

Algorithmes de fusion des données GNSS/INS pour le positionnement

Contenu

6.1.	Introduction	144
6.2.	Navigation inertielle	144
6.2.1.	Capteur inertielle	144
6.2.2.	Système de coordonnées inertielle.....	144
6.3.	Equations de navigation inertielle	148
6.3.1.	Equation de la position.....	148
6.3.2.	Equation de la vitesse.....	149
6.3.3.	Equation de l'attitude.....	150
6.3.4.	Résumé des équations de navigation inertielle	151
6.4.	Détermination de la position, la vitesse et l'attitude d'INS.....	152
6.4.1.	Détermination de la position d'INS	152
6.4.2.	Détermination de la vitesse	152
6.4.3.	Détermination de l'attitude	153
6.5.	Modèle d'erreur dynamique des équations de l'INS.....	154
6.6.	Intégration GNSS/INS	156
6.7.	Résultats	159
6.8.	Conclusion.....	161

Ce chapitre présente les algorithmes de fusion de données GNSS et INS pour le positionnement. Dans la première section, nous présenterons le principe de la « navigation inertielle ». Cette présentation est suivie par la description des équations de navigation inertielle. Puis, nous présenterons les algorithmes permettant la détermination de la position, la vitesse et l'attitude d'une INS (Inertial Navigation System). Après cela nous présenterons les modèles des erreurs dynamiques des équations de l'INS. Ensuite, nous présenterons l'intégration GNSS/INS. Enfin, nous présenterons les résultats obtenus par les algorithmes proposés.

6.1. Introduction

Le système mondial de navigation par satellites (GNSS) reste le moyen le plus pratique de positionnement dans de nombreuses applications et systèmes. Mais dans les certains types d'environnement (forêt, ville, indoor, ...), les performances du récepteur sont dégradées. En particulier, dans un environnement difficile, le nombre de satellites visibles n'est pas toujours suffisant et les récepteurs sont incapables de fournir les paramètres : position, vitesse et temps. Par conséquent, dans ce chapitre, nous présenterons une solution qui consiste à combiner des données GNSS et des données INS (Inertial Navigation System).

La navigation inertielle est une méthode qui détermine la position du récepteur à partir des mesures de l'accélération et de la vitesse angulaire (gyroscope). Pour ce faire, on utilise les relations cinématiques bien connues entre l'accélération, la vitesse et la position. C'est-à-dire que les mesures d'accélération résolues dans le repère local approprié (déterminé à partir des mesures de vitesse angulaire) sont intégrées une fois pour donner la vitesse. La vitesse calculée est-elle même intégrée pour donner la position.

6.2. Navigation inertielle

6.2.1. Capteur inertielle

Les accélérations et les vitesses angulaires sont mesurées en permanence à l'aide de capteurs appelés accéléromètres et gyroscopes, respectivement. Ces deux capteurs distincts sont collectivement appelés capteurs inertiels. La navigation inertielle nécessite normalement des triades orthogonales d'accéléromètres et de gyroscopes pour mesurer l'ensemble des vecteurs d'accélération et de vitesse angulaire. Le terme unité de mesure inertielle (IMU) est utilisé pour décrire collectivement une triade d'accéléromètres et de gyroscopes.

Le terme « accéléromètre » est cependant un peu inapproprié, car ces capteurs mesurent en fait une accélération spécifique de force-non-gravitationnelle. Une triade de ces capteurs est utilisée pour mesurer le vecteur de force spécifique duquel l'accélération est extraite par une addition vectorielle de gravité locale. Cela nécessite de connaître l'orientation ou l'attitude des accéléromètres par rapport au vecteur gravité locale. Ces informations sur l'orientation ou l'attitude sont obtenues en traitant les mesures de vitesse angulaire obtenues à partir des gyroscopes en utilisant la relation cinématique entre les paramètres de description de l'attitude (angles d'Euler, quaternions, vecteurs de rotation ou matrices cosinus de direction [63]) et la vitesse angulaire.

6.2.2. Système de coordonnées inertielle

On traite une variété de repères de coordonnées dans les algorithmes de navigation inertielle. Dans ce chapitre, on ne considère que 4 repères ; une brève description de ces repères suit :

a) Repère inertielle terrestre (I)

Le repère inertielle terrestre est défini comme étant soit stationnaire dans l'espace, soit en mouvement à vitesse constante (c'est-à-dire sans accélération). Tous les capteurs inertiels produisent des mesures relatives à un repère inertielle lié à l'axe principal de l'instrument. Le choix d'un repère pour les environnements proches de la Terre est le repère inertielle centré sur la Terre (ECI-Earth-centered inertial). Ce repère est illustré à la Figure 6.1.

- L'origine est au centre de la masse de la Terre,

- L'axe Z_I est le long de l'axe de rotation de la Terre à travers le pôle terrestre conventionnel,
- L'axe X_I est dans le plan équatorial pointant vers l'équinoxe vernal. L'équinoxe vernal est la direction de l'intersection de l'équateur de la Terre avec l'écliptique,
- L'axe Y_I complète un système de droitiens.

Dans la Figure 6.1, les axes du repère de l'ECI sont représentés avec l'exposant « I » comme X_I, Y_I, Z_I et dans ce mémoire, le repère de l'ECI sera appelé repère I.

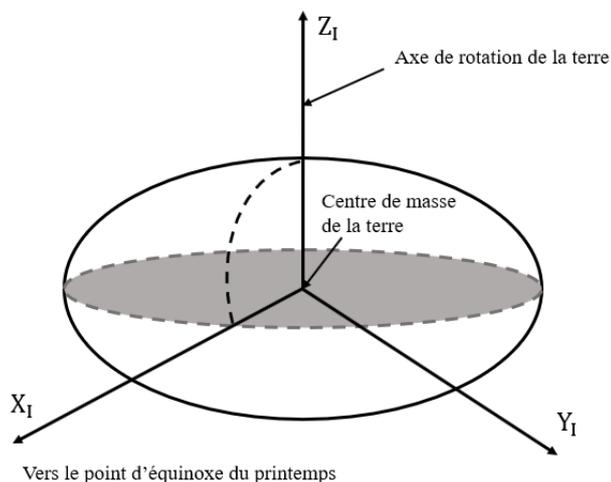


Figure 6.1 : Illustration du repère ECI [64]

b) Repère fixe terrestre (E)

Le repère est similaire au repère I car il partage la même origine et le même axe Z que le repère I, mais il tourne avec la Terre. Il est représenté sur la Figure 6.2 et peut être défini comme suit :

- L'origine est au centre de la masse de la Terre,
- L'axe Z_E passe par le pôle terrestre conventionnel
- L'axe X_E passe par l'intersection du plan équatorial et du méridien de Greenwich
- L'axe Y_E complète le système de coordonnées de droite dans le plan équatorial.

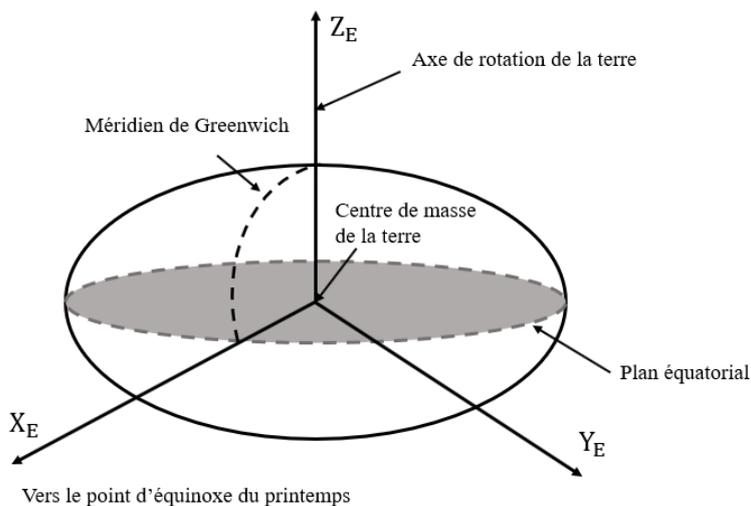


Figure 6.2 : Repère fixe terrestre (ECEF)

Dans ce mémoire, le repère du ECEF sera appelé le repère E. Le repère E peut être utilisé afin d'exprimer une position selon des coordonnées cartésiennes (X, Y, et Z) mais également selon des coordonnées géodésiques. Comme illustré par la Figure 6.3, les coordonnées géodésiques sont exprimées en termes de latitude (φ), de longitude (λ) et d'altitude ellipsoïdale (h) qui sont définis tel que :

Latitude (φ) : Angle formé, sur un plan méridien, entre le plan équatorial et le rayon de courbure normal de la Terre (R_N).

Longitude (λ) : Angle formé, sur un plan équatorial, entre le méridien de Greenwich et la projection du point d'intérêt sur un plan équatorial.

Altitude ellipsoïdale (h) : Distance entre le point d'intérêt et l'ellipsoïde de référence, mesurée au-dessus de l'ellipsoïde et selon un axe perpendiculaire à celui-ci.

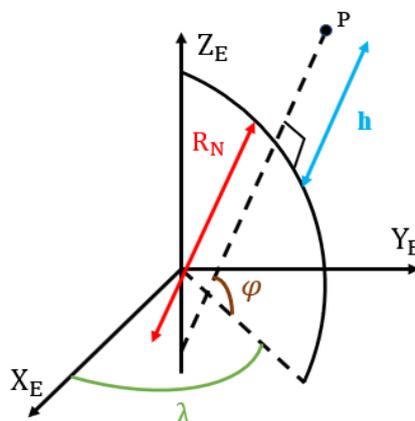


Figure 6.3 : Coordonnées géodésiques

c) Repère local (L)

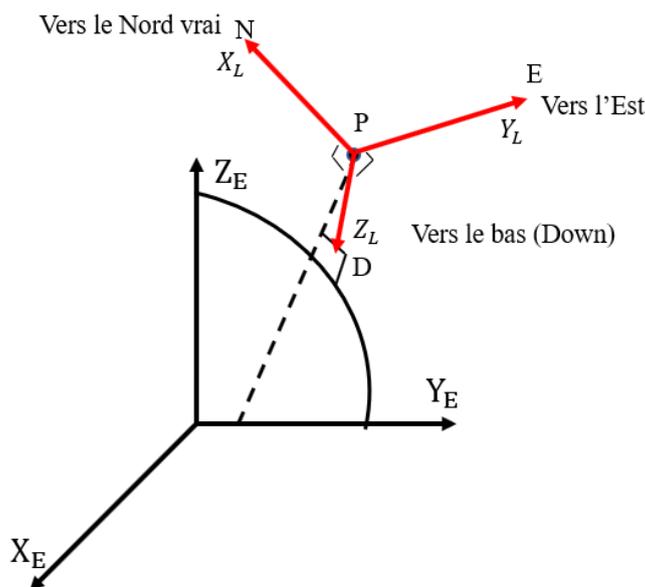


Figure 6.4 : Repère local L (NED) en relation avec le repère E

Un repère local (L) sert à représenter la position, l'orientation et la vitesse d'un véhicule lorsqu'il se trouve sur ou près de la surface de la Terre. Ce repère est également connu sous le nom de repère de géodésique ou repère de navigation. Un repère local couramment utilisé est défini comme suit :

- L'origine du repère coïncide avec le centre du capteur (origine de la triade du capteur inertiel),
- L'axe N (X_L) pointe vers le Nord vrai,
- L'axe E (Y_L) pointe vers l'Est,
- L'axe D (Z_L) complète le système de coordonnées pour avoir un repère direct.

Ce repère est appelé NED car ses axes sont alignés avec les directions, du Nord, de l'Est et vers le bas (Down). Ce repère est illustré à la Figure 6.4.

d) Repère du mobile (B)

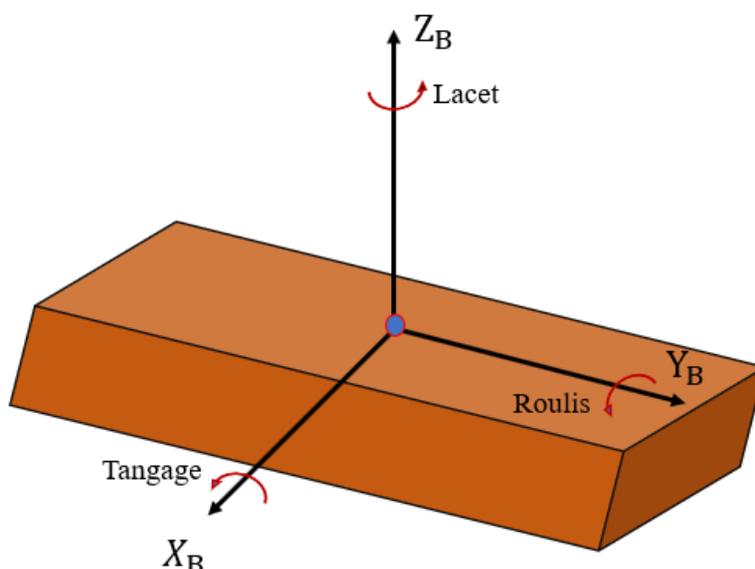


Figure 6.5 : Repère du mobile [63]

Dans la plupart des applications, les axes sensibles des capteurs de l'accéléromètre sont conçus pour coïncider avec les axes de la plate-forme mobile dans laquelle les capteurs sont montés. Ces axes sont généralement connus sous le repère mobile.

Le repère mobile utilisé dans ce mémoire est illustré dans la Figure 6.5, et est défini comme :

- L'origine coïncide généralement avec le centre de gravité du véhicule (ce qui simplifie la dérivation des équations cinématiques)
- L'axe Y_B pointe vers l'avant. Il est également appelé axes de roulis (roll) car l'angle de roulis est défini autour de cet axe à l'aide de la règle de la main droite,
- L'axe X_B est orienté vers la direction transversale. Il est également appelé axes de tangage (pitch), car l'angle de tangage correspond aux rotations autour de cet axe en utilisant la règle de droite
- L'axe Z_B pointe vers la direction verticale, complétant un système de coordonnées pour droitiers. Il est également appelé axe de lacet (yaw) car l'angle de lacet correspond aux rotations autour de cet axe en utilisant la règle de la main droite.

Dans ce mémoire, le repère mobile est appelé repère B.

- Description de l'attitude du véhicule

Outre la position d'un véhicule, on s'intéresse également à son orientation afin de décrire ses angles d'inclinaison. Cela implique de préciser sa rotation autour des axes vertical (Z), transversal (X) et avant (Y) du repère B par rapport au repère L. En général, les angles de rotation autour des axes du repère B sont appelés angles d'Euler. Pour les besoins du travail réalisé et présenté dans ce mémoire, la convention suivante est appliquée aux angles d'attitude du véhicule (Figure 6.6).

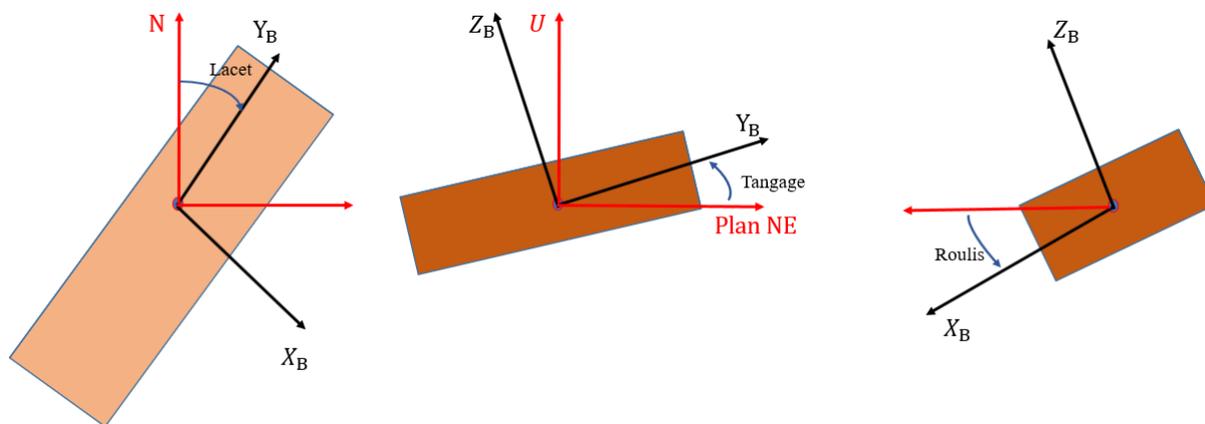


Figure 6.6 : Représentation de l'angle de lacet, de tangage et de roulis d'un véhicule [63]

- Lacet : est la déviation de l'axe avant (Y) du véhicule par rapport au nord, mesurée dans le sens des aiguilles d'une montre dans le plan E-N. L'angle de lacet est similaire, mais il est mesuré dans le sens inverse des aiguilles d'une montre à partir du nord. Dans ce mémoire, l'angle de lacet est désigné par « ψ ».
- Tangage : est l'angle que l'axe avant (Y) du repère B fait avec le plan E-N (c'est-à-dire l'horizontale locale) en raison d'une rotation autour de son axe transversal (X). Cet axe est également appelé axe de tangage, l'angle est noté « θ » et suit la règle de la main droite.
- Roulis : est la rotation du repère B autour de son axe avant (Y), l'axe avant est donc également appelé axe de roulis et l'angle de roulis est désigné par « ϕ » et suit règle de la main droite.

6.3. Equations de navigation inertielle

Dans de nombreuses applications, les équations de navigation inertielle sont effectuées dans le repère L pour les raisons suivantes [63]:

- L'équation de navigation dans le repère L fournit une solution de navigation intuitive pour l'utilisateur sur ou près de la surface de la Terre,
- Comme les axes du repère L sont alignés sur les directions locales, du Nord, de l'Est et vers le bas (Down) ; les angles d'attitude (tangage, roulis et lacet) peuvent être obtenus directement à la sortie des équations de navigation inertielle lorsqu'elles sont résolues dans le repère L.

6.3.1. Equation de la position

Le vecteur de position \mathbf{r}^L d'un repère mobile est exprimée en coordonnées géodésiques dans le repère E via l'équation (6.1).

$$\mathbf{r}^L = [\varphi \quad \lambda \quad h]^T \quad (6.1)$$

Où φ est la latitude, λ est la longitude et h est l'altitude.

Lorsque le repère se déplace sur ou près de la surface de la Terre, le taux de changement de sa position est exprimé en termes de vitesse dans les directions du Nord, de l'Est et vers de bas (Down). Il est défini comme suit :

$$\dot{\varphi} = \frac{v_n}{R_M + h} \quad (6.2)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v_e}{(R_N + h)\cos\varphi} \quad (6.3)$$

$$\dot{h} = -v_d \quad (6.4)$$

Où v_n est la composante de la vitesse dans la direction du Nord

v_e est la composante de la vitesse dans la direction de l'Est,

v_d est la composante de la vitesse dans la direction vers le bas « Down »

R_M est le rayon du méridien de l'ellipsoïde

R_N est le rayon normal de l'ellipsoïde.

Des équations (6.2), (6.3) et (6.4), le taux de changement de position (rate of change the position components) est lié aux composantes de vitesse comme suit :

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{R_M + h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(R_N + h)\cos\varphi} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_n \\ v_e \\ v_d \end{bmatrix}^L \quad (6.5)$$

$$\dot{\mathbf{r}}^L = D^{-1}\mathbf{v}^L \quad (6.6)$$

Dans lequel D^{-1} transforme le vecteur vitesse de coordonnées rectangulaires en coordonnées curvilignes dans le repère E.

6.3.2. Equation de la vitesse

L'accélération du récepteur en mouvement est mesurée dans trois directions mutuellement orthogonales dans le repère B par un accéléromètre à trois axes. Ces mesures sont connues sous le nom de mesures de force spécifiques et sont exprimées dans le repère B sous la forme :

$$\mathbf{f}^B = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} \quad (6.7)$$

Elles peuvent être transformées et écrites dans le repère L en utilisant la matrice de rotation R_B^L :

$$\mathbf{f}^L = R_B^L \mathbf{f}^B \quad (6.8)$$

Cependant, les composantes d'accélération exprimées dans le repère local \mathbf{f}^L ne peuvent pas donner directement les composantes de la vitesse dans le repère B, cela pour trois raisons [63] :

- a) La rotation de la Terre autour de son axe de rotation est interprétée dans le repère L comme le vecteur de vitesse angulaire ω_{IE}^L et est définie par [63]:

$$\omega_{IE}^L = \begin{bmatrix} \omega^E \cos \varphi \\ 0 \\ -\omega^E \sin \varphi \end{bmatrix} \quad (6.9)$$

- b) Un changement d'orientation du repère L par rapport à la Terre découle de la définition des directions locales du Nord et de la verticale. La direction du nord est toujours tangente au méridien, tandis que la direction verticale est normale à la surface de la Terre. Cet effet est interprété par le vecteur de vitesse angulaire ω_{EL}^L qui est donné par :

$$\omega_{EL}^L = \begin{bmatrix} \frac{v_e}{R_N + h} \\ \frac{v_n}{R_M + h} \\ -\frac{v_e \tan \varphi}{R_N + h} \end{bmatrix} \quad (6.10)$$

- c) Le champ de gravité de la Terre est :

$$\mathbf{g}^L = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} \quad (6.11)$$

En tenant compte de ces trois facteurs, le taux de changement de la vitesse dans le temps est obtenu comme dans [63], via l'équation (6.12).

$$\dot{\mathbf{v}}^L = R_B^L \mathbf{f}^B - (2\Omega_{IE}^L + \Omega_{EL}^L) \mathbf{v}^L + \mathbf{g}^L \quad (6.12)$$

Où R_B^L est matrice de transformation du repère B au repère L ; \mathbf{f}^B est la force spécifique mesurée par les accéléromètres dans le repère B et \mathbf{g}^L est le vecteur de gravité dans le repère L ; et Ω_{IE}^L et Ω_{EL}^L sont des matrices asymétriques correspondant à ω_{IE}^L et ω_{EL}^L , et sont exprimées en tant que :

$$\omega_{IE}^L = \begin{bmatrix} \omega^E \cos \varphi \\ 0 \\ -\omega^E \sin \varphi \end{bmatrix} \rightarrow \Omega_{IE}^L = \begin{bmatrix} 0 & \omega^E \sin \varphi & 0 \\ -\omega^E \sin \varphi & 0 & -\omega^E \cos \varphi \\ 0 & \omega^E \cos \varphi & 0 \end{bmatrix} \quad (6.13)$$

$$\omega_{EL}^L = \begin{bmatrix} \frac{v_e}{R_N + h} \\ -\frac{v_n}{R_M + h} \\ \frac{v_e \tan \varphi}{R_N + h} \end{bmatrix} \rightarrow \Omega_{EL}^L = \begin{bmatrix} 0 & \frac{v_e \tan \varphi}{R_N + h} & -\frac{v_n}{R_M + h} \\ -\frac{v_e \tan \varphi}{R_N + h} & 0 & \frac{-v_e}{R_N + h} \\ \frac{v_n}{R_M + h} & \frac{v_e}{R_N + h} & 0 \end{bmatrix} \quad (6.14)$$

6.3.3. Equation de l'attitude

L'attitude (orientation) du récepteur en mouvement est déterminée en résolvant l'équation de la dérivée temporelle de la matrice de transformation R_B^L qui relie le repère B au repère L. Dans le repère L, l'équation de la dérivée temporelle de la matrice de transformation suivante doit être considérée :

$$\dot{R}_B^L = R_B^L \Omega_{LB}^B \quad (6.15)$$

Où la matrice asymétrique de vitesse angulaire Ω_{LB}^B peut s'exprimer sous la forme :

$$\begin{aligned} \Omega_{LB}^B &= \Omega_{LI}^B + \Omega_{IB}^B \\ \Omega_{LB}^B &= -\Omega_{IL}^B + \Omega_{IB}^B \\ \Omega_{LB}^B &= \Omega_{IB}^B - \Omega_{IL}^B \end{aligned} \quad (6.16)$$

En substituant cette dernière équation dans (6.15), on obtient :

$$\dot{R}_B^L = R_B^L (\Omega_{IB}^B - \Omega_{IL}^B) \quad (6.17)$$

La matrice de rotation peut être obtenue en résolvant l'équation (6.17) pour les angles d'attitude.

La quantité Ω_{IB}^B est la vitesse de rotation du repère B par rapport au repère I, qui est directement mesurée par les gyroscopes. Cependant, en plus des vitesses angulaires du récepteur en mouvement, les mesures gyroscopiques contiennent à la fois la rotation de la Terre Ω_{IE}^B et le changement d'orientation du repère L. Donc Ω_{IL}^B est à soustraire de Ω_{IB}^B pour supprimer ces effets.

6.3.4. Résumé des équations de navigation inertielle

Les résultats des équations (6.6) (6.12) et (6.17) peuvent être résumés comme suit :

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}^L \\ \dot{\mathbf{v}}^L \\ \dot{R}_B^L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D^{-1} \mathbf{v}^L \\ R_B^L \mathbf{f}^B - (2\Omega_{IE}^L + \Omega_{EL}^L) \mathbf{v}^L + \mathbf{g}^L \\ R_B^L (\Omega_{IB}^B - \Omega_{IL}^B) \end{bmatrix} \quad (6.18)$$

La sortie de position est exprimée en coordonnées géodésiques φ, λ, h ; la vitesse de sortie est dans le repère local v_n, v_e, v_d et les angles d'attitude (roulis, tangage et lacet) sont mesurés par rapport au repère L. La Figure 6.7 est un schéma fonctionnel des équations d'INS en repère L.

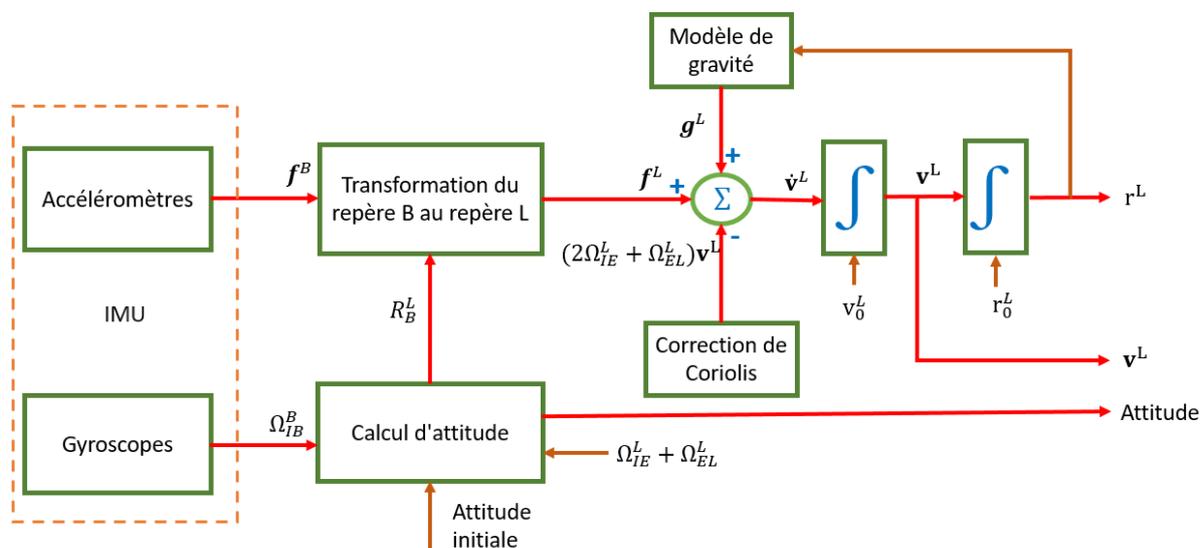


Figure 6.7 : Schéma fonctionnel des équations d'INS en repère L [63]

La mise en œuvre ou la résolution de ces équations comporte trois étapes : la mise à jour de la position, la mise à jour de la vitesse et la mise à jour de l'attitude.

6.4. Détermination de la position, la vitesse et l'attitude d'INS

Basé sur l'équation (6.18), on va présenter la détermination de la position, la vitesse et l'attitude d'INS dans cette section. Mais, avant de le faire, on doit tout d'abord connaître leurs valeurs initiales. La connaissance du vecteur de position initiale, \mathbf{r}_0 , peut être fournie par exemple par un récepteur GNSS. Si l'utilisateur est statique pendant la période d'initialisation, alors la vitesse initiale, \mathbf{v}_0 , est connue et égale à zéro. D'autre part, si l'initialisation a lieu pour un utilisateur en mouvement, alors un autre capteur doit être utilisé pour fournir la vitesse initiale. Un tel capteur peut être un récepteur GNSS, un radar Doppler.

En termes d'attitude, si l'utilisateur est statique et que des capteurs inertiels de qualité relativement élevée sont utilisés, alors l'attitude initiale, $\boldsymbol{\Psi}_{LB}(t = 0)$ peut être fournie à partir d'un moyennage (initialisation du tangage, θ , et roulis ϕ) et l'alignement au gyrocompas (initialisation du lacet, ψ). Cependant, si des capteurs inertiels de faible qualité sont utilisés, seul un moyennage est possible. L'impossibilité d'utiliser un gyrocompas est due au fait que les erreurs de mesure des gyroscopes à bas prix sont trop importantes pour détecter la vitesse de rotation de la Terre. L'initialisation des ψ dans un tel système doit donc être réalisée à l'aide d'informations provenant d'un autre capteur. Ces informations peuvent provenir de capteurs tels que la triade d'une boussole ou d'un magnétomètre ou, dans certains cas, en exploitant une relation connue avec une vitesse (par exemple, le GNSS) comme cela se fait dans certaines applications automobiles.

6.4.1. Détermination de la position d'INS

La relation cinématique entre la position et la vitesse est donnée par (6.5). Au premier ordre, une simple intégration d'Euler peut être utilisée pour propager la position vers l'avant. Cependant, la précision au niveau des mètres exigera que l'on fasse attention au nombre de chiffres significatifs portés pour les valeurs de latitude et de longitude (par exemple, 1m de déplacement nord/sud équivaut à environ $1.6e^{-7} \text{ rad}$). Alors, les équations de calcul de la position deviennent :

$$\varphi_k = \varphi_{k-1} + \Delta T \left(\frac{v_n}{R_M + h} \right) \Big|_{k-1} \quad (6.19)$$

$$\lambda_k = \lambda_{k-1} + \Delta T \left(\frac{v_e}{(R_N + h) \cos \varphi_{k-1}} \right) \Big|_{k-1} \quad (6.20)$$

$$h_k = h_{k-1} - \Delta T (v_d) \Big|_{k-1} \quad (6.21)$$

6.4.2. Détermination de la vitesse

La vitesse de l'utilisateur est déterminée par l'intégration de l'accélération. En supposant qu'une simple intégration d'Euler est utilisée pour calculer la vitesse, alors :

$$\mathbf{v}_k^L = \mathbf{v}_{k-1}^L + \Delta T \dot{\mathbf{v}}_{k-1}^L \quad (6.22)$$

Où $\Delta T = t_k - t_{k-1}$ est l'intervalle de temps entre les mesures des capteurs inertiels et $\dot{\mathbf{v}}_{k-1}^L$ est donné par :

$$\dot{\mathbf{v}}_{k-1}^L = R_{B,k-1}^L \mathbf{f}_{k-1}^B - (2\Omega_{IE,k-1}^L + \Omega_{EL,k-1}^L) \mathbf{v}_{k-1}^L + \mathbf{g}_{k-1}^L \quad (6.23)$$

Le premier terme à droite représente les mesures spécifiques des forces du repère B au repère L. Le deuxième terme correspond aux corrections des forces de Coriolis. Le dernier terme est le vecteur de gravité. Comme l'axe Z du repère L est défini comme étant normal à l'ellipsoïde, le vecteur de gravité normal est nul dans les autres axes :

$$\mathbf{g}_{k-1}^L = [0 \quad 0 \quad -g_{k-1}]^T \quad (6.24)$$

La gravité locale est fonction de la latitude (φ). Puisque on se concentre ici sur les capteurs inertiels à faible coût (car notre capteur inercial est utilisé pour faire la recherche à faible coût), le modèle simple suivant pour g_{k-1} [63] :

$$g_{k-1} \approx 9.7803253359 \frac{1 + 1.931853 \times 10^{-3} \sin^2 \varphi_{k-1}}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi_{k-1}}} \quad (6.25)$$

Où e est l'excentricité de l'ellipsoïde de référence WGS-84.

6.4.3. Détermination de l'attitude

L'attitude peut être représentée selon différentes formes : la matrice des cosinus de direction, les angles d'Euler et le quaternion unitaire [64]. Dans ce mémoire, on utilise les angles d'Euler, car ils caractérisent l'orientation du repère du mobile par rapport au repère local. On considère la séquence de roulis (\varnothing), de tangage (θ), et de lacet (ψ) pour les angles d'Euler. Ainsi, le vecteur d'attitude, Ψ_{LB} , ici est donné par :

$$\Psi_{LB} = [\varnothing \quad \theta \quad \psi]^T \quad (6.26)$$

Les trois angles d'Euler sont utilisés pour former la matrice de rotation, R_B^L qui permet aux vecteurs exprimés dans le repère B d'être résolus dans le repère L. Quel que soit l'objectif du système GNSS/INS intégré, l'estimation de l'attitude à t_{k-1} ($\Psi_{LB,k-1} = [\varphi_{k-1} \quad \theta_{k-1} \quad \psi_{k-1}]^T$) est essentiel pour le calcul de la vitesse et, par la suite, de la position. Plus précisément, les éléments de $\Psi_{LB,k-1}$ sont utilisés pour former la matrice de transformation R_B^L , donnée par :

$$R_{B,k-1}^L = \begin{bmatrix} \cos\psi_{k-1} & -\sin\psi_{k-1} & 0 \\ \sin\psi_{k-1} & \cos\psi_{k-1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi_{k-1} & -\sin\phi_{k-1} \\ 0 & \sin\phi_{k-1} & \cos\phi_{k-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta_{k-1} & 0 & \sin\theta_{k-1} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta_{k-1} & 0 & \cos\theta_{k-1} \end{bmatrix} \quad (6.27)$$

Etant donné une mesure du vecteur de vitesse angulaire dans le repère B par rapport au repère L exprimé dans le repère B (ω_{LB}^B). La dérivée temporelle d'angle d'Euler peut être calculée, comme :

$$\dot{\Psi}_{LB} = C(\Psi_{LB}) \omega_{LB}^B \quad (6.28)$$

Où

$$C(\Psi_{LB}) = \begin{bmatrix} \frac{1}{\cos \theta} & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \quad (6.29)$$

Les gyromètres mesurent la vitesse angulaire du repère B par rapport au repère I ou ω_{IB}^B . Ainsi, pour déterminer l'attitude du repère B par rapport au repère L, on doit soustraire la vitesse de rotation du repère L par rapport au repère I, ω_{IL}^B , de la sortie de taux des gyroscopes. C'est-à-dire :

$$\omega_{LB}^B = \omega_{IB}^B - \omega_{IL}^B \quad (6.30)$$

Pour les applications utilisant des capteurs inertiels de qualité automobile ou de consommation courante, une simple intégration d'Euler de l'équation (6.28) peut être utilisée pour générer une estimation de l'attitude. C'est-à-dire :

$$\Psi_{LB,k} = \Psi_{LB,k-1} + C(\Psi_{LB,k-1})\omega_{LB,k-1}^B\Delta T \quad (6.31)$$

Ou

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}_{k-1} + C(\Psi_{LB,k-1})\omega_{LB,k-1}^B\Delta T \quad (6.32)$$

Où $\Delta T = t_k - t_{k-1}$ est l'intervalle de temps entre les mesures des capteurs inertiels.

6.5. Modèle d'erreur dynamique des équations de l'INS

Un GNSS/INS intégré nécessite un estimateur optimal pour effectuer la fusion et l'estimation des données. Différents types d'estimateurs peuvent être utilisés en fonction des besoins du système. Comme le filtre de Kalman (KF) a traditionnellement été utilisé pour l'intégration de capteurs de navigation, on examine ce point plus en détail. Le repère local est généralement choisi pour la mise en œuvre de cette intégration pour les applications de navigation. Les erreurs d'INS sont dues à des erreurs d'état initial, des erreurs de capteurs inertiels et des erreurs de calcul. Par conséquent, des modèles d'erreurs sont nécessaires pour l'analyse et l'estimation des différentes sources d'erreurs associées à un INS.

Le vecteur d'état d'erreur pour les équations de navigation inertielle du repère local est constitué des erreurs le long des coordonnées géodésiques curvilignes (erreur de latitude $\delta\phi$, de longitude $\delta\lambda$, et d'altitude δh), les erreurs des vitesses de référence de la Terre (erreur de vitesse du Nord δv_n , erreur de vitesse de l'Est δv_e , l'erreur de vitesse vers le bas δv_d) et l'erreur dans les trois angles d'attitude (erreur de tangage $\delta\theta$, erreur de roulis $\delta\phi$, erreur de lacet $\delta\psi$). Il comprend également les biais de l'accéléromètre et les dérives du gyroscope. Le vecteur d'états d'erreur complet est donc :

$$\delta \mathbf{x}_{15 \times 1}^L = [\delta \mathbf{r}_{3 \times 1}^L, \delta \mathbf{v}_{3 \times 1}^L, \delta \Psi_{3 \times 1}^L, \delta \mathbf{f}_{3 \times 1}, \delta \boldsymbol{\omega}_{3 \times 1}]^T \quad (6.33)$$

Où :

$\delta \mathbf{r}^L = [\delta\phi, \delta\lambda, \delta h]^T$ est le vecteur d'erreur de position,

$\delta \mathbf{v}^L = [\delta v_n, \delta v_e, \delta v_d]^T$ est le vecteur d'erreur de vitesse ,

$\delta \Psi^L = [\delta\theta, \delta\phi, \delta\psi]^T$ est le vecteur d'erreur d'attitude,

$\delta \mathbf{f} = [\delta f_x, \delta f_y, \delta f_z]^T$ est le vecteur d'erreur de l'accéléromètre (constitué de dérives),

$\delta \boldsymbol{\omega} = [\delta \omega_x, \delta \omega_y, \delta \omega_z]^T$ est le vecteur d'erreur du gyroscope (constitué de dérives).

Les modèles d'erreur linéarisés pour ces erreurs sont résumés ci-dessous.

Erreurs de position dans le repère L

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \delta \phi \\ \delta \lambda \\ \delta \dot{h} \\ \delta \dot{\mathbf{r}}^L \end{bmatrix}}_{\delta \dot{\mathbf{r}}^L} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & & & \\ (R_M + h) & & & \\ & 1 & & \\ & (R_N + h) \cos \varphi & & \\ & & 0 & \\ & & & -1 \end{bmatrix}}_{F_r} \underbrace{\begin{bmatrix} \delta v_n \\ \delta v_e \\ \delta v_d \\ \delta \mathbf{v}^L \end{bmatrix}}_{\delta \mathbf{v}^L} \quad (6.34)$$

Erreurs de vitesse dans le repère L

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \delta \dot{v}_n \\ \delta \dot{v}_e \\ \delta \dot{v}_d \\ \delta \dot{\mathbf{v}} \end{bmatrix}}_{\delta \dot{\mathbf{v}}} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & -f_d & f_e \\ f_d & 0 & -f_n \\ -f_e & f_n & 0 \end{bmatrix}}_{F_v} \underbrace{\begin{bmatrix} \delta \phi \\ \delta \theta \\ \delta \psi \end{bmatrix}}_{\delta \boldsymbol{\psi}} + \underbrace{\begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix}}_{R_B^L} \underbrace{\begin{bmatrix} \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{bmatrix}}_{\delta \mathbf{f}} \quad (6.35)$$

Où f_n , f_e et f_d sont les accélérations corporelles transformées dans repère local.

Erreurs d'attitude dans le repère L

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \delta \phi \\ \delta \theta \\ \delta \psi \end{bmatrix}}_{\delta \boldsymbol{\psi}^L} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & & & \\ (R_M + h) & & & \\ & -1 & & \\ & (R_N + h) & & \\ & -\tan \varphi & & \\ & (R_N + h) & & \end{bmatrix}}_{F_\psi} \underbrace{\begin{bmatrix} \delta v_n \\ \delta v_e \\ \delta v_d \\ \delta \mathbf{v}^L \end{bmatrix}}_{\delta \mathbf{v}^L} - \underbrace{\begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix}}_{R_B^L} \underbrace{\begin{bmatrix} \delta \omega_x \\ \delta \omega_y \\ \delta \omega_z \end{bmatrix}}_{\delta \boldsymbol{\omega}} \quad (6.36)$$

Erreurs de biais de l'accéléromètre

Pour les biais stochastiques des accéléromètres, le taux de variation temporelle des erreurs de biais peut être exprimé comme suit :

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \delta \dot{f}_x \\ \delta \dot{f}_y \\ \delta \dot{f}_z \end{bmatrix}}_{\delta \dot{\mathbf{f}}^B} = \underbrace{\begin{bmatrix} -\beta_{fx} & 0 & 0 \\ 0 & -\beta_{fy} & 0 \\ 0 & 0 & -\beta_{fz} \end{bmatrix}}_{F_f} \underbrace{\begin{bmatrix} \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{bmatrix}}_{\delta \mathbf{f}^B} + \underbrace{\begin{bmatrix} \sqrt{2\beta_{fx}\sigma_{fx}^2} \\ \sqrt{2\beta_{fy}\sigma_{fy}^2} \\ \sqrt{2\beta_{fz}\sigma_{fz}^2} \end{bmatrix}}_{\sigma_f} \boldsymbol{\epsilon} \quad (6.37)$$

Où

$\beta_{f_x}, \beta_{f_y}, \beta_{f_z}$ sont les inverses des temps de corrélation associés à la séquence d'autocorrélation de $\delta f_x, \delta f_y$ et δf_z ,

$\sigma_{f_x}^2, \sigma_{f_y}^2, \sigma_{f_z}^2$ sont les variances associées aux erreurs de l'accéléromètre,

ϵ est le bruit blanc gaussien à variation unitaire.

Erreurs de dérive du gyroscope

De même, pour les biais stochastiques des gyroscopes, le taux de variation temporelle des erreurs de biais peut être écrit comme suit :

$$\delta \dot{\omega} = \underbrace{\begin{bmatrix} \delta \dot{\omega}_x \\ \delta \dot{\omega}_y \\ \delta \dot{\omega}_z \end{bmatrix}}_{\delta \dot{\omega}} = \underbrace{\begin{bmatrix} -\beta_{\omega x} & 0 & 0 \\ 0 & -\beta_{\omega y} & 0 \\ 0 & 0 & -\beta_{\omega z} \end{bmatrix}}_{F_{\omega}} \underbrace{\begin{bmatrix} \delta \omega_x \\ \delta \omega_y \\ \delta \omega_z \end{bmatrix}}_{\delta \omega} + \underbrace{\begin{bmatrix} \sqrt{2\beta_{\omega x}\sigma_{\omega x}^2} \\ \sqrt{2\beta_{\omega y}\sigma_{\omega y}^2} \\ \sqrt{2\beta_{\omega z}\sigma_{\omega z}^2} \end{bmatrix}}_{\sigma_{\omega}} \epsilon \quad (6.38)$$

Où

$\beta_{\omega x}, \beta_{\omega y}, \beta_{\omega z}$ sont les inverses des temps de corrélation associés à la séquence d'autocorrélation de $\delta \omega_x, \delta \omega_y$ et $\delta \omega_z$,

$\sigma_{\omega x}^2, \sigma_{\omega y}^2, \sigma_{\omega z}^2$ sont les variances associées aux erreurs du gyroscope,

ϵ est le bruit blanc Gaussien à variation unitaire.

Ces modèles d'erreur seront utilisés pour l'architecture d'intégration INS/GNSS à couplage lâche, dans la section 6.6.

6.6. Intégration GNSS/INS

Au cours de la dernière décennie, différentes approches pour l'intégration GNSS/INS ont été adoptées et beaucoup d'entre elles ont été étudiées pour différents types d'unités de mesure inertielle (IMU). Les trois architectures d'intégration les plus connues sont : l'intégration à couplage lâche, l'intégration à couplage serré et l'intégration à couplage ultra-serré. L'intégration à couplage ultra-serré [10], [65]–[72] implique le traitement du signal en bande de base des récepteurs GNSS (c'est-à-dire les boucles de poursuite numériques), ce qui n'est généralement pas accessible avec des produits commerciaux. Dans la technique à couplage serré [73]–[78], les mesures brutes GNSS (c'est-à-dire pseudo-distances, Doppler,...) et les mesures provenant des capteurs inertiels pour estimer le PVT sont traitées à travers un filtre de Kalman. Dans le cas de la méthode à couplage lâche [10], [79]–[81], les positions et les vitesses estimées par le récepteur GNSS sont combinées avec la solution de navigation INS.

Selon les exigences de l'application, différentes architectures de couplage doivent être prises en compte, en mettant également l'accent sur les différentes propriétés de la solution de navigation fournie. Dans ce chapitre, on présente l'intégration GNSS/INS à couplage lâche qui donne de bonnes performances pour une intégration assez simple ; de plus, dans nos conditions, on ne peut pas collecter des données brutes GNSS et des données INS ensemble. On ne collecte que des données INS et les positions par GNSS (qui est déterminé par le téléphone portable). Dans ce cas, les capteurs eux-mêmes sont complètement indépendants les uns des autres. En utilisant les données inertielles en plus des conditions initiales, un calcul dit « strapdown » génère la solution INS pour la position, la vitesse et l'attitude. En suivant l'approche de

positionnement, les systèmes GNSS fournissent également un résultat de navigation contenant la position, la vitesse et le temps. Les deux solutions sont combinées par un filtre de Kalman intégré fournissant d'une part des estimations de la solution de navigation intégrée et d'autre part les états d'erreur actuels du capteur inertielle comme les biais ou les facteurs d'échelle. Ces erreurs sont utilisées de manière récursive pour améliorer la précision de la solution de navigation inertielle.

Ici, on applique le filtre de Kalman pour déterminer la position et la vitesse. Le filtre de Kalman est composé de deux équations :

Equation d'état :

$$\delta \dot{\mathbf{x}} = F \delta \mathbf{x} + G \epsilon \quad (6.39)$$

Où $\delta \mathbf{x}$ est le vecteur d'erreur d'état dans l'équation (6.33) ; ϵ est vecteur de bruit du système ($\epsilon \sim N(0, Q)$) ; G est le vecteur de distribution du bruit, qui comprend les variances associées au vecteur d'état.

$$G = [\sigma_{r,1 \times 3}, \sigma_{v,1 \times 3}, \sigma_{\psi,1 \times 3}, \sigma_{f,1 \times 3}, \sigma_{\omega,1 \times 3}] \quad (6.40)$$

F est la matrice de coefficient dynamique qui, comme expliqué précédemment, contient les modèles d'erreur de l'INS pour la position, la vitesse, l'attitude et les capteurs inertiels. Selon les expressions pour les erreurs dans les équations Eq. (6.34)-(6.38). On peut écrire la matrice F sous la forme :

$$F = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & F_r & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & F_v & R_B^L & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & F_\psi & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & -R_B^L \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & F_f & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & F_\omega \end{bmatrix} \quad (6.41)$$

Equation d'observation :

$$\delta \mathbf{z} = H \delta \mathbf{x} + \eta \quad (6.42)$$

Où $\delta \mathbf{z}$ est vecteur d'erreur d'observations ; H est la matrice d'observabilités caractérisant le lien entre le vecteur d'état et le vecteur d'observations et η est vecteur de bruit de mesures, ($\eta \sim N(0, R)$).

Le filtrage de Kalman est formulé en deux étapes : prédiction et mise à jour.

Etape 1 : prédiction

L'état $\delta \hat{\mathbf{x}}_k^-$ est prédit comme :

$$\delta \hat{\mathbf{x}}_k^- = \Phi_k \delta \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \quad (6.43)$$

Où Φ_k est la matrice de transition d'état de t_{k-1} à t_k qui est déterminée à l'aide d'une série de Taylor du premier ordre :

$$\Phi_k = I + F_{k/k-1} \Delta T \quad (6.44)$$

Où I est la matrice unité, ΔT est l'intervalle entre deux époques.

La prédiction de covariance provient de l'équation d'état :

$$P_k^- = \Phi_k P_{k-1} \Phi_k^T + G_k Q_k G_k^T \quad (6.45)$$

Q_k est la matrice de covariance des processus, $Q_k = E[\epsilon_k \epsilon_k^T]$

Etape 2 : Mise à jour

Le modèle de mesure d'un filtre de Kalman à l'instant t_k est exprimé sous la forme suivante :

$$\delta \mathbf{z}_k = H_k \delta \mathbf{x}_k + \boldsymbol{\eta}_k \quad (6.46)$$

Avec $\delta \mathbf{z}_k$ constitué des différences entre coordonnées de position et les vitesses prédites par l'INS et les valeurs correspondantes mesurées par le GNSS, comme suit :

$$\delta \mathbf{z}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_{INS}^L - \mathbf{r}_{GNSS}^L \\ \mathbf{v}_{INS}^L - \mathbf{v}_{GNSS}^L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_{INS} - \varphi_{GNSS} \\ \lambda_{INS} - \lambda_{GNSS} \\ h_{INS} - h_{GNSS} \\ v_{n,INS} - v_{n,GNSS} \\ v_{e,INS} - v_{e,GNSS} \\ v_{d,INS} - v_{d,GNSS} \end{bmatrix} \quad (6.47)$$

Dans l'Eq. (6.46) $\delta \mathbf{x}_k$ est le vecteur d'état et $\boldsymbol{\eta}_k$ est un vecteur de bruit de mesure ; le terme H_k est la matrice de conception de la mesure au moment t_k et il écrit les combinaisons linéaires de variables d'état que comprennent \mathbf{z}_k en l'absence de bruit. Puisque dans l'intégration à couplage lâche, les mesures correspondent directement aux états des erreurs de position et de vitesse, H_k a donc la forme simple suivante :

$$H_k = [I_{6 \times 6} \quad 0_{6 \times 9}] \quad (6.48)$$

On dispose également d'une importante matrice de covariance R_k . La matrice R_k contient les variances des états mesurés sur sa diagonale et est défini comme suit :

$$R_k = E[\boldsymbol{\eta}_k \boldsymbol{\eta}_k^T] = \begin{bmatrix} \sigma_\varphi^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\lambda^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_h^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{v_n}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{v_e}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{v_d}^2 \end{bmatrix} \quad (6.49)$$

Le gain de Kalman peut être défini par :

$$K = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \quad (6.50)$$

L'état estimé $\delta \hat{\mathbf{x}}_k$ et la covariance P_k sont mis à jour en tant que sortie du filtre de Kalman :

$$\delta \hat{\mathbf{x}}_k = \delta \hat{\mathbf{x}}_k^- + K(\delta \mathbf{z}_k - H_k \delta \hat{\mathbf{x}}_k^-) \quad (6.51)$$

$$P_k = (I - KH_k) * P_k^- \quad (6.52)$$

Ensuite, ce processus de prédiction – mise à jour est répété jusqu'à ce que l'algorithme converge.

6.7. Résultats

Pour appliquer l'algorithme couplage lâche de données GNSS/INS, on collecte des données réelles à partir d'un téléphone portable « Xiaomi 8 ». Les données sont enregistrées à l'aide de l'application « GetSensorData 2.0 » (Figure 6.8). Ce téléphone utilise le capteur inertiel « ICM20690 » avec le taux d'échantillonnage de 50 Hz. On a tenu le téléphone portable dans la main pour collecter des données. La structure des données est présentée par Antonio et al. [82].

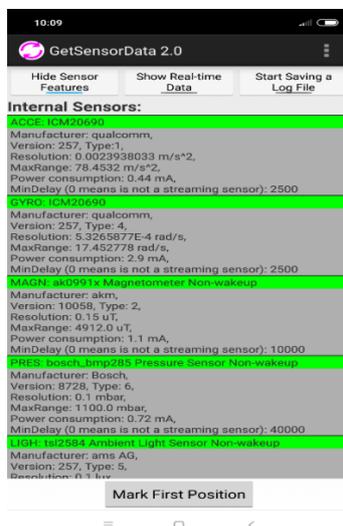


Figure 6.8 : Logiciel « GetSensorData 2.0 »

La Figure 6.9 et la Figure 6.10 montrent environ 6 minutes de trajectoire estimée. La trajectoire correspond à un tour du terrain de Rugby de l'ENSTA Bretagne. En raison de l'absence d'équipements de vérification appropriés, il n'y a pas de trajectoire de référence. Par conséquent, il n'est pas possible de déterminer les erreurs de position. Cependant, l'expérience a été menée dans un environnement d'espace libre, on peut donc utiliser les résultats GNSS comme référence (Figure 6.10).

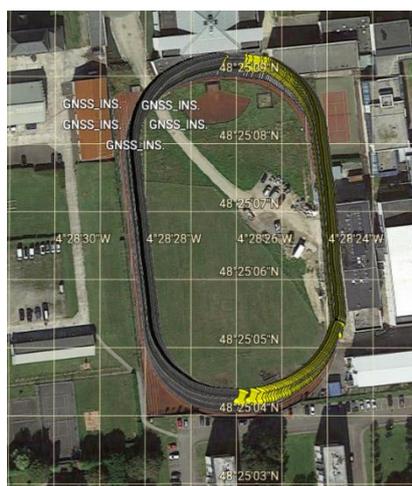


Figure 6.9 : La route au sol sur « Google Earth »

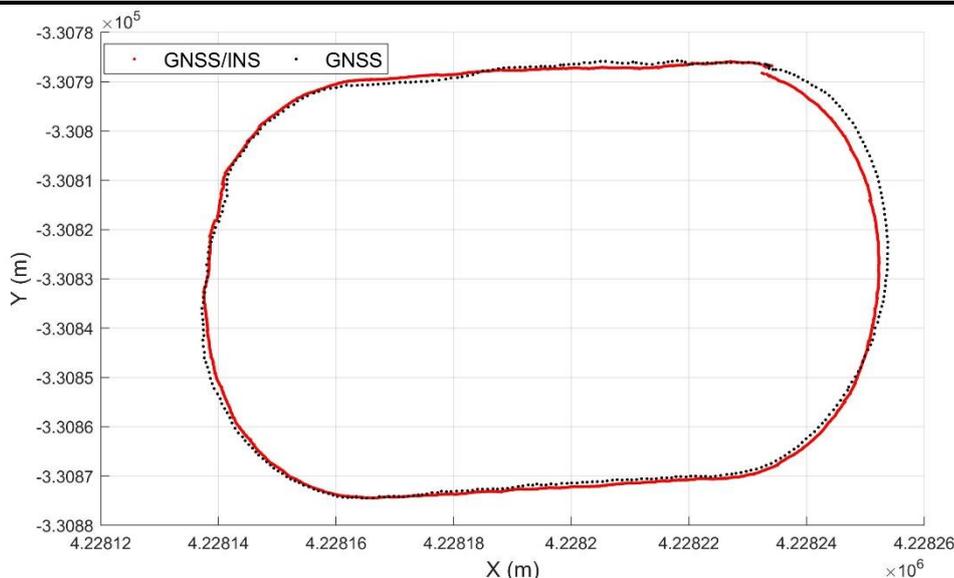


Figure 6.10 : Comparaison des positions des données GNSS et GNSS/INS

La Figure 6.10 présente la comparaison des positions du récepteur entre les données GNSS et les données GNSS/INS dans le repère E. Les positions INS sont corrigées par les données GNSS, les deux trajectoires sont assez proches. Pour voir les différences entre les deux trajectoires, on peut zoomer une partie de la trajectoire comme illustré par la Figure 6.11.

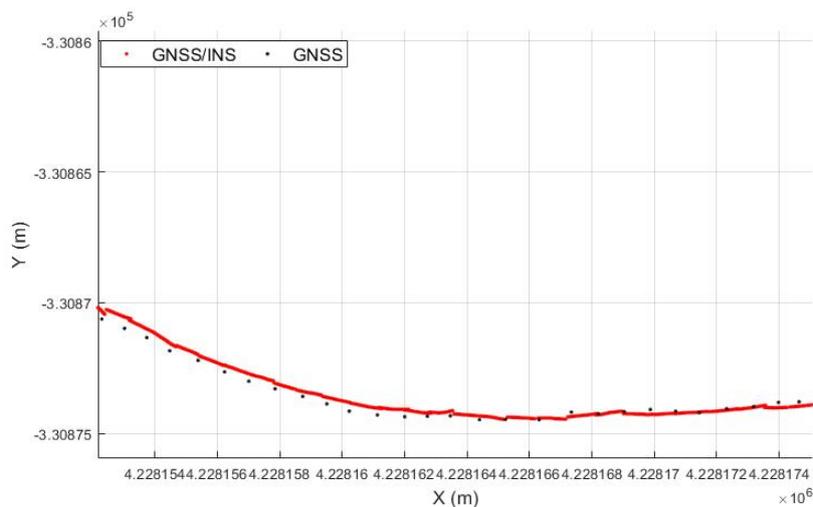


Figure 6.11 : Zoom sur une partie de la trajectoire

La Figure 6.11 présente une partie de la trajectoire du récepteur pour des données INS après correction par des données GNSS (courbe rouge). On peut voir que cette trajectoire suit la trajectoire (courbe noire) obtenue par les données GNSS. Ce résultat montre qu'il est possible d'utiliser des données INS pour déterminer la position d'un récepteur lors de coupures GNSS.

Après avoir déterminé les positions, on détermine les orientations du récepteur. La Figure 6.12 montre l'estimation des orientations obtenues par l'intégration GNSS/INS. Cette figure présente les trois angles : roulis (ϕ), tangage (θ), et lacet (ψ).

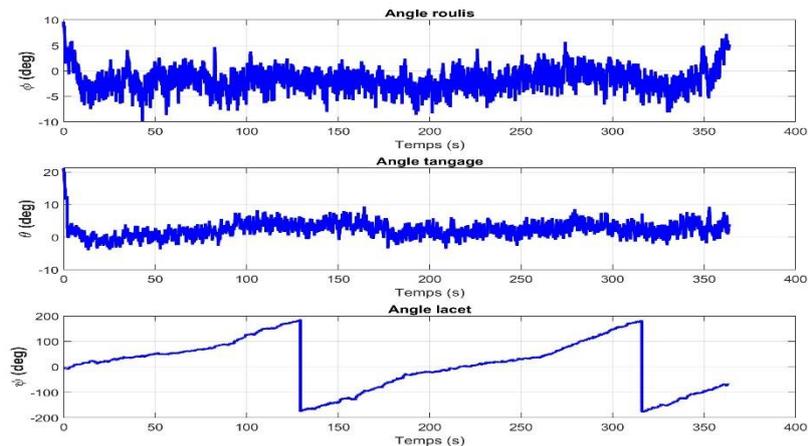


Figure 6.12 : Attitudes pour une intégration GNSS/INS à faible coût

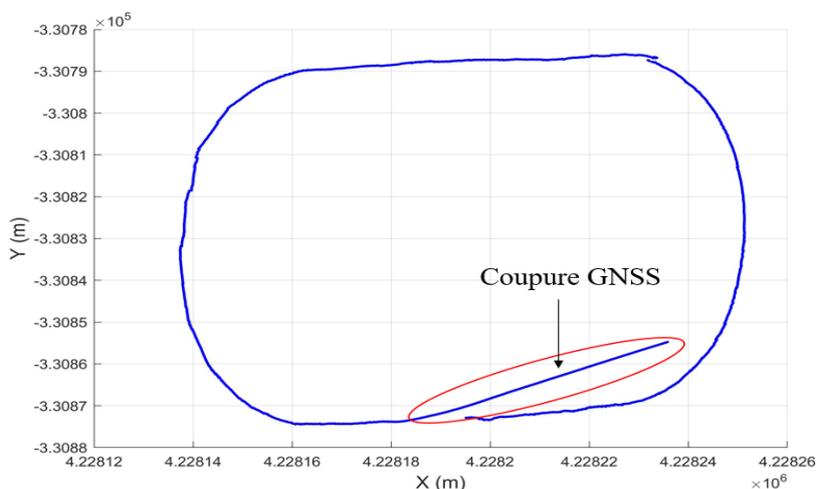


Figure 6.13 : Positions avec des signaux GNSS bloqués

La Figure 6.13 présente les positions du récepteur lors d’une coupure des signaux GNSS. Pour cette simulation, on a arrêté l’acquisition des données GNSS pendant environ 20 secondes. La trajectoire pendant que le GNSS est coupé est différente de la trajectoire réelle. La principale raison ici est que la qualité du capteur INS n’est pas bonne, il contient des erreurs qui vont s’accumuler lors du calcul des positions. Ces résultats montrent qu’il est possible d’obtenir un positionnement correct à partir d’un capteur INS suffisamment précis lors d’une coupure des signaux GNSS.

6.8. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté la fusion de données GNSS et de données INS. Dans les données INS, on détermine la position du récepteur basé sur des mesures de l’accélération et de la vitesse angulaire. Nous avons présenté une variété de repères de coordonnées dans les algorithmes de navigation inertielle : repère inertiel terrestre (I), repère fixe terrestre (E), repère local (L) et repère du mobile (B). Nous avons présenté des algorithmes pour déterminer dans le repère local, la position, la vitesse et l’attitude du récepteur en s’appuyant sur des données INS.

Algorithmes de fusion des données GNSS/INS pour le positionnement

A cause de la disponibilité limitée des données réelles nous avons alors réalisé l'intégration GNSS/INS à couplage lâche dans ce mémoire. Dans le future proche, on va réduire les bruits liés au capteur INS à l'aide des algorithmes de machine learning du type « deep learning ». Et puis, on complétera la fusion des données GNSS avec des données INS en appliquant deux algorithmes : intégration GNSS/INS à couplage serré et intégration GNSS/INS à couplage ultra-serré.