par rapport à la différence de trajet donnée par l'effet Sagnac.

$$|\Delta f| = \frac{4s}{\lambda P} \Omega \quad \text{Eq.II.13}$$

Les gyromètres à fibre optique sont fondés exactement sur l'effet Sagnac. La solution choisie pour améliorer la sensibilité du gyromètre est d'augmenter son aire géométrique.

Ceci est réalisé grâce à une fibre optique que l'on enrôle en N (1000 à 10000) spires.

L'aire totale d'un tel gyromètre est alors : $S = N \pi r^2$, [7].

Le déphasage résultant des deux ondes est donné par :

$$\Delta \varphi = \frac{2\pi}{\lambda} \Delta P = \frac{2\pi}{\lambda} \frac{4s}{c} \Omega = \frac{2\pi}{\lambda} \frac{4\pi N R^2}{c} \Omega = \frac{4\pi R L}{c \lambda} \Omega \quad \text{Eq.II.14}$$

L : longueur totale du trajet.

Par rapport aux gyroscopes mécaniques, les gyroscopes lasers ont :

- Une meilleure stabilité du facteur d'échelle.
- Une meilleure dynamique (rapport de la plus grande à la plus petite vitesse angulaire mesurée).
- Les accélérations du boîtier n'ont aucune influence sur le phénomène optique.
- Très grande fiabilité (absence de pièces en mouvement).
- Performances limitées à $10^{-3} \text{ } ^\circ / \text{h}$.

d. Gyroscopie électromécanique : C'est un gyroscope qui contient une partie mécanique qui représente une toupie qui tourne tout en prélevant des données qui sont transférées vers un dispositif électronique pour un affichage plus précis. Parmi les gyros E-M on trouve : Les MEMS qui sont des gyroscopes de taux vibratoires, qui n'ont aucune pièce en rotation qui exige des roulements, et par conséquent ils peuvent être facilement miniaturisés et groupés, ils sont fabriqués en utilisant des techniques micros machines. Ces structures fabriquées avec du silicium de poly silicone ou du cristal, et leur composant mécanique

principal est de deux degrés de liberté de la masse vibrante, qui est capable d'osciller sur deux directions distinctes dans un avion. Leur opération est basée sur l'effet de Coriolis. Quand le gyroscope est soumis à une vitesse angulaire le long d'un axe (axe d'entrée) orthogonal à l'axe de l'oscillation initiale (axe conduit), l'effet de Coriolis transfère l'énergie à partir d'un mode vibrant à l'autre. La réponse du deuxième mode vibrant, qui est le long d'un troisième axe (axe de sens) orthogonal aux deux précédents, fournit des informations au sujet de la vitesse angulaire appliquée [7].

Un exemple de gyroscope MEMS qui utilise le micro-usinage :

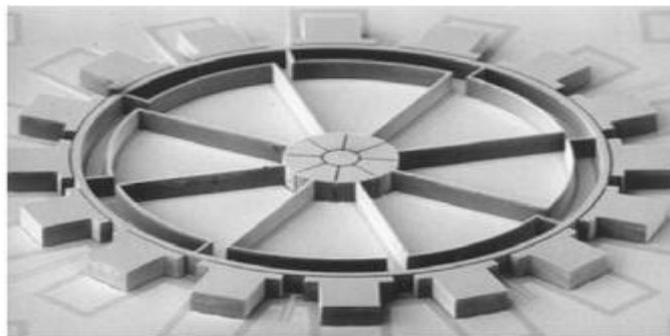


Figure II.6 : Micro gyroscope vibrant utilisant le micro-usinage [7]

II.3.1.4. Mesures du gyroscope

Les gyroscopes mesurent la vitesse angulaire d'un corps par rapport au repère inertiel. Cette quantité est exprimée dans le repère mobile et ne peut être donnée que par l'équation suivante [1] :

$$\omega_{ib}^b = \omega_{ie}^b + \omega_{en}^b + \omega_{nb}^b \quad \text{Eq.II.15}$$

II.3.2. Les accéléromètres

II.3.2.1. Définition et propriétés d'un accéléromètre

Un accéléromètre se compose d'une masse témoin (m) relié à un boîtier par une paire de ressorts suivant les indications de la figure (**Fig.II.7**). Dans ce cas, l'axe sensible de l'accéléromètre est situé le long du ressort à l'axe horizontal. L'accélération déplacera la masse témoin de sa position d'équilibre, avec la quantité de déplacement proportionnelle à l'accélération. Le déplacement de la position d'équilibre est détecté par un capteur hors tension et est puis mesuré pour fournir une indication de l'accélération le long de cet axe. La position d'équilibre est calibrée (étalonnée) pour une accélération nulle. L'accélération vers la droite

fera déplacer la masse témoin à gauche par rapport au boîtier et (comme montré par la balance) indique une accélération positive.

Si l'accéléromètre est tenu debout sur un banc avec son axe vertical sensible en présence d'un champ gravitationnel, la masse témoin sera déplacée en bas par rapport au boîtier, indiquant une accélération positive. Le fait que l'accélération de la gravité est de haut en bas, dans la même direction que le déplacement suivant les indications de la figure (Fig.II.8), est parfois source de confusion pour les débutants dans la navigation.

L'explication de ce phénomène réside dans le principe d'équivalence, selon lequel, dans l'environnement terrestre, il n'est pas possible de séparer l'inertie et la navigation par les mesures de l'accéléromètre dans un seul point. Par conséquent, le rendement d'un accéléromètre dû à un champ gravitationnel est négatif du champ d'accélération.

Le rendement d'un accéléromètre s'appelle la force spécifique [1], et est donné par :

$$f = a - g \quad \text{Eq.II.16}$$

f : La force spécifique.

a : L'accélération dans le repère inertiel.

g : L'accélération gravitationnel qui est de $9.8 \text{ m} / \text{s}^2$.

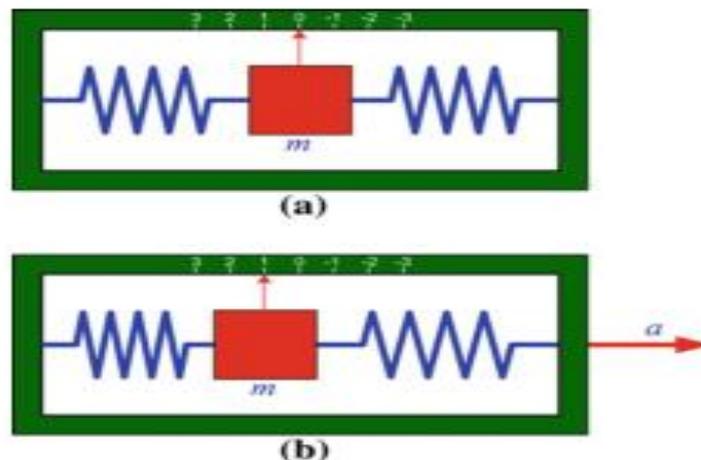


Figure II.7 : a)- Un accéléromètre en position nulle sans la force agissant sur lui, b)- Le même accéléromètre mesurant une accélération linéaire du véhicule dans la direction positive (vers la droite) [1].

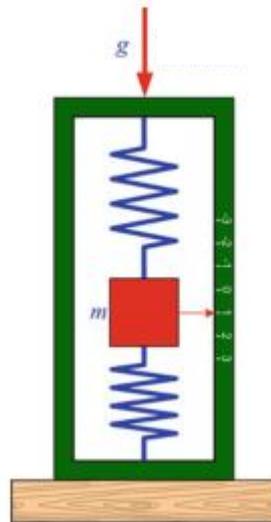


Figure II.8 : Un accéléromètre se reposant sur un banc avec l'accélération de la gravité agissant là-dessus [1].

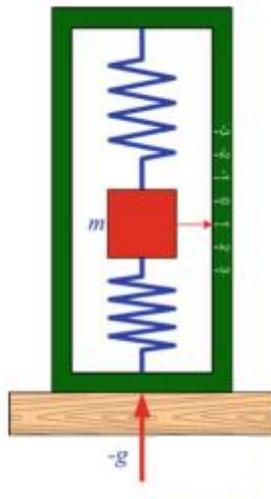


Figure II.9: Un accéléromètre se reposant sur un banc où la réaction à l'accélération de la gravité agit là-dessus [1].

C'est ce qui cause la confusion. La manière simple de se rappeler cette relation est de penser à un des deux cas. Si l'accéléromètre se repose sur un banc c'est qu'il est au repos, ainsi l'accélération \mathbf{a} égale à zéro. La force sur l'accéléromètre est la force de la réaction du banc contre le boîtier, qui est le négatif de \mathbf{g} le long de la direction (ascendante) positive et fait donc descendre la masse (**Fig.II.9**).

Ou imaginer laisser tomber l'accéléromètre dans le vide. Dans ce cas-ci, la force spécifique \mathbf{f} lue par l'accéléromètre est égale à zéro et l'accélération réelle $\mathbf{a} \equiv \mathbf{g}$. Lors ce qu'on navigue par rapport au repère inertiel nous avons besoin de l'accélération \mathbf{a} , donc dans les équations

de navigation nous convertissons le rendement d'un accéléromètre de f en a en ajoutant le g [1].

II.3.2.2. Mesures d'accéléromètres

Un accéléromètre mesure l'accélération de translation (moins le composant de pesanteur) le long de son axe sensible typiquement en détectant le mouvement d'une masse témoin relative au boîtier. A partir de l'équation. (Eq.II.15), le rendement d'un trièdre d'accéléromètre est [1] :

$$f = a - g \quad \text{Eq.II.17}$$

Où f : Est la force spécifique, a : L'accélération dans le repère inertielle, g : L'accélération gravitationnelle. L'accélération a peut être exprimée comme double dérivée du vecteur de position r , comme suit :

$$a = \left. \frac{d^2 r}{dt^2} \right|_i = \ddot{r} \quad \text{Eq.II.18}$$

Le vecteur du champ gravitationnel était plus tôt montré pour être lié au vecteur de pesanteur comme :

$$g = \bar{g} - \Omega_{ie} \Omega_{ie} r \quad \text{Eq.II.19}$$

Là où Ω_{ie} est la matrice antisymétrique représentant la rotation de la terre dans le repère inertielle [1]. En substituant les trois équations (Eq.II.16, Eq.II.17, Eq.II.18) on aura:

$$f = \left. \frac{d^2 r}{dt^2} \right|_i - (\bar{g} - \Omega_{ie} \Omega_{ie} r)$$

Eq.II.20

II.3.2.3. Types d'accéléromètres

L'accéléromètre est un appareil permettant de mesurer une ou plusieurs composantes de la force spécifique.

Différents types d'accéléromètres sont utilisés :

- À ressort.
- Pendulaire.
- À quartz.
- À onde acoustique de surface (SAW).
- À fibre optique.

a) L'accéléromètre à ressort

Il est monté directement sur la structure du véhicule dont on veut mesurer l'accélération (monté strap-down) ou sur la plate-forme stabilisé d'une centrale inertielle. Il fonctionne selon le principe suivant :

- Un ressort de raideur K crée un rappel élastique. Un amortisseur (dash pot) de constante f qui amortit les oscillations.
- Un détecteur D qui mesure une distance X et délivre une tension $V = DX$, qui est amplifiée avec un gain G .

Le courant I commande un servomoteur générant une force F qui agit sur la masse m de telle manière que le système travaille autour de zéro ($X=0$, à chaque instant) [6].

On peut montrer que :

$$f = \frac{F}{r} \quad \text{Eq.II.21}$$

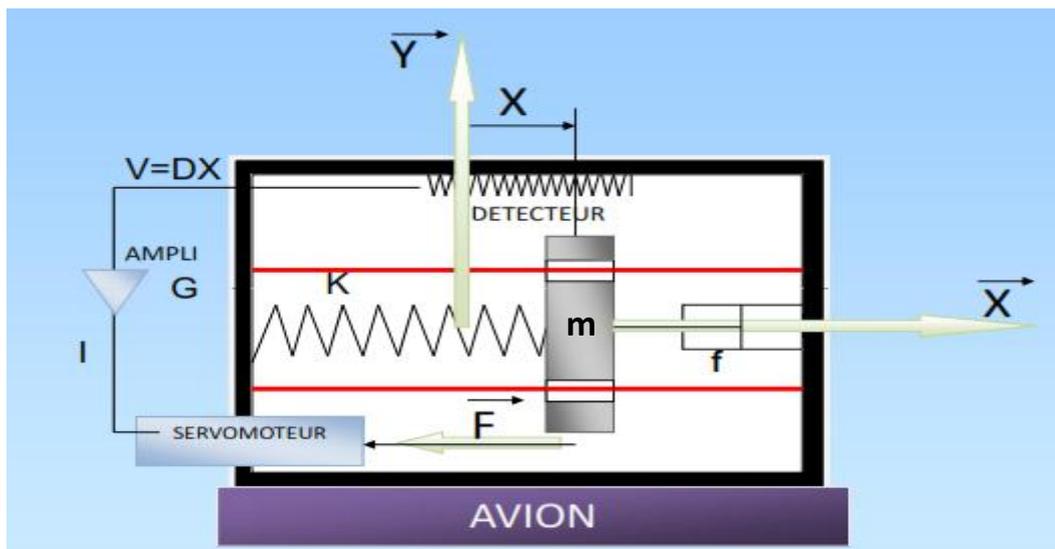


Figure II.10: Accéléromètre à ressort [8].

b) Accéléromètre pendulaire

A rappel électromagnétique, c'est un appareil qui est constitué par une masse fixée à l'extrémité d'une tige articulée par rapport au boîtier. On détecte les rotations angulaires de cette tige et le signal ainsi obtenu après amplification est utilisé pour commander un moteur couple. Le pendule est donc asservi à rester immobile.

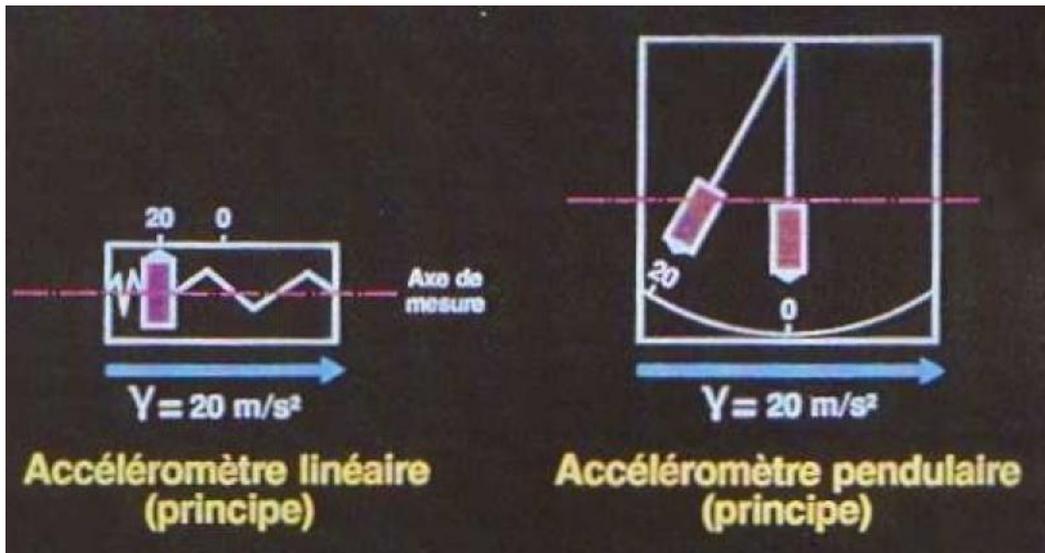


Figure II.11: Accéléromètre pendulaire [7].

c) Accéléromètre à quartz

Pour l'accéléromètre à quartz, une accélération suivant l'axe sensible va comprimer un des cristaux et dilater l'autre, ce qui modifie leurs propriétés électriques et mécaniques (fréquence, résistivité,.....etc.). Ces modifications sont exploitées pour mesurer la force spécifique de manière différentielle [6].

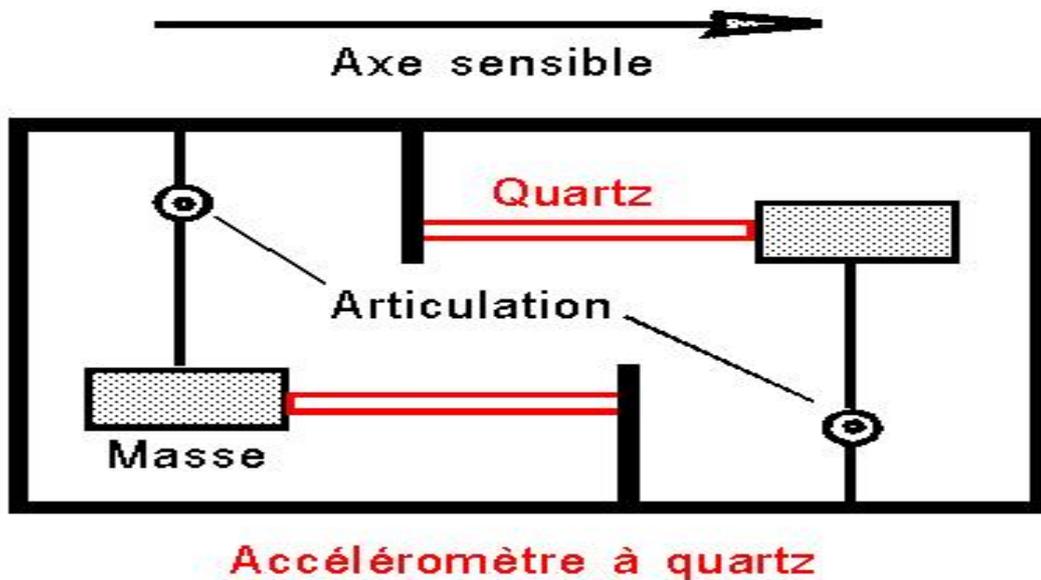


Figure II.12: Accéléromètre à quartz [8].

II.3.3. Le calculateur

Le calculateur effectue les intégrations et les changements de repère adéquats pour transformer les mesures du mouvement en données de navigation directement exploitables par l'utilisateur [2] :

- La position en coordonnées ellipsoïdales : latitude ϕ , longitude λ et altitude h .
- La vitesse par rapport au repère géocentrique,
- L'orientation du véhicule (attitude), défini par les angles d'Euler (α , β , γ).

En d'autres termes, il fournit tous les calculs de navigation orthodromique et génère les signaux de couplage nécessaire au système **PA/DV** (Pilote automatique /Directeur de vol). Sa charge de calcul est assez faible (100 000 opérations par seconde) [6].

La figure suivante montre les trois principaux modules d'une centrale inertielle :

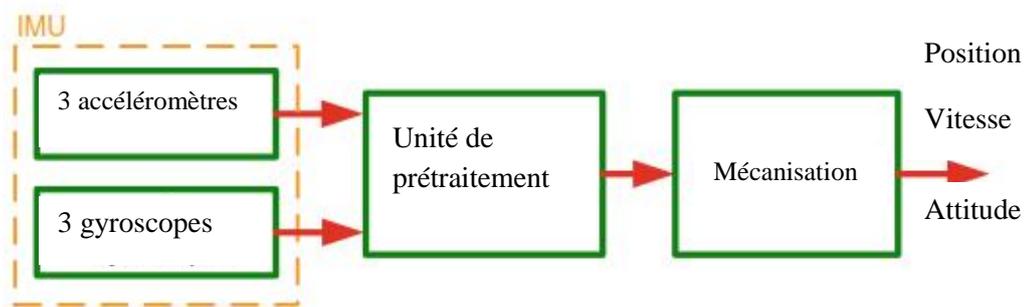


Figure II.13: Les trois modules principaux d'une centrale inertielle de navigation [1].

La figure ci-dessus démontre qu'une centrale INS se compose de :

- Une unité de mesure inertielle IMU.
- Une unité de prétraitement.
- Un module de mécanisation.

L'IMU emploie trois accéléromètres et trois gyroscopes qui sont tous les deux mutuellement orthogonaux. Les signaux sont prétraités par un filtrage pour éliminer les perturbations avant de les appliquer à l'algorithme de mécanisation qui convertit les signaux en signaux d'informations de position et d'attitude [1].

- **Unité de mesure inertielle IMU**

Les mesures de l'accélération et de la rotation du véhicule sont faites grâce aux sondes inertielles qui sont montées dans une unité appelée l'unité de mesure inertielle (IMU). L'IMU est composé de deux trièdres orthogonaux de sonde, une avec trois accéléromètres et l'autre

avec trois gyroscopes. Les accéléromètres mesurent le mouvement linéaire dans trois directions mutuellement orthogonales, tandis que les gyroscopes mesurent le mouvement angulaire dans trois directions mutuellement orthogonales. Nominale, les axes de ces deux trièdres sont parallèles, partageant l'origine du trièdre des accéléromètres. Les axes des sondes sont fixés à l'intérieur même de la structure de l'IMU, et s'appellent donc les axes du mobile ou le repère du mobile. Indépendamment des capteurs inertiels, l'IMU contient également l'électronique relative pour exécuter l'auto-calibration, pour prélever les lectures des sondes inertielles et puis les convertir en forme appropriée pour l'équipement et les algorithmes de navigation [1].

La figure suivante montre les composants typiques d'une IMU :

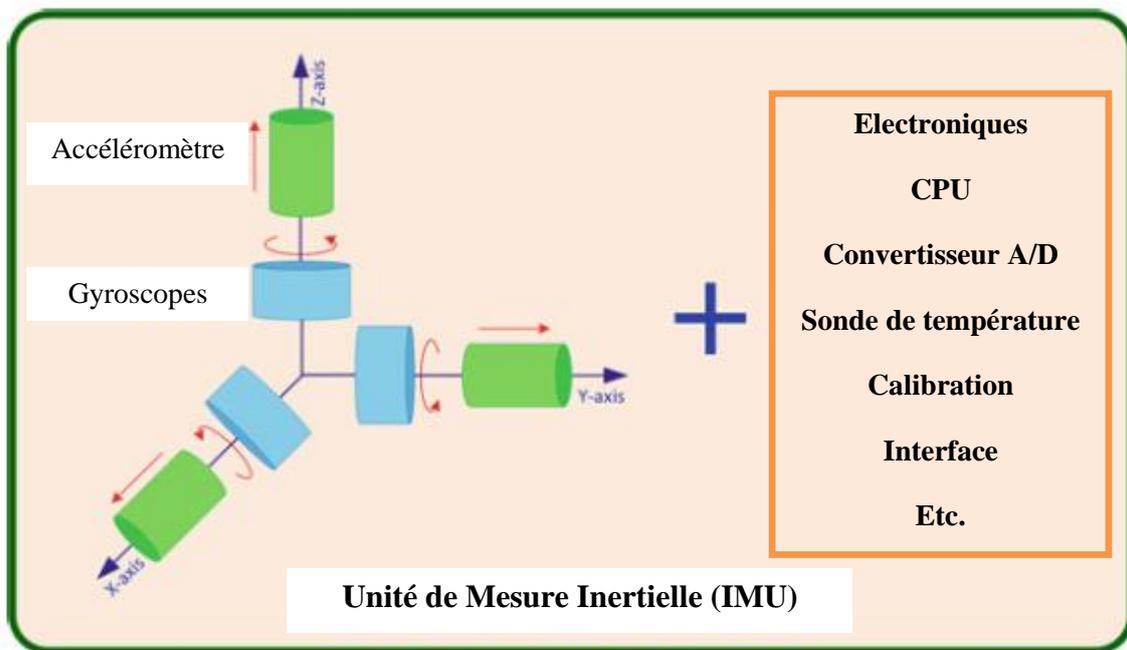


Figure II.14: Les composants typiques de l'IMU [1].

La fonction du calculateur est de calculer la position, la vitesse et l'attitude dans un repère donné (repère du calculateur) sur la base d'un système INS (Inertial Navigation System) pur ou système hybride. Selon le type du système inertielle (stabilisé, partiellement stabilisé ou à composants liés), et donc du repère, cette fonction sera plus ou moins complexe. Les algorithmes qui y sont implantés devront être optimisés (rapidité, mémoire requise), fiables (précision, intégrité) et adaptables (automaticité, autonomie vis-à-vis d'événements éventuels...) [7].

II.4. LES TYPES DE CENTRALE INERTIELLE

Il existe trois principaux types de centrales inertielles déterminés par la façon dont la plate-forme de capteurs est fixée au véhicule : les systèmes à composants liés (strap-down), les systèmes à plate-forme stabilisée (Gimbaled) et les systèmes avec élément stabilisé. Dans les deux premier cas, la plate-forme comporte :

- 3 accéléromètres qui mesurent l'accélération non gravitationnelle du véhicule par rapport au repère inertiel dans la direction de leurs axes principaux. Le vecteur correspondant est appelé force spécifique f .
- 3 gyromètres qui déterminent le vecteur de rotation instantané de la plate-forme par rapport au repère inertiel g et par intégration des angles d'Euler [2].

II.4.1. Les systèmes avec élément stabilisé

Il s'agit de dispositifs dont certains composants gyro-accélérométriques ne sont pas entièrement stabilisés (par exemple, leur liaison avec la structure du véhicule peut ne présenter que 1 ou 2 axes de cardan) [7].

II.4.2. Centrale inertielle à plate-forme stabilisée (Gimbaled ou INS)

Le bloc gyro-accélérométriques est suspendu de manière à présenter une grande liberté angulaire, vis-à-vis de la structure du véhicule. Deux procédés sont utilisés pour relier le cœur à la structure du véhicule. Pour le premier, il s'agit de la flottaison de l'élément stable, de forme sphérique, dans un liquide contenu dans un boîtier étanche. Pour le second, il s'agit d'un montage au cardan. Les capteurs inertiels sont installés à l'aide de cardans pour conserver une orientation choisie (selon le repère de référence) malgré les mouvements du mobile. La plate-forme inertielle ainsi installée est isolée du mouvement angulaire du véhicule et ω_{pN} est donc imposé. Ces derniers sont les plus répandus. En résumé, l'objectif d'un tel système est de stabiliser le véhicule sur une direction donnée ; en pratique cet asservissement en attitude est réalisé à l'aide de moteurs électriques ; la sortie du calculateur ne fournit que les informations de position et de vitesse [7].

Dans la plate-forme stable, les capteurs inertiels sont montés sur un ensemble de cardans de sorte que la plate-forme reste toujours alignée avec le repère de navigation. Ceci est réalisé en ayant un ensemble de moteurs couples pour faire tourner la plate-forme en réponse à des rotations détectées par les gyroscopes. Ainsi, la sortie de l'accéléromètre est directement intégrée pour avoir la vitesse et la position dans le repère de navigation.

Néanmoins les systèmes Gimbaled sont mécaniquement complexes et coûteux, leur utilisation est limitée [1].

En résumé, la plate-forme stabilisée permet d'obtenir l'ensemble des données accélérométriques dans un système de référence. Les données acquises lors d'une campagne de mesures sont donc directement utilisables.

Pour conclure, la qualité des données fournies par la centrale stabilisée dépend donc de la réactivité des systèmes de stabilisation et d'orientation.

La figure ci-dessous représente un exemple d'une plate-forme qui est suspendue au cadran et stabilisée à l'horizontale par des boucles d'asservissement [9]. Elle supporte :

- Deux accéléromètres A_1 et A_2 perpendiculaires entre eux.
- Trois gyroscopes dont deux sont à axes verticaux G_1 et G_2 et un troisième à axe horizontal G_3 .

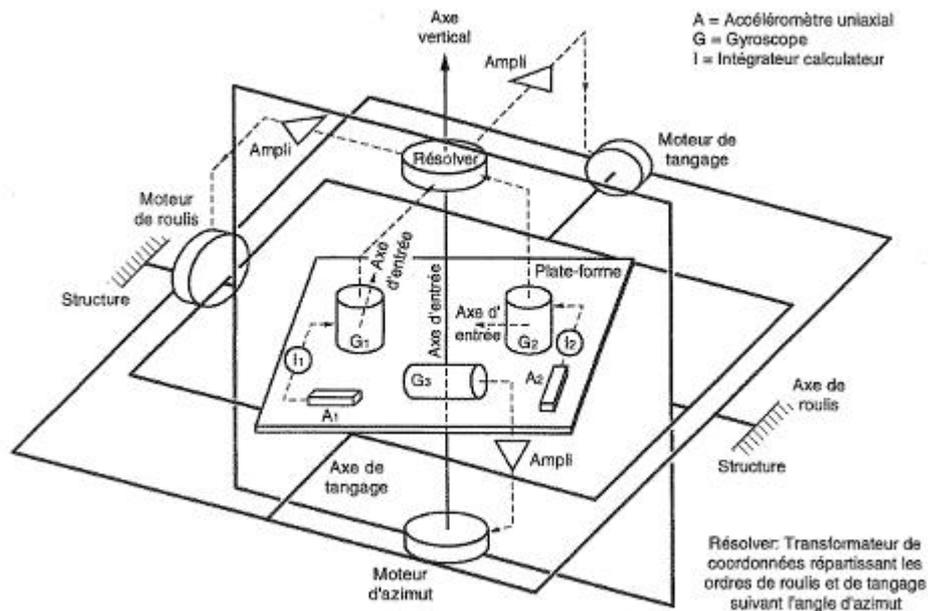


Figure II.15: Plate-forme stabilisée [9].

II .4.3. Centrale inertielle à composants liés (Strap-Down ou IRS)

Les progrès de l'électronique ont donné naissance à des systèmes à composants liés. Dans ces derniers, les capteurs inertiels sont rigidement montés sur la structure de la plate-forme mobile et les cadrans sont remplacés par un ordinateur qui simule la rotation de la plate-forme par un logiciel de transformation de repère. Les taux de rotation mesurés par les

gyroscopes sont appliqués pour mettre à jour sans interruption la transformation entre le repère mobile et le repère de navigation. Ensuite, les mesures de l'accéléromètre sont appliquées à cette transformation pour obtenir l'accélération dans le repère de navigation. Les systèmes Strap-Down sont favorisés pour leur fiabilité, flexibilité, et leurs faibles consommations de puissance, étant légers et moins chers que les plates-formes stabilisées. La transition aux systèmes à composants liés a été facilitée par l'introduction des compas gyroscopiques optiques pour remplacer les compas gyroscopiques mécaniques, et par le développement rapide de la technologie de processeur puissant nécessaire pour exécuter les calculs [1].

Les centrales inertielles à composants liés comportent essentiellement un bloc gyro-accélérométrique relié à la structure par une simple suspension élastique. Dans ce bloc les accéléromètres comportent au moins trois axes d'entrée, et permettent de mesurer les composantes de la force spécifique selon ces trois axes. Les gyromètres fournissent une estimation de l'orientation absolue du bloc [7].

Contrairement aux centrales stabilisées, les centrales à composants liés ont l'ensemble de leurs capteurs fixés sur un même support. Le problème de ce type de centrales réside dans le fait que l'ensemble des informations sont enregistrés dans le trièdre relatif à la plate-forme, et que pour les utilisées, il faut les convertir dans un trièdre absolu. Il faut alors réaliser un post-traitement à partir des données d'orientation fournies par les gyromètres, dans le but d'effectuer un changement de repère pour utiliser les données enregistrées. L'ensemble des valeurs enregistrées doit être exprimé dans un système orienté, stable dans le temps [6]. Par ailleurs, ces centrales sont moins fragiles car elles comportent très peu de pièces mécaniques.

Tableau II.1 : Comparaison entre les caractéristiques principales des deux systèmes [1].

Caractéristiques	Système Strap-Down	Système Gimbaled
Taille	Relativement petit	Grand
Poids	Relativement léger	Lourd
Performance	Grande précision	précision très élevée
Robustesses	Fortement fiable, immuniser contre les chocs et les vibrations	Fiabilité élevée, basse immunité contre les chocs et les vibrations

II .5. NOTES SUR LES MESURES DES CAPTEURS INERTIELS

Dans les exemples précédents, on a supposé que le repère mobile de l'INS a été aligné avec le repère de navigation. Mais pour les systèmes à composants liés, le repère du mobile peut prendre essentiellement une direction arbitraire parce que les accéléromètres et les gyroscopes sont attachés sur le véhicule, qui peut adopter n'importe quelle orientation par rapport au repère de navigation. L'établissement de la relation entre le repère mobile de l'INS et le repère local (Navigation) se fait habituellement au début du calcul par un procédé stationnaire d'alignement. Si les informations de vitesse externe est disponible en permanence (Par exemple le GPS) cela peut se faire en mode cinématique. Dans ce procédé, le premier angle d'attitude (tangage, roulis et azimut) entre le repère du mobile et le repère de navigation qui doit être estimée. Les angles d'attitude sont utilisés dans la génération de la matrice de rotation C_b^n pour la transformation du repère mobile au repère de navigation. Les taux de rotation mesurés par les gyroscopes sont utilisés pour mettre à jour en permanence cette matrice. Une fois cette transformation faite, le processus d'intégration d'une accélération mesurée deux fois fournira la différence de position relative à l'IMU pour le point initial.

Toutefois, comme indiqué précédemment, les accéléromètres ne peuvent pas séparer l'accélération totale de la plate-forme de celle provoquée par la présence de la gravité. En fait, les accéléromètres fourniront la somme entre l'accélération de la plate-forme dans l'espace et l'accélération due à la gravité. Les mesures de l'accéléromètre doivent être combinées avec la connaissance du champ gravitationnel ambiant afin de déterminer l'accélération du véhicule par rapport à un repère de référence non inertielle. De toute évidence, la navigation inertielle est fondamentalement dépendante d'un cahier des charges précis de la position, la vitesse et l'attitude de la plate-forme mobile avant le début de la navigation [1].

II.6. CARACTERISTIQUES DES PERFORMANCES DES CAPTEURS INERTIELS

Pour évaluer un capteur inertielle en vue d'une application particulière, de nombreuses caractéristiques doivent être prise en considération. Mais d'abord, nous allons introduire quelques termes généraux :

- a. La répétabilité:** La capacité d'un capteur à fournir la même sortie pour des applications répétées à la même entrée, en supposant que tous les autres facteurs de l'environnement restent constants. Elle se réfère à la variation maximale entre les mesures répétées dans les mêmes conditions sur plusieurs termes.

- b. La stabilité:** Il s'agit de la capacité d'un capteur à fournir la même sortie lorsque les mesures d'une entrée sont constantes pendant une période de temps. Elle est définie pour un seul terme.

- c. La dérive:** Le terme dérive est souvent utilisée pour décrire le changement qui se produit dans les mesures d'un capteur lorsqu'il n'y a pas de changement dans l'entrée. Il est également utilisé pour décrire le changement qui se produit quand l'entrée est à zéro [1].

Les performances des systèmes inertiels dépendent de la qualité des centrales inertielle. Alors, il est nécessaire de minimiser le maximum d'erreurs entachant les mesures des capteurs pour améliorer leurs qualités.

Le tableau ci-dessous représente les principaux paramètres de performance pour les différents grades des capteurs.

Tableau II.2: Performance des différents grades des capteurs inertiels [10].

Grade	Navigation		tactical		automotive		Consumer	
Sensor type	Gyro	Accel	Gyro	Accel	Gyro	Accel	Gyro	Accel
Bias	0.005-0.01 (deg /hr)	5-10 (μg)	1-10 (deg /hr)	200-500 (μg)	150-180 (deg /hr)	1200 (μg)	360 (deg /hr)	2400 (μg)
Scale factor	5-50 ppm	10-20 ppm	200-500 ppm	400-1000 ppm	-	-	-	-
Noise	0.002-0.05 (deg /hr /Hz)	5-10 (deg /hr /Hz)	0.2-0.5 (deg /hr /Hz)	200-400 (deg /hr /Hz)	-	-	-	-
Positioning error	2 (Km/hr)		20-40 (Km/hr)		2 (Km/min)		3 (Km/min)	

Les caractéristiques de performance des capteurs inertiels (soit des accéléromètres ou gyroscopes) sont généralement décrites à l'aide des principaux paramètres suivants: polarisation du capteur, le facteur d'échelle du capteur, le bruit et la largeur de bande. Ces paramètres (parmi autres) seront discutés dans la section suivante, qui traite les erreurs des capteurs inertiels [1].

II.7. ERREURS DES CAPTEURS INERTIELS

Les systèmes inertiels sont affectés par plusieurs erreurs de navigation qui peuvent se présenter en trois sources principales :

- **Erreurs liées aux capteurs :** Les erreurs des capteurs inertiels sont de deux types. Le premier type concerne les erreurs d'instrumentation dont les variables captées ne peuvent pas être égales aux vraies quantités physiques à cause des imperfections dans les capteurs. Le deuxième type d'erreur concerne l'alignement des capteurs et leur plate-forme avec leur direction désirée.

- **Erreurs de calcul :** Les équations de navigation sont typiquement implantées par un ordinateur digital, et donc des erreurs de quantifications, de saturations et des erreurs numériques (ex. intégration) peuvent subvenir. Les effets des erreurs de calcul sont souvent modélisés comme un bruit additif dans le modèle du système.
- **Erreurs de l'environnement :** L'environnement ne peut pas être modélisé exactement alors qu'une compensation des mesures est exigée. Un exemple des erreurs type est l'incapacité de prédire exactement l'amplitude et la direction du vecteur effectif de gravité [10]. La formule de gravité et la linéarisation du modèle de gravité en fonction de l'état de navigation seront discutées dans le chapitre III.

Les capteurs inertiels sont sujets à diverses erreurs qui deviennent plus complexes en fonction de la mauvaise qualité des capteurs (moins chers). Les erreurs limitent la précision avec laquelle les choses observables peuvent être mesurées. Elles sont classées selon deux grandes catégories, des erreurs systématiques et stochastiques (ou aléatoires) [1].

II.7.1. Erreurs systématiques

Ces types d'erreurs peuvent être compensés par calibrage de laboratoire, en particulier pour des capteurs hauts gamme. Certaines erreurs de détection systématiques communes seront décrites ci-dessous :

II.7.1.1. Biais (Systematic Bias Offset)

C'est un ex-centrage de polarisation présenté par tous les accéléromètres et compas gyroscopiques. Il est défini comme la sortie du capteur quand l'entrée est à zéro.

Il est indépendant de la force spécifique et du taux angulaire [1].

En d'autres termes le biais est défini comme étant la moyenne, sur un temps spécifié, des sorties mesurées aux conditions d'opérations spécifiées indépendamment de l'entrée. Le biais est l'erreur la plus évidente. Il s'agit tout simplement d'une valeur additionnelle :

$$\mathbf{a}_{\text{sortie}} = \mathbf{a}_{\text{entrée}} + \delta \mathbf{a}_{\text{biais}} \quad \text{Eq.II.22}$$

Comme le biais évolue légèrement avec le temps, la partie déterministe du biais qui peut être déterminée par calibration, nommée l'offset du biais, qui est l'offset dans les mesures fournies par le capteur à partir d'une vraie entrée [10].

Le biais est représenté dans la figure ci-dessous :

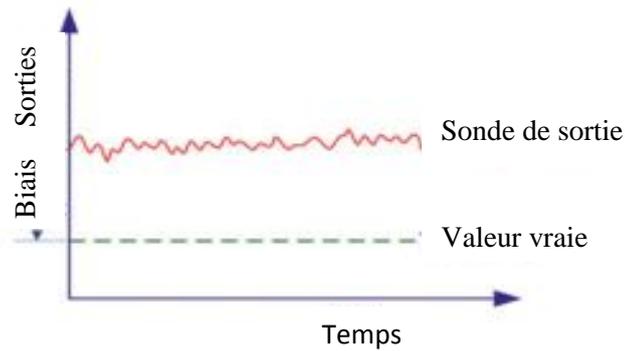


Figure II.16: Le biais d'un capteur inertielle [1].

II.7.1.2. Facteur d'échelle

Il s'agit de la déviation de la pente d'entrée-sortie de l'unité. L'erreur de sortie d'un accéléromètre qui est due à une erreur du facteur d'échelle est proportionnelle à la véritable force spécifique le long de l'axe sensible, alors que l'erreur de sortie d'un gyroscope provoqué par une erreur du facteur d'échelle est proportionnelle à la vitesse angulaire réelle de l'axe sensible [1]. La figure (Fig.II.17) illustre l'effet de l'erreur du facteur d'échelle :

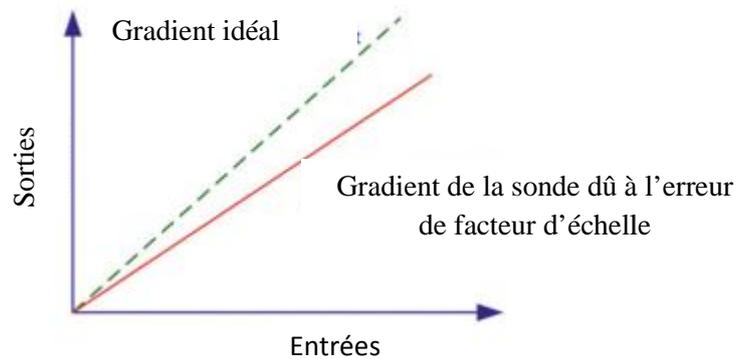


Figure II.17: L'erreur du facteur d'échelle d'un capteur inertielle [1].

En plus de ça, le facteur d'échelle est une erreur multiplicative exprimée comme suit :

$$a_{\text{sortie}} = K \cdot a_{\text{entrée}} \quad \text{Eq.II.23}$$

Le facteur d'échelle est dû surtout aux erreurs de fabrication et n'évolue pas considérablement. En conséquence, il est déterministe et peut être quantifié ou déterminé par calibration dans la plus part des cas [10].

II.7.1.3. Non-linéarité

Il s'agit d'une non-linéarité entre l'entrée et la sortie, comme la montre la figure (Fig. II.18) :

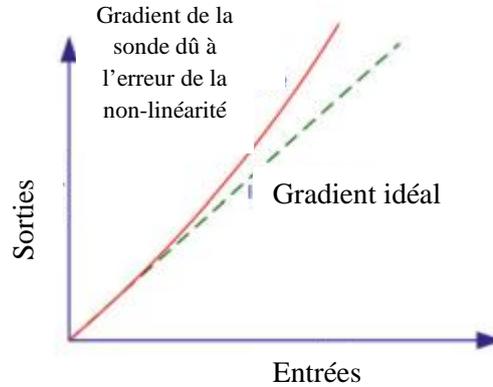


Figure II.18: Non-linéarité d'une sortie d'un capteur inertielle [1].

Les erreurs de non-linéarités sont des erreurs qui se présentent dans presque tous les capteurs existants. Elles représentent, en fait la déviation de la valeur obtenue à la sortie du capteur par rapport à la vraie valeur de la grandeur d'entrée.

Elles sont souvent exprimées sous forme d'une série de type suivant :

$$a_{sortie} = K_0 + K_1 \cdot a_{entrée} + K_2 \cdot a_{entrée}^2 + \dots + K_n \cdot a_{entrée}^n \quad \text{Eq.II.24}$$

Avec : K_0 et K_1 sont le biais et le facteur d'échelle respectivement.

II.7.1.4. Facteur d'échelle Connexion asymétrie

Cela est dû à différents facteurs d'échelle pour les entrées positive et négative, comme le montre la figure (Fig. II.19):

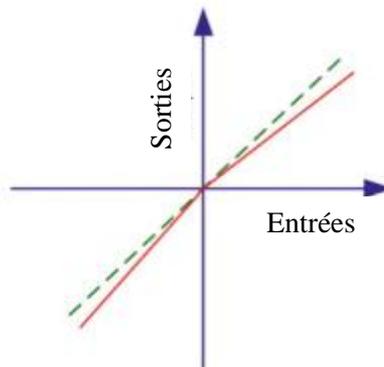


Figure II.19: Facteur d'échelle connexion asymétrie [1].

II.7.1.5. Dead Zone

C'est la plage dans laquelle il n'y a pas de sortie malgré la présence d'une entrée, et il est représenté sur la figure (Fig.II.20):

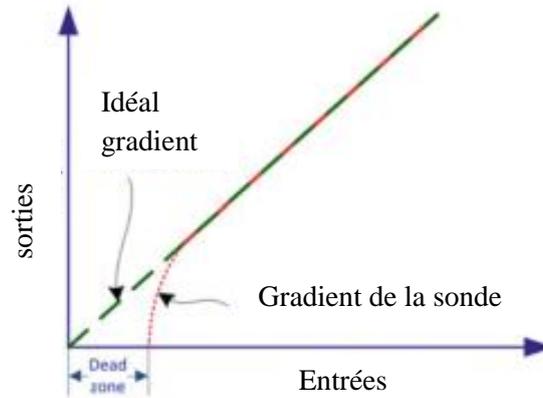


Figure II.20: Dead Zone dans la sortie d'un capteur inertielle [1].

II.7.1.6. Erreur de quantification

Ce type d'erreur est présent dans tous les systèmes numériques, qui génèrent à partir de leurs entrées des signaux analogiques, et il est illustré sur la figure (Fig.II.21) :

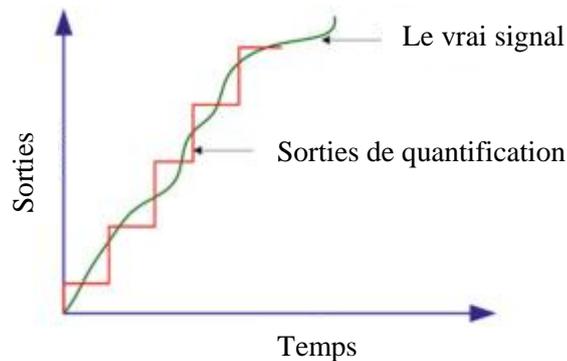


Figure II.21 : L'erreur due à la quantification d'un signal analogue vers un signal numérique [1].

II.7.1.7. Non-orthogonalité

Comme son nom l'indique, la non-orthogonalité se produit lorsque l'un des axes du trièdre du capteur s'écarte de l'orthogonalité mutuelle. Cela se produit généralement au moment de la fabrication [1].

La figure (Fig.II.22) représente le cas où l'axe z est désaligné par un décalage angulaire de α du plan xz et β du plan yz .

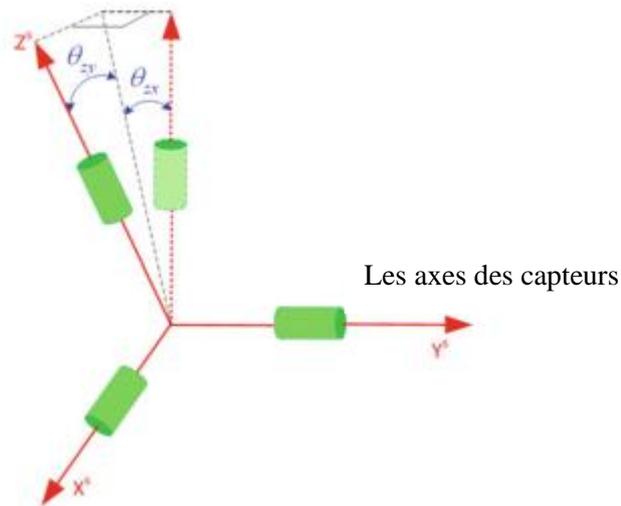


Figure II.22: Erreur de non-orthogonalité des axes d'un capteur [1].

Les non-orthogonalités sont des erreurs spécifiques aux centrales inertielles. Elles sont dues à une imprécision éventuelle d'emplacement des capteurs individuels.

Cependant, grâce aux méthodes de fabrication modernes, ces effets sont plutôt mineurs et ne sont pas détectables. Les non-orthogonalités peuvent être en général compensées ou modélisées dans les équations d'erreur de l'IRS.

II.7.1.8. Erreur de désalignement

C'est le résultat d'un mauvais alignement des axes sensibles des capteurs inertiels par rapport aux axes orthogonaux du repère du mobile à la suite d'imperfections de montage. C'est représenté sur la figure (**Fig.II.23**) pour un désalignement du repère du capteur (utilisation de l'indice supérieur "s") par rapport au mobile dans un système 2D dans lequel les axes sont décalés du petit angle $\delta\theta$ [1].

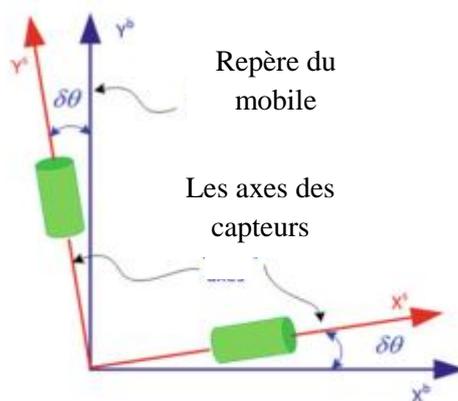


Figure II.23: Erreur de désalignement entre le repère mobile et les axes du capteur [1].

II.7.2. Erreurs aléatoires

Les capteurs inertiels sont exposés à un certain nombre d'erreurs aléatoires qui sont généralement modélisée stochastiquement afin d'atténuer leurs effets.

II.7.2.1. Run-to-Run Bias Offset

Si l'ex-centrage de polarisation (biais) change pour chaque terme, cela relève de l'erreur biais de répétitive, et est appelé le Run-to-Run Bias Offset.

II.7.2.2. Erreur de dérive

C'est un changement aléatoire de polarisation dans le temps pendant un cycle. C'est l'instabilité dans la polarisation du capteur pour un seul cycle, et s'appelle la dérive polarisée. Elle est illustrée dans la figure (Fig.II.24). La polarisation est déterministe mais la dérive polarisée est stochastique, elle est causée par un changement de température [1].

La dérive est particulièrement forte pendant les premières minutes après la mise sous-tension de la centrale inertielle, quand les composants électroniques s'échauffent [10]. Le biais s'exprime alors comme suit :

$$\delta a_{\text{biais}}(t) = \delta a_0 + dt \quad \text{Eq.II.25}$$

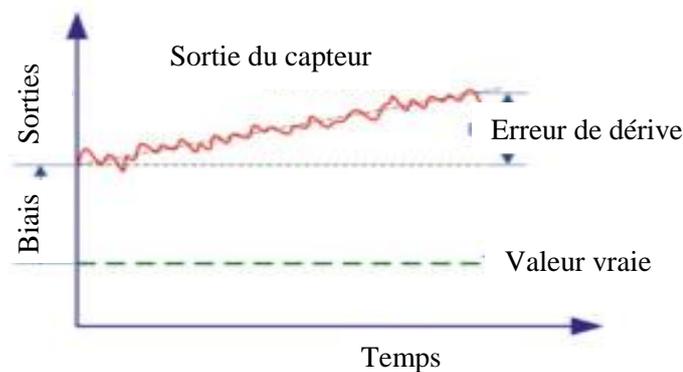


Figure II.24: Erreur dans la sortie du capteur due à la dérive [1].

II.7.2.3. Instabilité du facteur d'échelle

C'est les changements aléatoires du facteur d'échelle au cours d'une seule opération. C'est généralement le résultat des variations de température. Le facteur d'échelle peut aussi changer d'un cycle à l'autre, mais reste constant pendant un cycle particulier. Ceci démontre la reproductibilité du capteur et est aussi appelé le facteur d'échelle cycle à cycle [1].

II.7.2.4. Bruit blanc (white noise)

Il s'agit d'un bruit non corrélé qui est répartie uniformément dans toutes les fréquences. Ce type de bruit peut être causé par des sources d'énergie mais peut aussi être intrinsèque aux dispositifs semi-conducteurs [1]. Le bruit blanc est illustré sur la figure (Fig.II.25) :

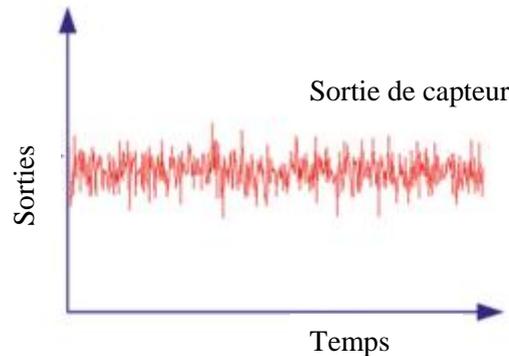


Figure II.25: Bruit blanc [1].

II.7.2.5. Bruit de mesure

C'est une erreur aléatoire qui s'ajoute à la mesure véritable. Toutes les mesures seront certainement bruitées. Il s'agit du bruit dans les composants électroniques, le bruit de quantification, ...etc. [6]. On le modélise comme bruit additif :

$$\mathbf{a}_{sortie} = \mathbf{a}_{entrée} + \mathbf{V}_a \quad \text{Eq.II.26}$$

$$\boldsymbol{\omega}_{sortie} = \boldsymbol{\omega}_{entrée} + \mathbf{V}_\omega \quad \text{Eq.II.27}$$

Où : \mathbf{a} et $\boldsymbol{\omega}$ sont l'accélération et la vitesse de rotation respectivement.

II.8. L'initialisation et l'alignement des capteurs inertiels

L'IRS reçoit l'accélération et les taux de rotation des capteurs pour calculer la vitesse et les attitudes en les intégrant une fois, et puis intègre la vitesse afin d'obtenir la position. Les équations de navigation exigent des valeurs initiales de la position, la vitesse et l'attitude. Elles sont facilement disponibles dans la dernière étape d'une itération continue, mais pour la première étape, l'IRS doit être spécialement munie de cette information avant qu'elle puisse commencer à fonctionner. Ce processus s'appelle l'initialisation pour la position et la vitesse, et s'appelle l'alignement pour l'attitude [1].

II.8.1. L'initialisation de la position et la vitesse

La position peut être initialisée à l'aide de la dernière position connue d'un véhicule avant qu'il ne commence à se déplacer. Pour un système où l'IRS est intégré avec d'autres systèmes, typiquement le GPS, la position initiale peut facilement être donnée par le système de navigation externe. Dans certains cas le point de départ est connu a priori (par exemple un endroit pré-examiné). Si le véhicule est stationnaire donc l'initialisation de vitesse peut être faite avec l'entrée nulle. Si elle se déplace, la vitesse initiale peut être fournie par une source extérieure de navigation telle que le GPS, le radar Doppler ou un odomètre.

II.8.2. L'alignement d'attitude

L'alignement d'attitude implique deux étapes. D'abord, la plate-forme est nivelée en initialisant le tangage (**p**) et le roulis (**r**), et une rotation du gyroscope qui va fournir une valeur initiale du cap (alternativement connu sous le nom de l'angle d'inclinaison 'y' ou l'azimut 'A') [1].

II.9. Les avantages et les inconvénients des systèmes inertiels

Les systèmes de navigation inertiels présentent les avantages suivants :

- Solution globale de navigation : en sortie, le système fournit la position, la vitesse et l'orientation en 3D, ainsi que les accélérations et les vitesses de rotation calculées par son unité IMU.
- Disponibilité: le système est entièrement autonome, indépendant des dispositifs extérieurs. Il peut fonctionner dans n'importe quel endroit sur la terre. En outre, les centrales inertiels sont techniquement très fiables.
- Haute précision de positionnement à court terme : la précision est d'autant plus meilleure si le système est supposé bien initialisé et avant que les effets de dérive ne commencent à devenir trop forts.
- Haut débit de données : la fréquence d'échantillonnage des centrales inertiels peut varier de 100 à 150 Hz, ce qui est particulièrement intéressant pour les systèmes de conduite automatisée.
- Pas d'encombrement : les centrales inertiels ont une taille raisonnablement réduite pour envisagé tout type d'application, leur taille est de plus en plus petite et ne nécessite pas de contrainte de placement spéciale.

Malgré ces avantages, les systèmes inertiels présentent aussi quelques inconvénients :

- Forte dérive : les effets du biais et de la marche aléatoire, bien que relativement faible dans les accéléromètres et les gyroscopes, mènent à une très forte dérive après la double intégration.
- Pas d'information absolue : étant un système de navigation à l'estime, la position et la vitesse sont toujours calculées à partir des conditions initiales, qui doivent être fournies par un dispositif extérieur. L'IRS ne peut pas s'initialiser seul et peut s'initialiser seulement pour ce qui concerne l'angle de cap absolu, quand ses gyroscopes sont suffisamment précis pour trouver le nord à partir de la rotation de la terre.
- Sensibilité à la gravité : bien qu'on ait pris des mesures pour compenser les effets de la gravité, il en résulte toutefois encore des erreurs, notamment en conséquence des erreurs d'orientation [6].

Introduction

Ce chapitre sera consacré à l’estimation des paramètres de navigation résultants des modèles et systèmes étudiés dans le chapitre précédent.

Deux programmes seront utilisés sous Matlab, le premier représente les équations de mécanisation de la centrale inertielle IRS développées avec la méthode du quaternion et exprimées dans le repère de navigation, le deuxième est basé sur l’utilisation d’un modèle d’erreur inertiel représentant l’estimateur.

Les résultats obtenus seront comparés avec les résultats d’un modèle de référence réalisé en se basant sur les lois fondamentales de Newton, afin de visualisé l’avantage qu’elles peuvent apportés au système inertiel qui souffre des contraintes dû aux capteurs inertiels.

IV.1. DESCRIPTION DES DONNEES

Les données inertielles utilisées dans les applications sont issues d’un modèle de référence réalisé en se basant sur les lois fondamentales de Newton. Ce modèle issue de l’intégration des équations (**Eq.II.6, Eq.II.7, Eq.II.8**) représente la position réelle en coordonnées géodésiques de l’avion, la vitesse dans le repère local (n) et l’attitude.

Pour démarrer l’estimation des paramètres de navigation, on doit avoir la combinaison des conditions initiales qui seront illustrés dans le tableau ci-dessous :

Tab. IV .1. Les données initiales de la centrale inertielle.

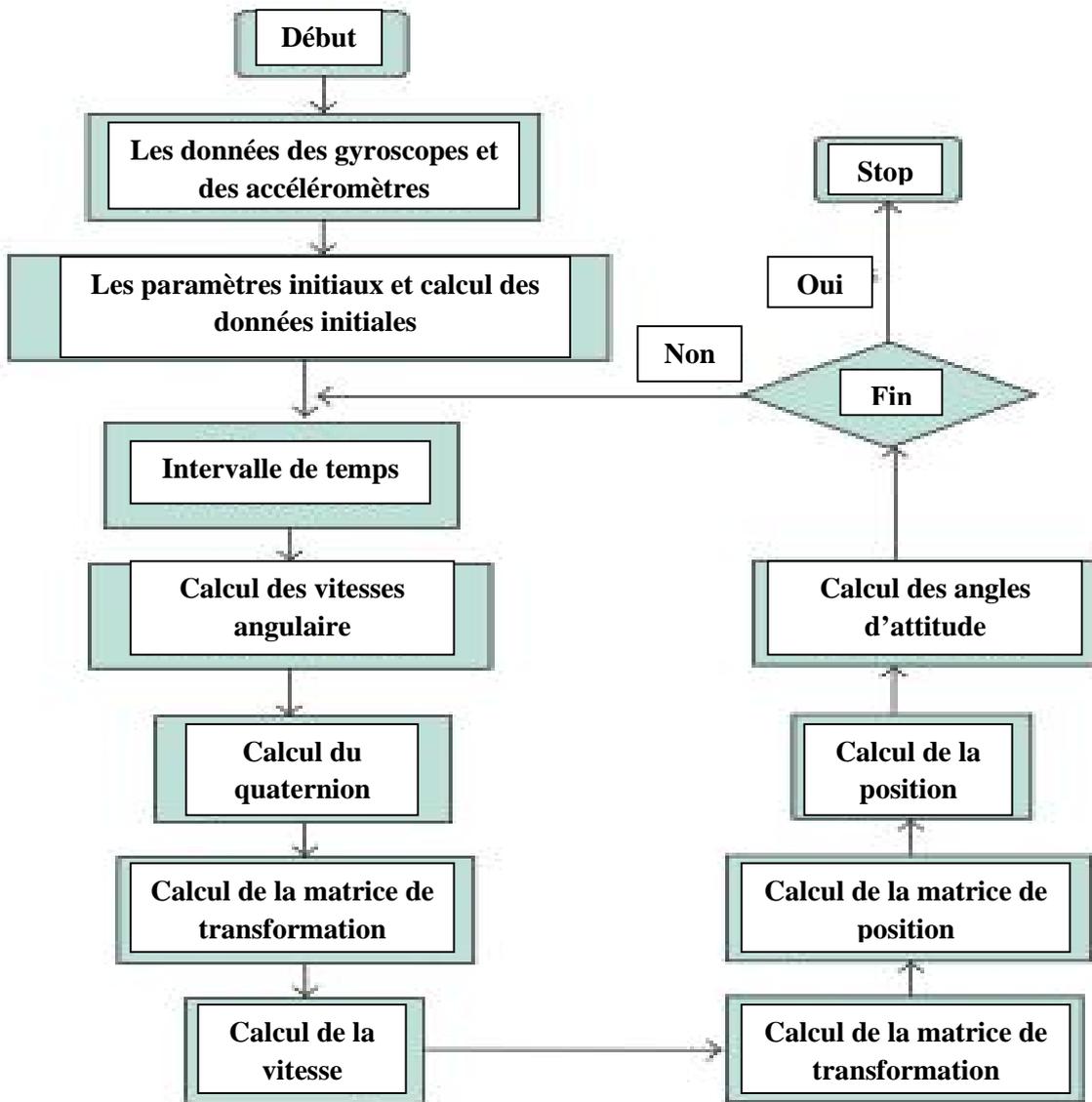
dt (en sec)	Latitude (en deg)	Longitude (en deg)	Altitude (en mètre)	Cap (en deg)	Vs (m/s)
0.067	36.702064	3.228181	26.055208	56.007384	0.005636
0.067	36.702064	3.228181	26.055208	56.007384	0.005636
0.067	36.702064	3.228181	26.055208	56.007384	0.005636

Roulis (en deg)	Tangage (en deg)	Lacet (en deg)	p (rad/s)	q (rad/s)	r (rad/s)
0 .00000	1 .888692	53.796633	-0.00000	0.000006	0.000000
0.00000	1.888692	53.796633	-0.00000	0.000001	-0.000000
0.00000	1.888692	53.796633	-0.00000	0.000001	-0.000000

A_x (m/s ²)	A_y (m/s ²)	A_z (m/s ²)
0.000139	0.000000	-0.000005
-0.000144	0.000000	-0.000004
-0.000144	0.000000	-0.000004

La position initiale de notre avion est celle de l'aérodrome (Houari Boumediene) à Alger.

➤ Voici le schéma synoptique de l'algorithme de notre simulation :



➤ La figure suivante représente le biais et le facteur d'échelle des capteurs inertiels :

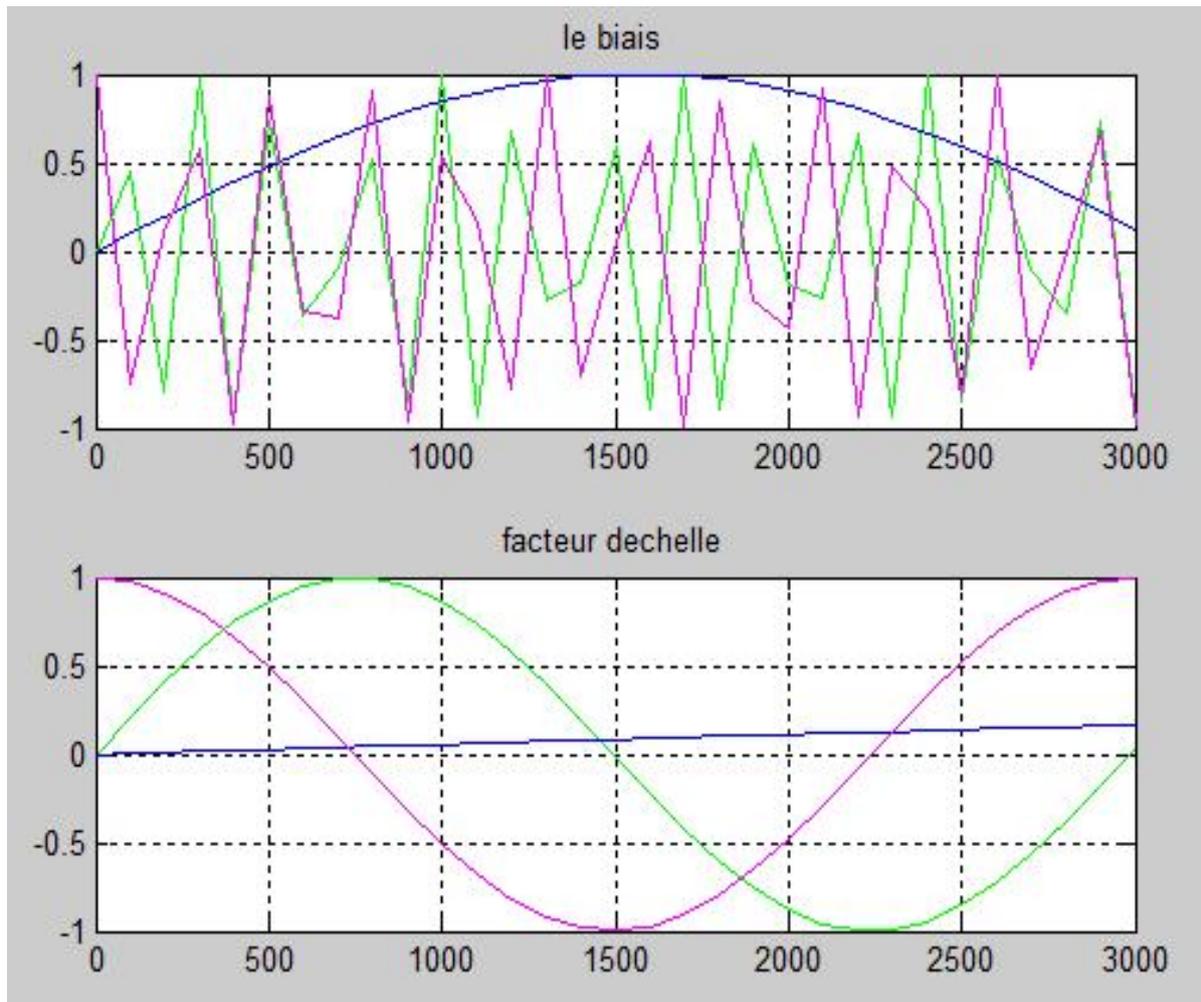


Figure IV.1. Représentation du biais et du facteur d'échelle des capteurs inertiels

Où

Le biais des capteurs inertiels :

- Accéléromètres : $b_{acc}=0.0001$
- Gyroscopes : $b_{gyro}=0.0001$

Le facteur d'échelle des capteurs inertiels :

- Accéléromètres : $S_{Facc}=0.002$
- Gyroscopes : $S_{Fgyro}=0.001$

- La figure ci-dessous représente la trajectoire de référence acquise par l'utilisation des lois fondamentales de Newton :

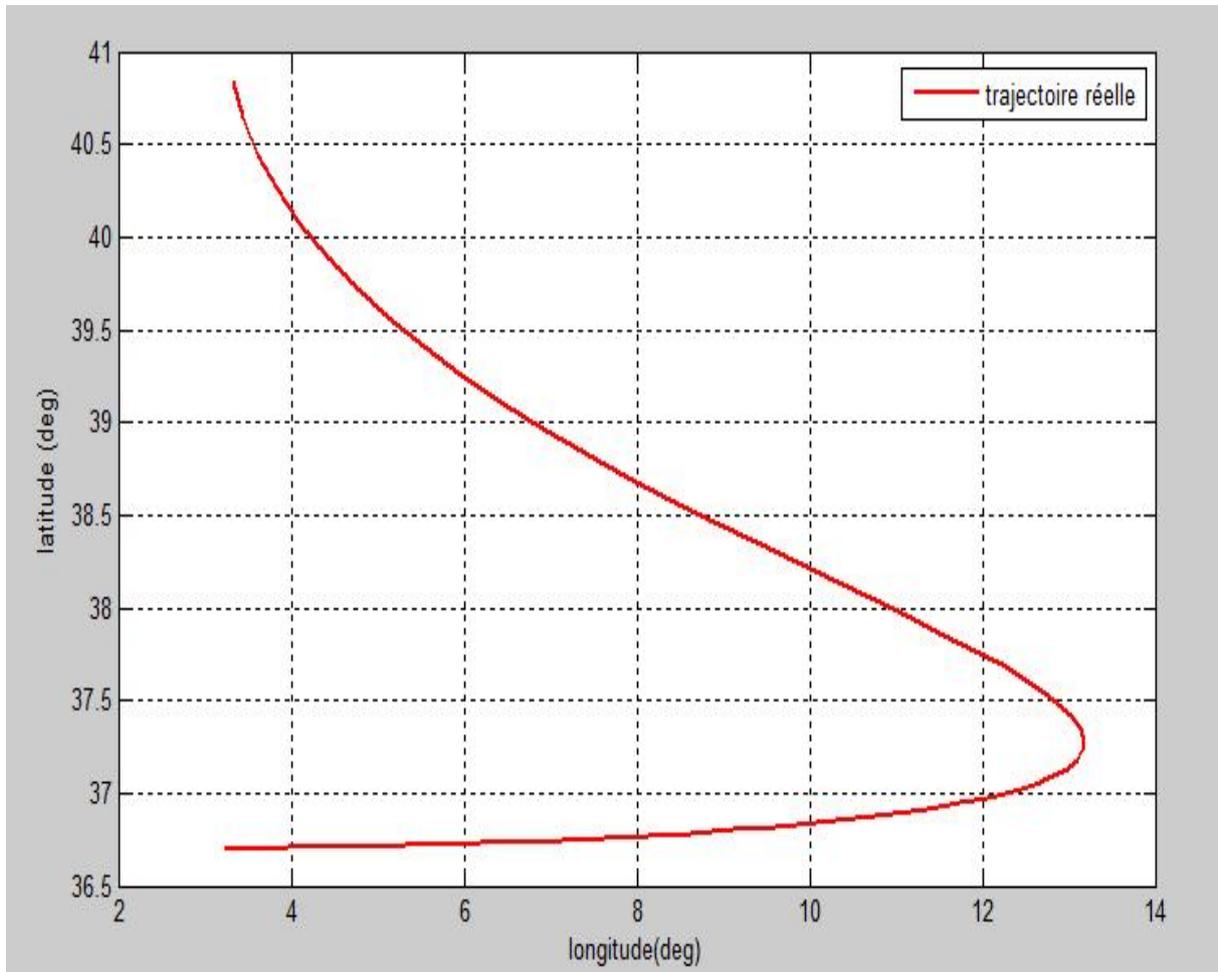


Figure IV.2. Représentation de la trajectoire de référence en 2D.

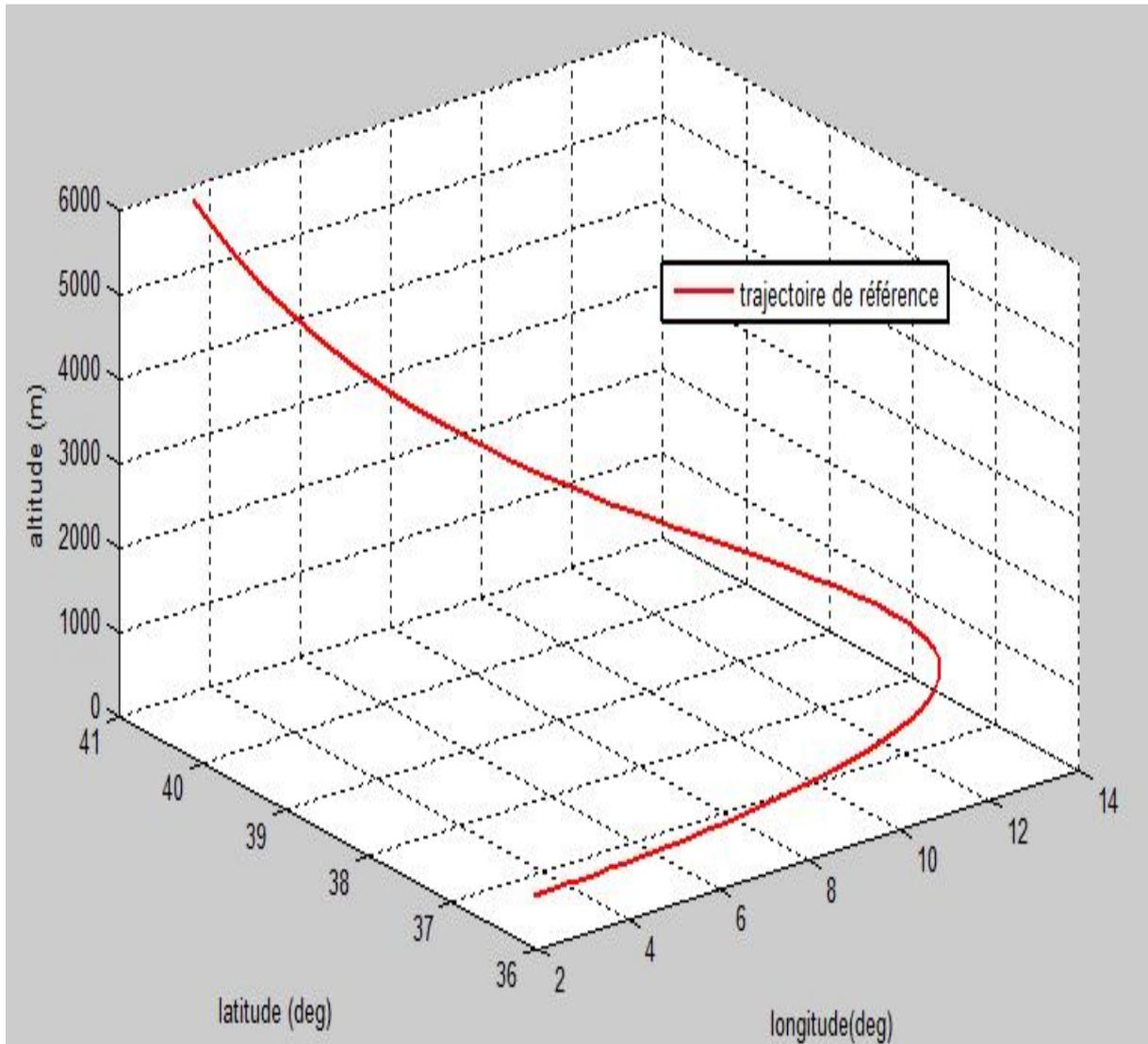


Figure IV.3. Représentation de la trajectoire de référence en 3D.

IV.2. RESULTATS DE POSITIONNEMENT OBTENUS PAR LES EQUATIONS DE MECANISATION

IV.2.1. Trajectoire estimée

Cette partie sera consacrée à l'estimation des paramètres influant sur la trajectoire de l'avion, les équations de mécanisation permettront d'avoir une estimation de la trajectoire qui sera comparé avec la trajectoire de référence.

Voici l'état de notre système résultant de la mécanisation :

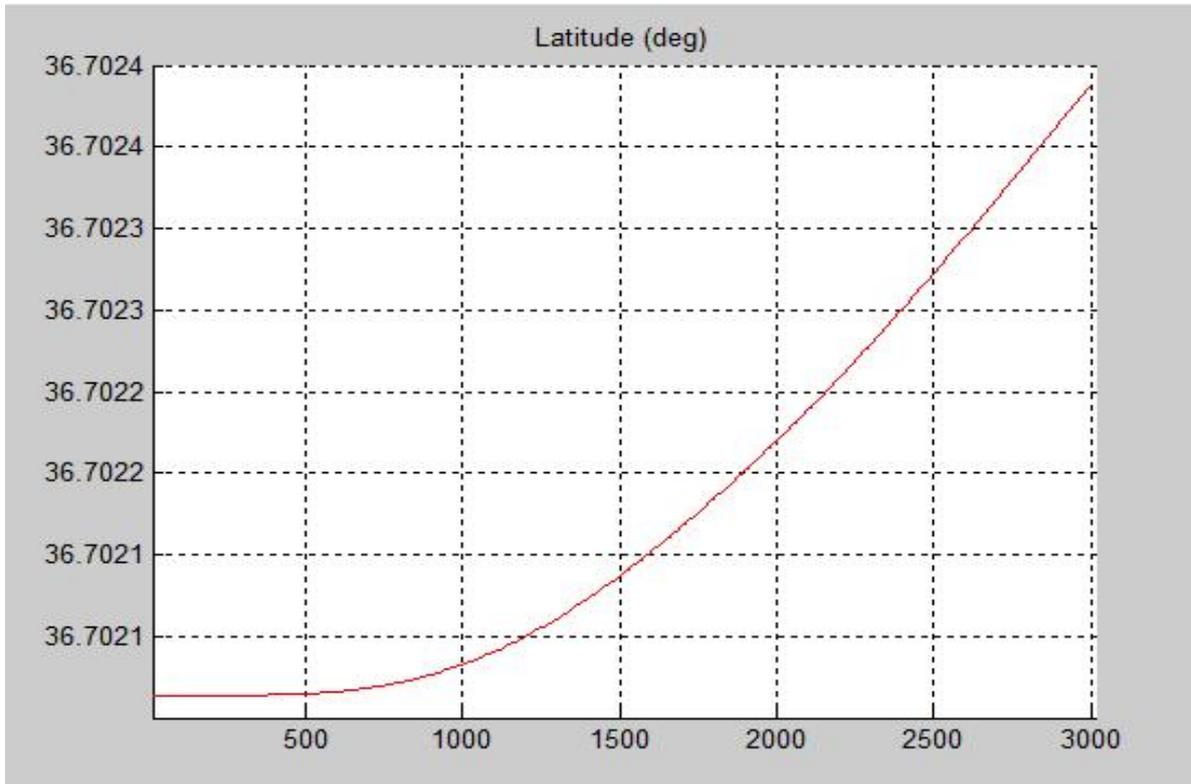


Figure IV.4. Représentation de la latitude estimée.

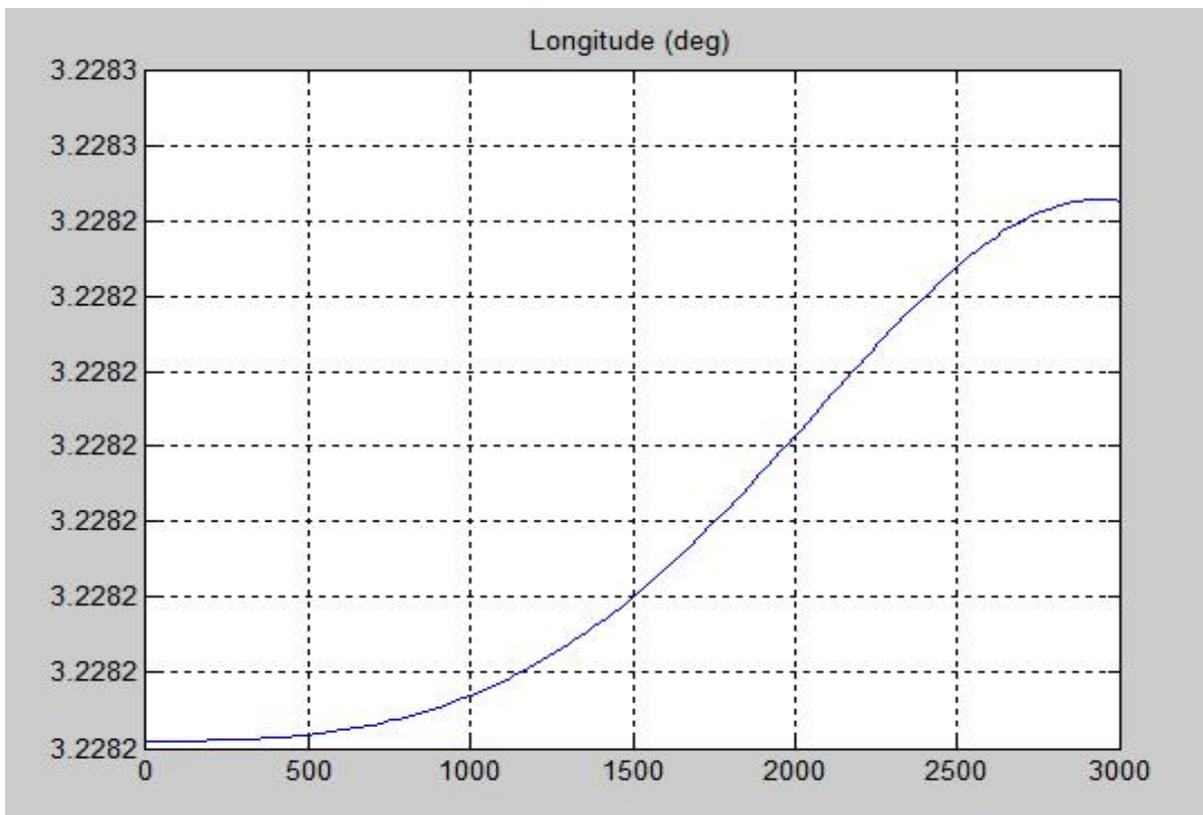


Figure IV.5. Représentation de la longitude estimée.

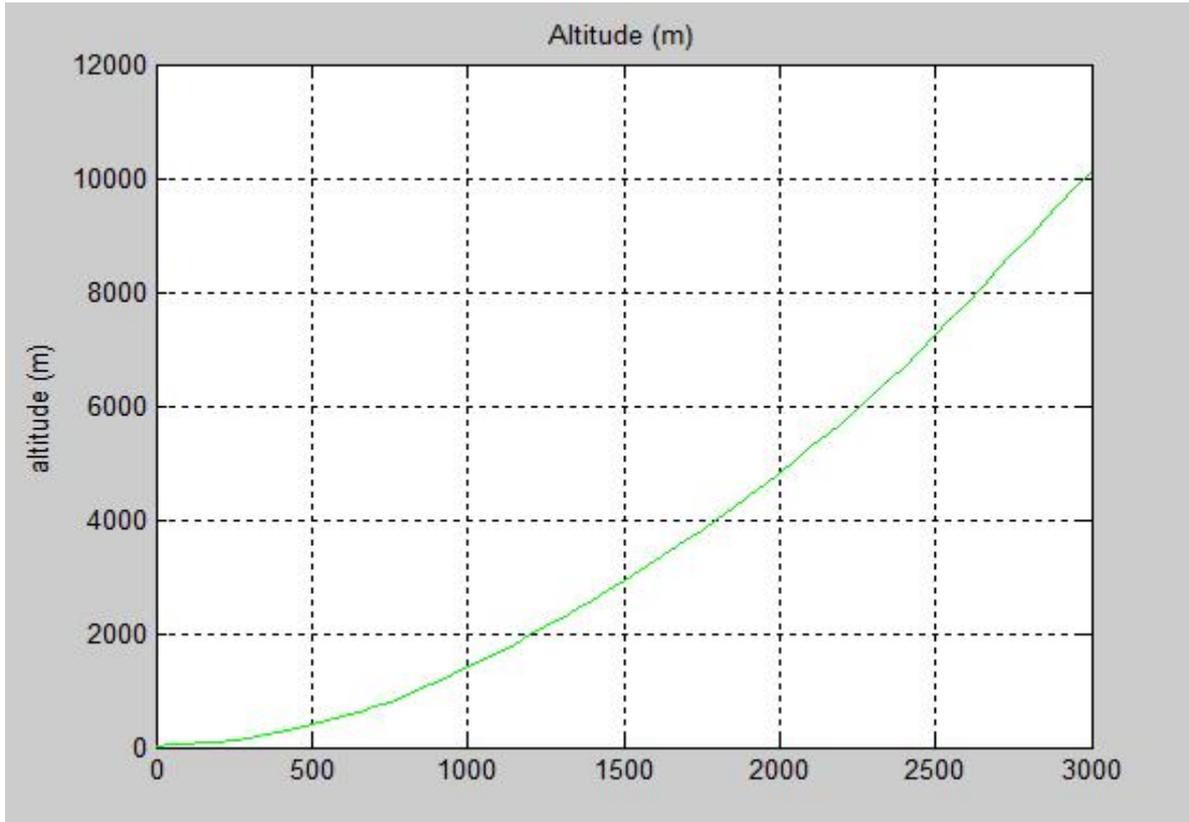


Figure IV.6. Représentation de l'altitude estimée.

IV.2. 2. Comparaison entre la trajectoire estimée et la trajectoire de référence

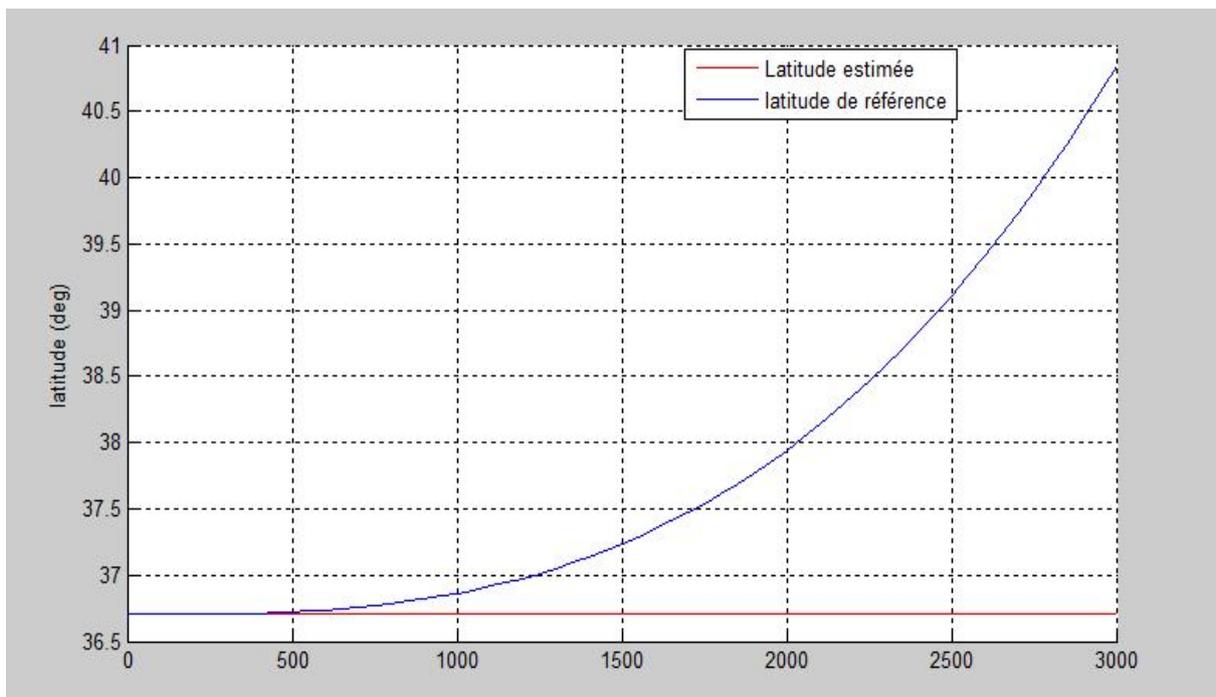


Figure IV.7. Comparaison entre la latitude estimée et celle de la référence.

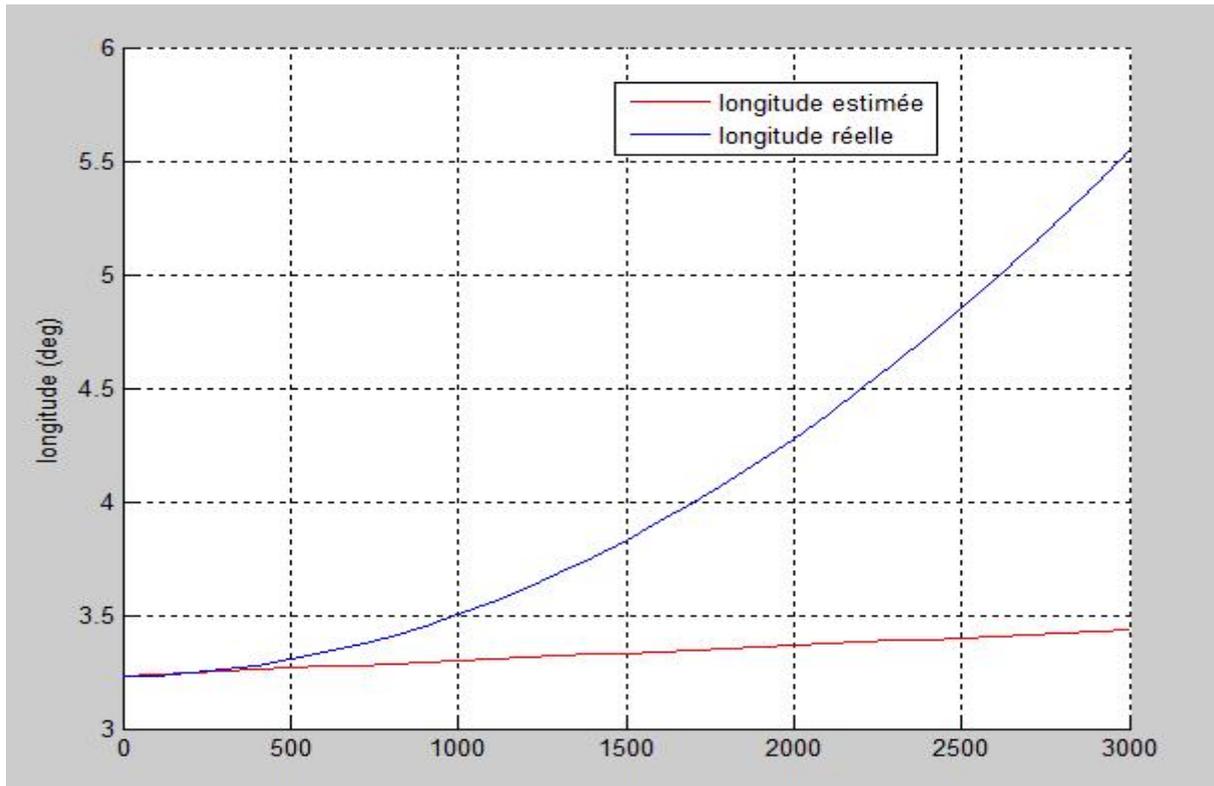


Figure IV.8. Comparaison entre la longitude estimée et celle de la référence.

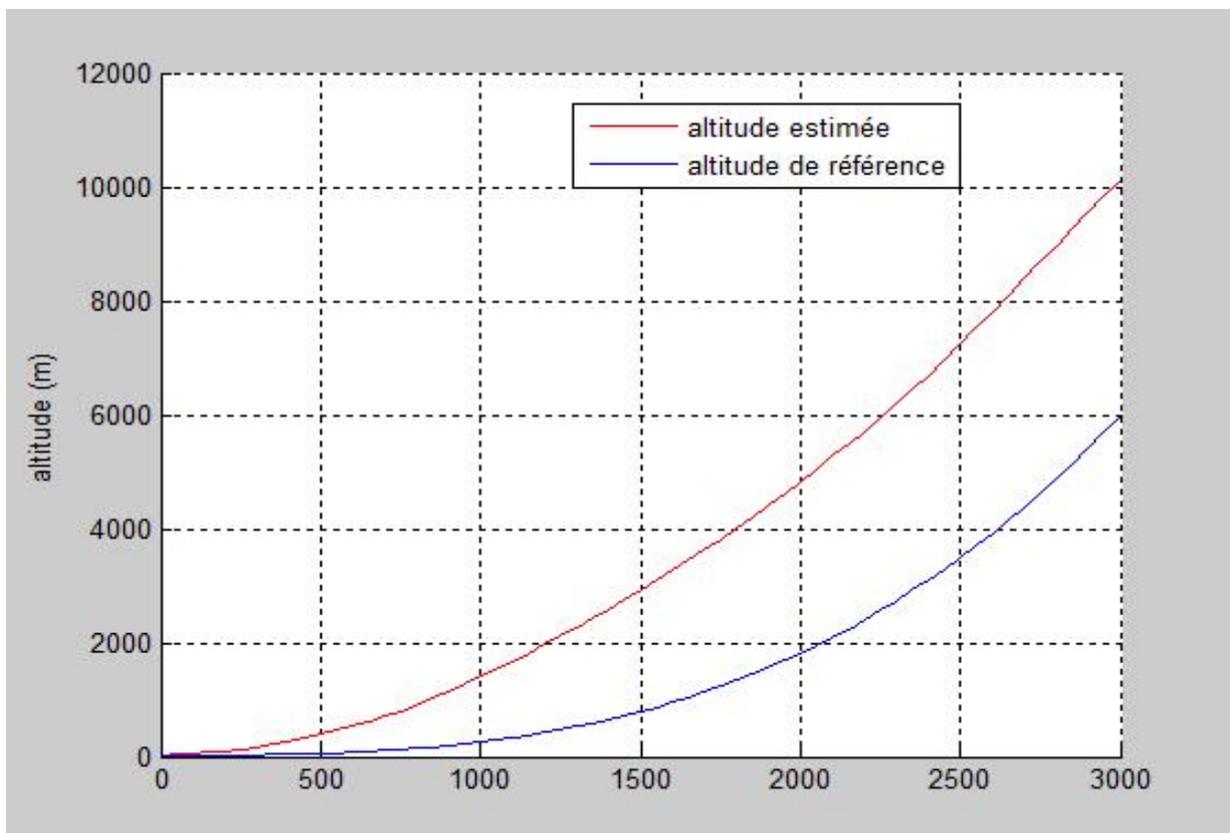
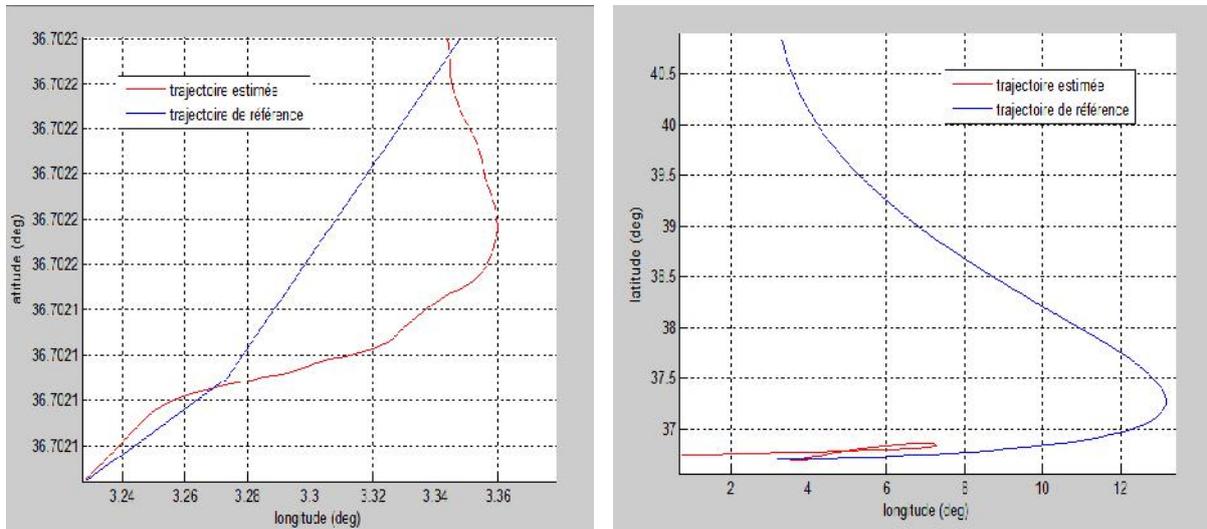


Figure IV.9. Comparaison entre l'altitude estimée et celle de la référence.

Pour estimé la trajectoire obtenue grâce aux équations de mécanisation, on doit l'a comparée à celle de référence à des intervalles différents, afin de vérifier nos résultats.



a. Comparaison des trajectoires à 350 itérations

b. Comparaison des trajectoires à 5000 itérations

Figure IV.10. Comparaison entre les deux trajectoires (estimée et de référence) à des intervalles différents.

La figure (Fig.IV.9) représente deux trajectoires, celle en bleue indique la trajectoire de référence élaborée en utilisant le principe de la double intégration de l'accélération pour obtenir la vitesse et ensuite la position (dans notre cas elle est interprétée en latitude, longitude et altitude), et l'autre en rouge décrit la trajectoire estimée résultante des équations de mécanisation de l'IRS.

En premier lieu, on constate que les deux trajectoires sont presque coïncidentes avant la 150^{ème} itération (une très bonne estimation), mais ensuite on a observé une divergence entre les deux trajectoires jusqu'à atteindre 350 itérations ; ou les deux trajectoires se rencontre dans un même point.

Néanmoins, après un nombre considérable d'itérations (plus de 5000), les deux trajectoires ont tendance à diverger avec des incertitudes qu'on ne peut pas négligé, car elles commencent à s'accroître en fonction du temps et du nombre d'itération.

On peut avancer l'hypothèse suivante : on dira qu'on a une bonne estimation à court terme.

IV.3. MODELE D'ERREUR INERTIEL

Dans la première partie de notre travail, on a utilisé un programme sous Matlab qui comporte les équations de mécanisation qui délivrent les différents paramètres qui définissent l'estimation de l'évolution d'un avion dans le repère de navigation.

Pour comprendre le comportement de notre système inertiel, nous avons fait une comparaison entre tous les paramètres calculés (estimés par la mécanisation) et ceux issus du système de référence.

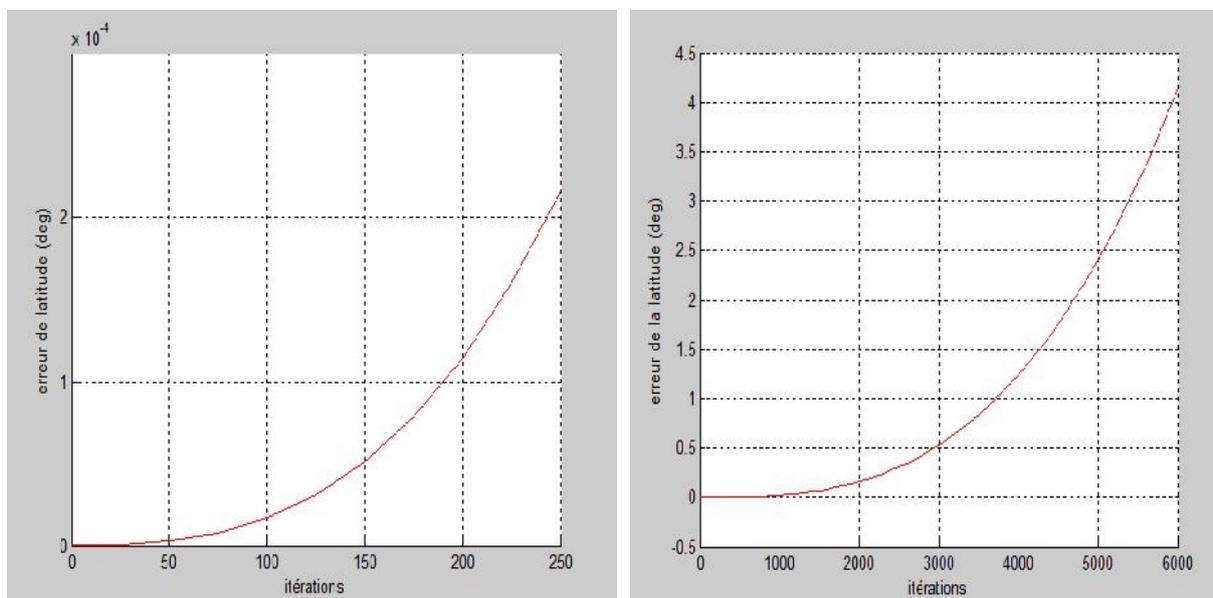
On a constaté la présence de nombreuses erreurs dues à d'innombrables facteurs qui cause des dissimilitudes entre les deux systèmes.

IV.3.1. Erreur de position

On définit le vecteur d'erreur $\delta \mathbf{x}$ par la différence entre la valeur vraie \mathbf{x} et :

- la valeur calculée $\hat{\mathbf{x}}$, dans le cas de la position, la vitesse et l'attitude : $\delta \mathbf{x} = \mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}$
- La valeur mesurée $\tilde{\mathbf{x}}$, dans le cas d'erreur sur les mesures accélérométriques et gyrométriques : $\delta \mathbf{x} = \mathbf{x} - \tilde{\mathbf{x}}$

IV.3.1.1. Erreur de la latitude



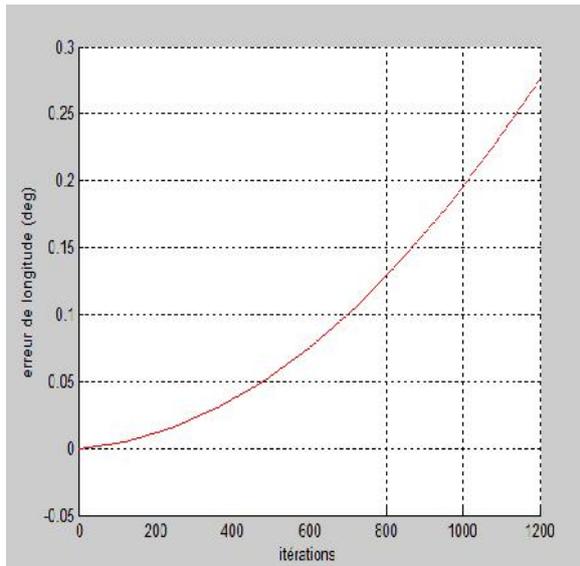
a. Erreur de latitude à 250 itérations

b. Erreur de latitude à 6000 itérations

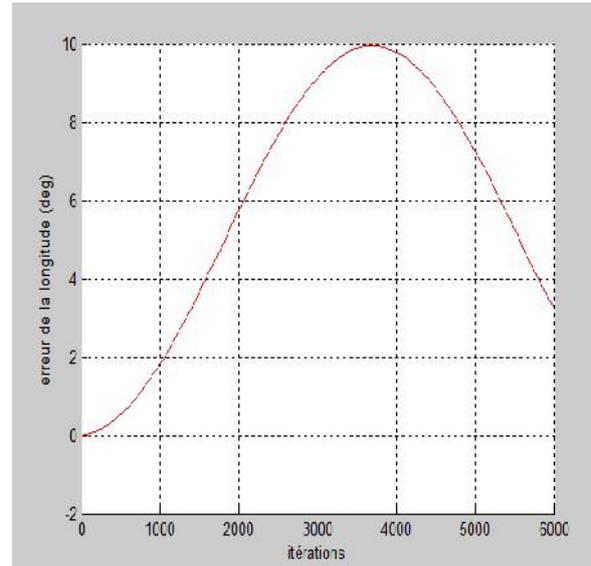
Figure IV.11. Erreur de la latitude en fonction de l'évolution du nombre d'itérations.

- D'après la figure précédente, l'erreur peut-être considérée comme étant nulle jusqu'à atteindre la 1000^{ème} itération, puis elle augmente pour atteindre une valeur de 4,5° à la 6000^{ème} itération, cela signifie que notre système commence à se fatiguer à partir de 1000 itérations.

IV.3 .1.2. Erreur de la longitude



a. Erreur de la longitude à 1200 itérations



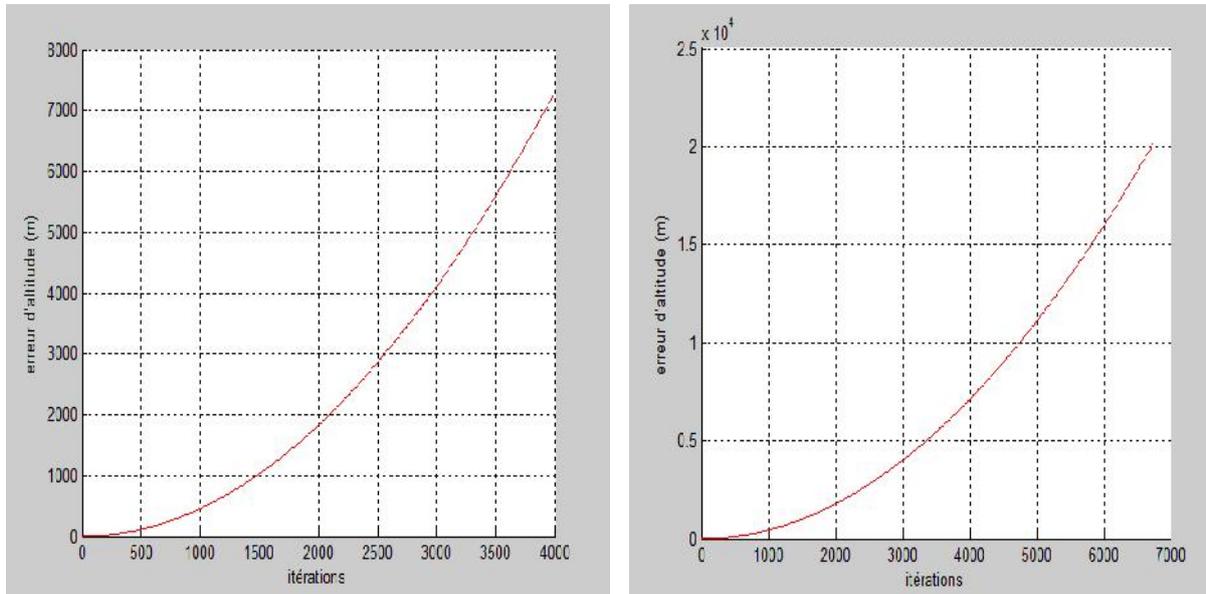
b. Erreur de la longitude à 6000 itérations

Figure IV.12. Erreur de la longitude en fonction de l'évolution du nombre d'itérations.

- Concernant la longitude, on constate que l'erreur est négligeable jusqu'à la 500^{ème} itération, après elle s'accroît considérablement jusqu'à atteindre la valeur maximale de 10° à 3500 itérations, à partir de là, l'erreur diminue continuellement pour enfin atteindre 3° à 6000 itérations.

Cela veut dire que notre système n'est pas fiable quand il s'agit de calculer la longitude, parce que l'écart entre les deux mesures de la longitude fournit par les deux systèmes utilisés est trop important.

IV.3 .1.3. Erreur de l'altitude



a. Erreur d'altitude à 4000 itérations

b. Erreur d'altitude à 7000 itérations

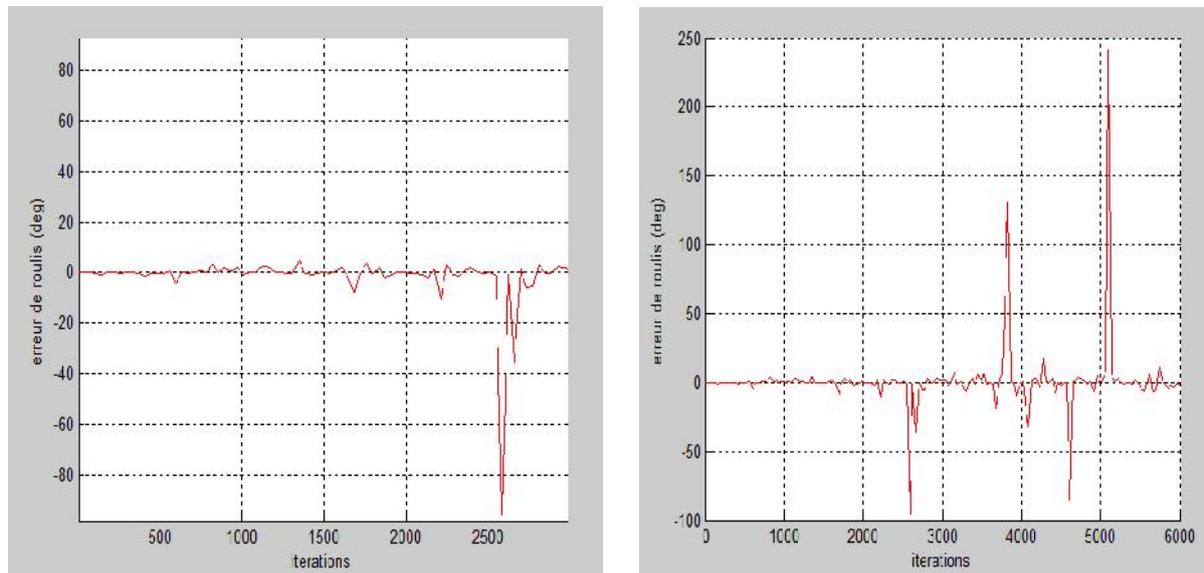
Figure IV.13. Erreur d'altitude en fonction de l'évolution du nombre d'itérations.

- On remarque que pour l'altitude, l'erreur peut être considérée comme acceptable à la 500^{ème} itération. Ensuite elle atteint une valeur de 4000 mètres à 3000 itérations, après 6500 itérations ; l'erreur affiche une valeur de 20000 mètres.

On note que concernant l'altitude, l'erreur augmente d'une façon peu exponentielle et plus rapide qu'auparavant, donc le système inertiel est moins précis pour la navigation vertical puisqu'il risque de produire une déviation qui a tendance à être totale.

IV.3.2. Erreur d'attitude

IV.3.2.1. Erreur de roulis



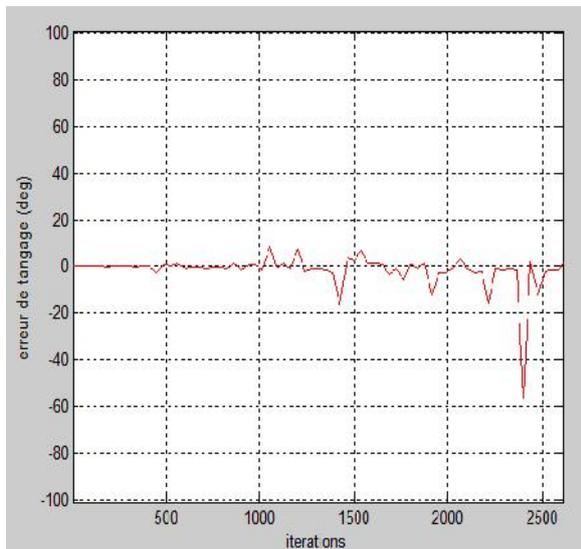
a. Erreur de roulis à 2500 itérations

b. Erreur de roulis à 6000 itérations

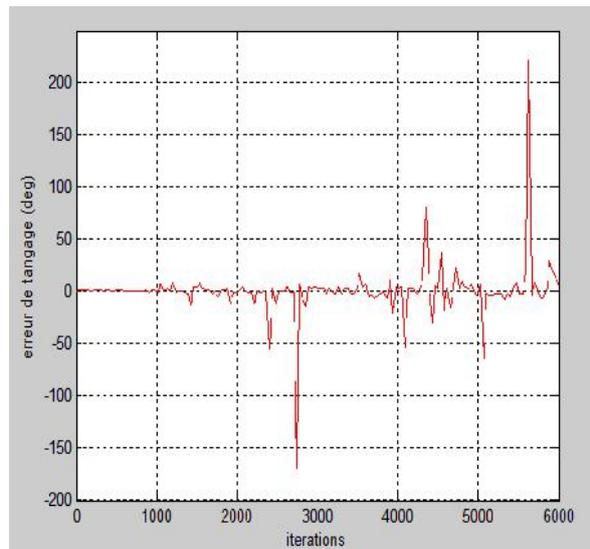
Figure IV.14. Erreur de roulis en fonction de l'évolution du nombre d'itérations.

- Concernant le roulis, une erreur d'environ 5 degrés est observée à la 600^{ème} itération, après on remarque un balancement de l'erreur autour de zéro jusqu'à 2500 itérations ou on peut relever une erreur allant jusqu'à presque 100 degrés. A partir de ce point notre système a tendance à réagir d'une façon aléatoire, ce qui prouve qu'il est vulnérable aux perturbations causées par l'imprécision des capteurs inertiels (gyroscopes).

IV.3 .2.2. Erreur de tangage



a. Erreur de tangage à 2500 itérations

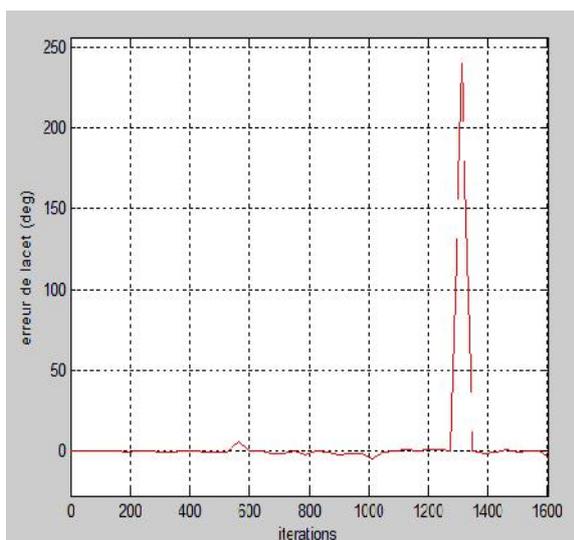


b. Erreur de tangage à 6000 itérations

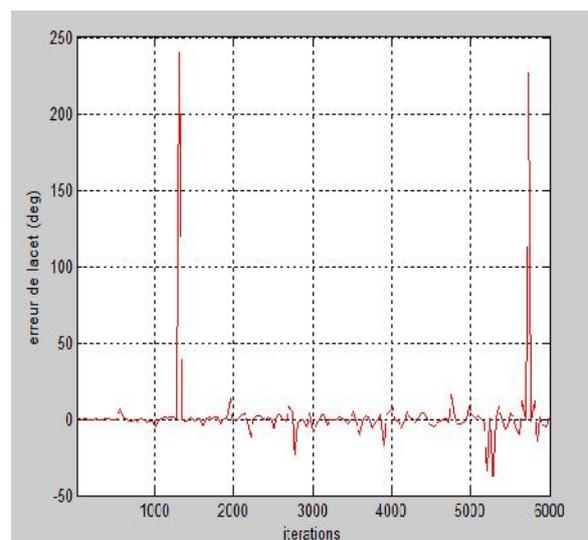
Figure IV.15. Erreur de tangage en fonction de l'évolution du nombre d'itérations.

- Avant la 1000^{ème} itération, l'erreur de tangage est convenable, ensuite elle prend la forme aléatoire du bruit jusqu'à 6000 itérations.

IV.3 .2.2. Erreur de lacet



a. Erreur de lacet à 1600 itérations



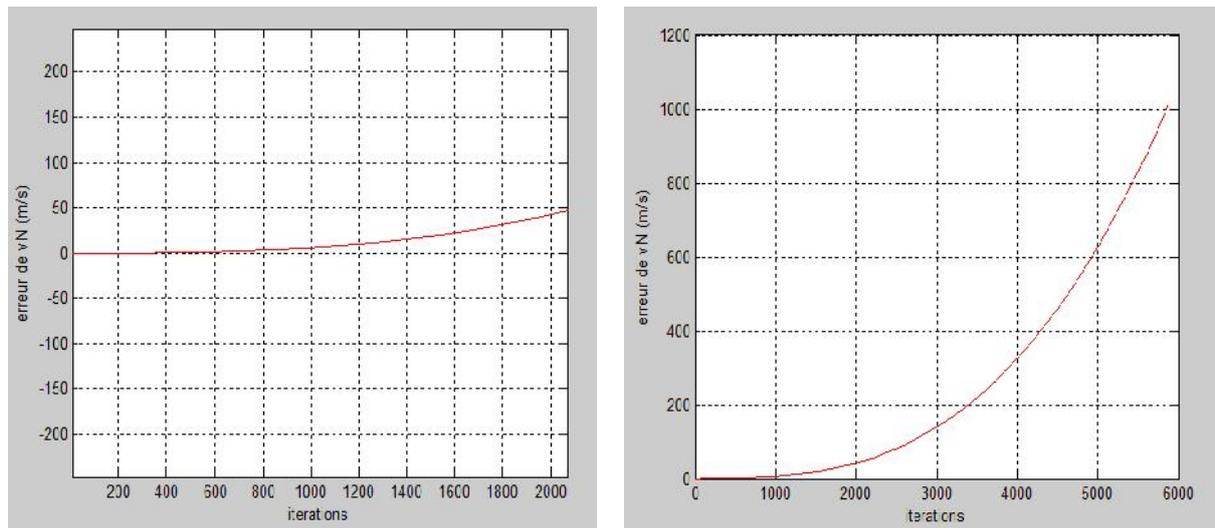
b. Erreur de lacet à 6000 itérations

Figure IV.16. Erreur de lacet en fonction de l'évolution du nombre d'itérations.

- Pour le lacet, l'erreur commence à prendre une allure aléatoire autour de zéro à partir de la 1300^{ème} itération. Ensuite elle a tendance à suivre la forme du bruit.

IV.3.3. Erreur de vitesse

IV.3.3.1. Erreur de la vitesse Nord



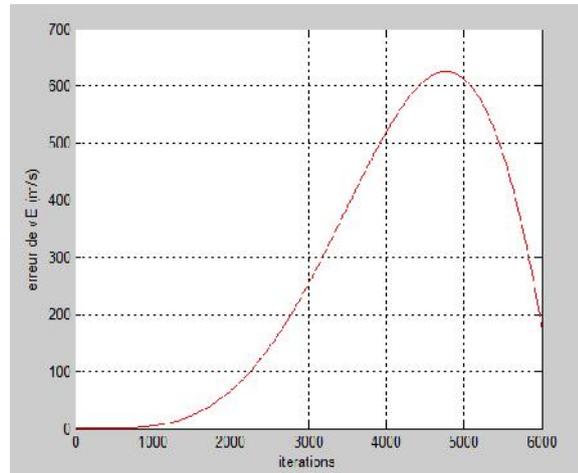
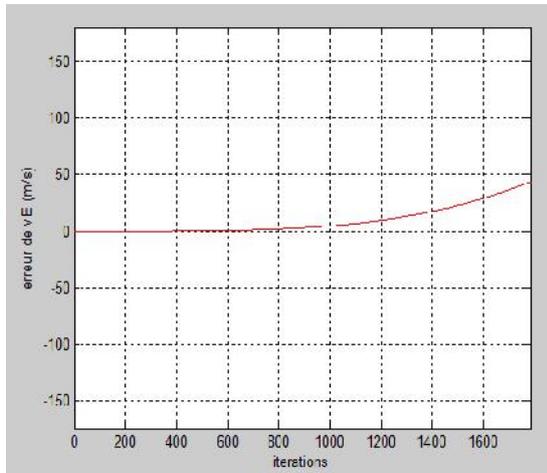
a. Erreur de la vitesse Nord à 2000 itérations

b. Erreur de la vitesse Nord à 6000 itérations

Figure IV.17. Erreur de la vitesse Nord en fonction de l'évolution du nombre d'itérations.

- L'erreur de la vitesse Nord est nulle jusqu'à 400 itérations, puis elle commence à s'amplifier en fonction de la variation du nombre d'itérations. On remarque que la variation de l'erreur sur la vitesse Nord a tendance à augmenter d'une façon uniforme pour atteindre une valeur de 1000 m/s à la 6000^{ème} itération.

IV.3 .3.2. Erreur de la vitesse Est



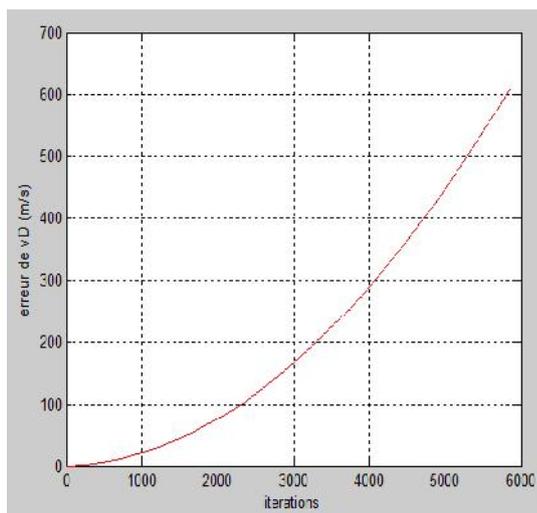
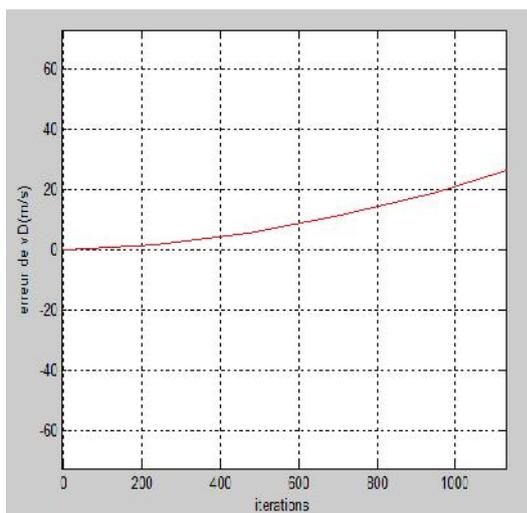
a. Erreur de la vitesse Est à 1600 itérations

b. Erreur de la vitesse Est à 6000 itérations

Figure IV.18. Erreur de la vitesse Est en fonction de l'évolution du nombre d'itérations.

➤ On remarque que pour la vitesse Est, l'erreur tend vers zéro jusqu'à la 600^{ème} itération, par la suite elle augmente brusquement jusqu'à atteindre une valeur de 630 m/s à 4600 itérations, enfin elle décroît progressivement jusqu'à atteindre une valeur de 200 m/s à la 6000^{ème} itération.

IV.3 .3.3. Erreur de la vitesse Down



a. Erreur de la vitesse Down à 1000 itérations

b. Erreur de la vitesse Down à 6000 itérations

Figure IV.19. Erreur de la vitesse Down en fonction de l'évolution du nombre d'itérations.

- L'erreur de la vitesse Down est nulle jusqu'à la 100^{ème} itération, puis elle augmente rapidement pour atteindre une valeur de 600 m/s à 6000 itérations.

Conclusion

Le modèle inertiel que nous avons développé a été implémenté sous Matlab, en utilisant les accélérations et les vitesses angulaires issues du modèle de référence comme source d'entrées pour les capteurs inertiels (mesures accélérométriques et gyroscopiques).

À ces mesures nous avons ajouté un biais constant et un bruit blanc centré gaussien de façon à modéliser l'imperfection des capteurs inertiels.

Les mesures ainsi obtenues \mathbf{a}_{bn}^b et $\boldsymbol{\omega}_{bn}^b$ ont alors été intégrés selon un modèle de plate forme à composants liés (IRS) pour générer les sorties inertielles estimées.

La méthode utilisée pour la résolution des équations de mécanisation dans le repère de navigation est celle du quaternion étant donné qu'elle fournit de meilleurs résultats vis-à-vis des autres méthodes utilisées auparavant (Euler et DCM).

Conformément aux résultats obtenus, on peut donc déduire que l'estimation des paramètres de navigation par les équations de mécanisation résolues selon la méthode du quaternion présente des résultats assez satisfaisant à court terme, en revanche la mécanisation est peu précise particulièrement pour des missions prolongées car elle est influencée par l'accumulation des erreurs provenant des capteurs inertiels.

Conclusion générale et perspective futur

Conclusion générale

Ce mémoire a pour objet de présenter un système de navigation inertielle à composants liés IRS, qui grâce à ces capteurs inertiels arrive à assurer une navigation autonome sans avoir recours aux autres systèmes de navigation (satellites ou radionavigation).

L'IRS se caractérise par une certaine imprécision des mesures, qui cause la détérioration des données inertielles fournies par les accéléromètres et les gyroscopes qui ont tendance à perdre leurs performances.

Premièrement, notre travail consiste à réaliser un modèle de référence basé sur le principe des lois fondamentales de Newton, qui comprend les différents paramètres de navigation caractérisant l'évolution d'un avion.

Deuxièmement, on a développé un algorithme représentant un système de calcul qui fournit les sorties d'une centrale inertielle (vitesse, position et attitude) obtenues à l'aide de la résolution des équations de navigation par la méthode du quaternion.

Troisièmement, les résultats issus du système inertielle seront comparés à ceux trouvés dans le modèle de référence en utilisant un modèle d'erreur inertielle, afin d'estimer l'efficacité des systèmes IRS.

Ainsi, nous avons choisi la méthode du quaternion car il s'avère incontestablement qu'elle possède des avantages considérables par rapport aux autres méthodes de résolution utilisées dans des travaux similaires aux nôtres.

D'autre part, les résultats obtenus en utilisant la méthode du quaternion sont satisfaisants si on les compare à ceux obtenus grâce aux autres méthodes étudiées auparavant (Euler et DCM, [6]).

Néanmoins, ces mêmes résultats sont insuffisants dans le cas où on les compare aux résultats fournis par le modèle de référence, à cause de la présence d'erreurs (dû aux incertitudes de calcul, aux imperfections des capteurs inertiels et aux inconvénients que présente la méthode du quaternion qui comprend la présence de termes non-linéaires dans le résultat, et la nécessité de renormalisation dans les cycles de calcul) qui font dégrader la précision de notre système inertielle.

Conclusion générale et perspective futur

Malgré la présence d'erreurs dans notre estimation, on remarque cependant que notre système délivre des informations de navigation qui peuvent être exploitable à court terme, car les erreurs sont quasi inexistantes durant un intervalle de temps réduit.

Finalement, nous pouvons déclarer que les systèmes de navigation inertielle permettent un positionnement autonome du porteur, très précis à court terme. Mais cette précision va se dégrader de plus en plus au cours du temps ; la vitesse de cette dérive dépend de la qualité des capteurs inertiels utilisés.

Recommandations pour d'éventuels travaux futurs

L'actuelle étude bien qu'elle a fournit des résultats assez concluants, pourrait recevoir d'intéressants développements pour l'amélioration des performances liées aux systèmes de navigation inertielle, nous en recommandons particulièrement d'intégrer le système inertiel avec d'autres systèmes externes.

Nous conseillons la fusion des systèmes inertiels avec le système GPS, car divers études ont montrées que la combinaison de ces deux systèmes permettent l'amélioration tout d'abord de la précision du positionnement (à long terme), ensuite, lorsque les signaux GPS ne sont plus disponibles, la continuité du positionnement peut être assurée par l'inertie qui aura été recalée.

En ce qui concerne le positionnement vertical, l'utilisation d'un altimètre présente un atout majeur afin de diminuer les erreurs d'altitude de notre système inertiel.

On peut citer une autre approche pour l'amélioration des performances de notre système, qui comporte à utiliser deux systèmes inertiels couplés en parallèle pour traiter les données fournies par les capteurs inertiels dans le but de faciliter le calcul, et pourquoi pas d'avoir une estimation plus précise des paramètres de navigation.

Références

- [1] **Aboelmagd Noureldin•Tashfeen B. Karamat•Jacques Georgy**, ‘‘Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration’’, Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2013.
- [2] **Audrey Giremus**, ‘‘Apports des techniques de filtrage non linéaire pour la navigation avec les systèmes de navigation inertielle et le GPS’’, Année 2005.
- [3] **Frédéric Faurie**, ‘‘Algorithmes de contrôle d’intégrité pour la navigation hybride GNSS et systèmes de navigation inertielle en présence de multiples mesures satellitaires défailtantes’’, Année 2011.
- [4] **Jean Carpentier Préface de l’Ingénieur Général Émile Blanc**, Président de COMAÉRO, ‘‘UN DEMI-SIÈCLE D’AÉRONAUTIQUE EN FRANCE LES ÉQUIPEMENTS’’ volume 1, année 2004.
- [5] **Jean-Rémi De Boer**, ‘‘Capteurs MEMS : Optimisation des méthodes de traitement capteurs, de navigation et d'hybridation’’, Le 12 janvier 2010.
- [6] **Djelloul.N, Berrachiche.N**, ‘‘Description de la centrale inertielle LTN-72 et positionnement par un système inertielle basé sur le filtrage de Kalman’’, département d’aéronautique de Blida, Algérie 2010.
- [7] **Anne-Christine ESCHER**, ‘‘ Intégration du GPS avec les systèmes de navigation inertielle’’, Date de publication : 10/02/2009.
- [8] **Olivier SITAL**,’’ Centrale Inertielle’’.
- [9] Navigation inertielle, ‘‘ Institut Mermoz’’.
- [10] **BENCHEIKH.M**, ‘‘Comparaison des performances des filtres EKF et UKF implémentés pour la fusion INS/GPS’’, département d’aéronautique de Blida, Algérie 2012.
- [11] **Wen Zhang, Mounir Ghogho, and Baolun Yuan**, ‘‘Mathematical Model and Matlab Simulation of Strapdown Inertial Navigation System’’, Hindawi Publishing Corporation Modelling and Simulation in Engineering Volume 2012, Article ID 264537.

A decorative border composed of intricate, symmetrical scrollwork and floral motifs, framing the central text.

Chapitre I

Généralités sur la navigation

A decorative border consisting of a series of black, stylized scrollwork or vine-like patterns that form a rectangular frame around the central text.

Chapitre II

Principe de la navigation

inertielle

A decorative border consisting of a series of black, stylized scrollwork or vine-like patterns that form a rectangular frame around the central text.

Chapitre III

Modèle de navigation IRS

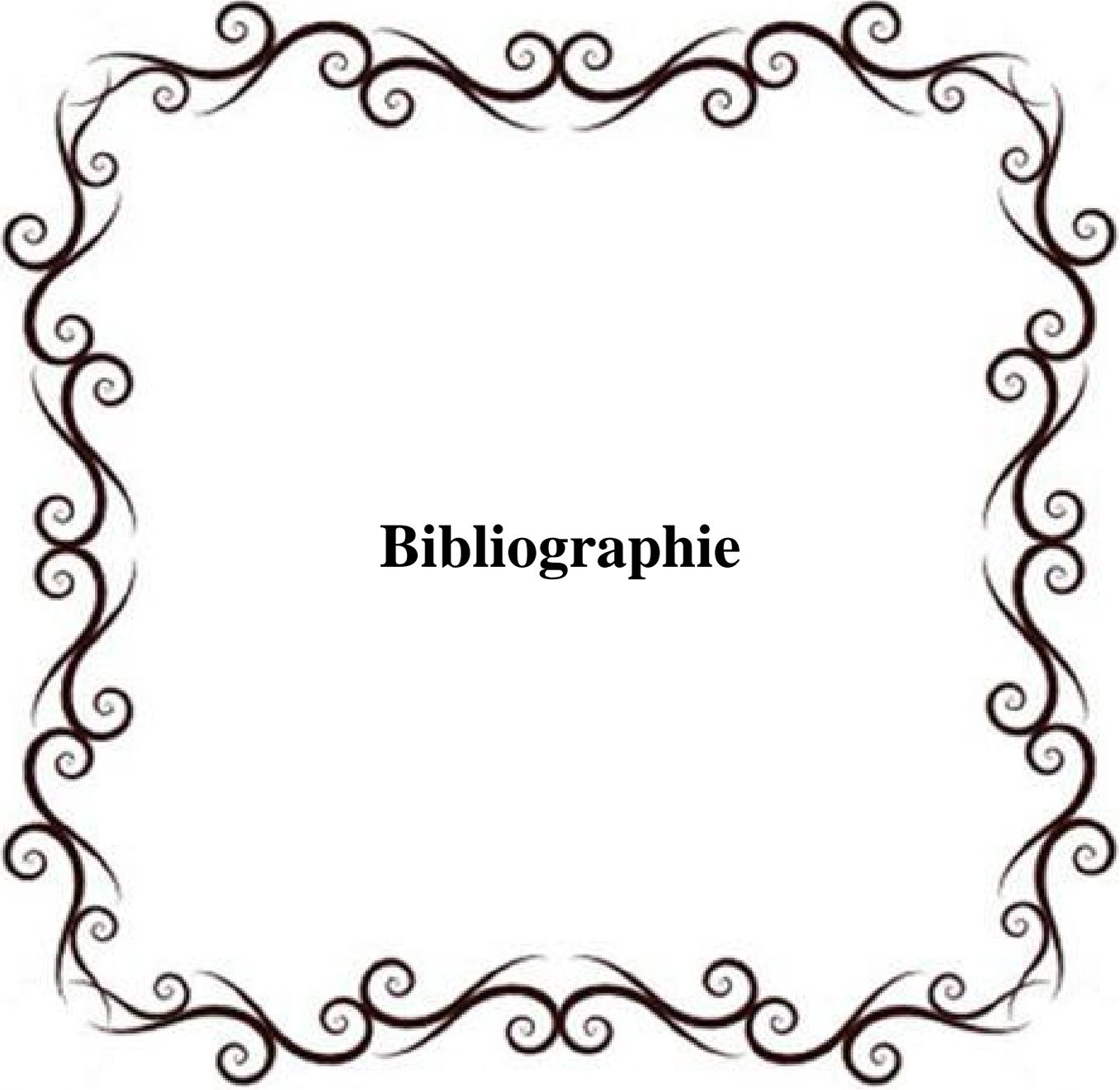
A decorative border consisting of intricate, symmetrical scrollwork and floral patterns, rendered in a dark brown or black color. The border frames the central text.

Chapitre IV

Résultats et interprétations

A decorative border composed of intricate, symmetrical scrollwork and floral motifs, rendered in a dark brown or black color. The border frames the central text, with the scrolls curving inward and outward to create a rectangular shape with rounded corners.

**Conclusion générale
et perspectives futur**



Bibliographie