

Hybridation lâche GNSS-INS augmentée de contraintes en environnements difficiles

■ Sènakpon Bruno Patience DOKPOMIWA

La navigation par GNSS en milieu urbain est difficile, impactant les véhicules autonomes qui requièrent une haute précision. La fusion des données GNSS avec les systèmes inertiels est une solution, mais elle peut entraîner une dérive sans signaux GNSS. Pour résoudre ce problème sans coûts additionnels, des contraintes spécifiques sont appliquées pour stabiliser l'INS. Une hybridation lâche GNSS-INS est proposée dans ce document via un filtre de Kalman étendu estimant les erreurs (ES-EKF), renforcée par des contraintes non holonomiques (NHC) basées sur la cinématique des véhicules. Des tests initiaux montrent une amélioration grâce à cette approche, soulignant le potentiel d'une meilleure fusion des données GNSS et INS sans l'ajout de capteurs additionnels.

MOTS-CLÉS

GNSS, hybridation GNSS-INS, filtre de Kalman, ES-EKF, contraintes non holonomiques

Contexte

La navigation précise, en particulier pour les véhicules en milieu urbain, est au cœur des recherches actuelles, à l'ère des véhicules autonomes. L'intégration INS-GNSS est identifiée comme une solution majeure à ces défis. Toutefois, cette fusion présente des défis. Les avancées, telles que le Positionnement Ponctuel Précis (PPP) du GNSS, suggèrent un potentiel d'amélioration significatif. GEOFLEX, un leader dans la géolocalisation, capitalise sur cette approche, offrant des services GNSS haute précision grâce à la technologie PPP et accessoirement, RTK. Reconnaisant l'importance de l'hybridation INS-GNSS, GEOFLEX mise sur l'INS pour une navigation continue et le PPP pour sa précision sans stations de référence à proximité. L'ajout de contraintes externes renforce cette précision, surtout en l'absence du GNSS. Le stage chez GEOFLEX vise à optimiser cette fusion, intégrant des contraintes pour améliorer la précision et la fiabilité.

Le défi est de garantir une fusion précise et robuste entre GNSS et INS, intégrant efficacement ces contraintes. L'évaluation de cette méthode détermi-

nera sa valeur ajoutée en matière de précision et de disponibilité.

GNSS

Les GNSS fournissent une position tridimensionnelle à partir de signaux radio émis par des satellites. Les principaux systèmes GNSS en opération incluent le GPS, GLONASS, GALILEO, et BEIDOU. Bien que différents dans leur architecture, ils fonctionnent de manière similaire. Chaque système se compose de satellites, d'un réseau de contrôle au sol et d'équipements utilisateurs. Le récepteur GNSS mesure le temps de propagation des signaux d'au moins quatre satellites pour déterminer la position de l'utilisateur. Le récepteur détermine également sa vitesse en utilisant le principe du décalage de Doppler causé par le mouvement relatif entre les satellites et lui-même. Le fonctionnement du récepteur est plus détaillé dans différents documents dont : Kaplan et Hegarty (2006), Groves (2013) et Collilieux (2022).

La position via GNSS peut être déterminée en utilisant les mesures du code ou de la phase des signaux des satellites :
- La mesure sur le code est modélisée

par :

$$p(t) = \rho(t) - c * \delta t^i(t) + c * \delta t_j(t) + \delta^i_{orb}(t) + \delta_{iono}(t) + \delta_{tropo}(t) + \tau_{relat} + \eta$$

- La mesure sur la phase est donnée par :

$$\Phi(t) = \rho(t) - c * \delta t^i(t) + c * \delta t_j(t) + N\lambda + \delta^i_{orb}(t) - \delta_{(iono,\lambda)}(t) + \delta_{tropo}(t) + \tau_{relat} + \eta_\Phi$$

p étant la pseudo distance et c la vitesse de la lumière, ρ est la distance géométrique entre le satellite et l'antenne du récepteur ; δt est l'erreur d'horloge (i pour le satellite et j pour le récepteur). δ^i_{orb} , δ_{iono} , et δ_{tropo} représentent respectivement les erreurs d'orbite du satellite, l'erreur ionosphérique et l'erreur troposphérique, τ_{relat} représente l'effet de la relativité.

η représente les autres erreurs dont les multitrajets éventuels, le biais de code du récepteur et celui du satellite, le bruit de mesure. Et η_Φ , contient désormais les autres erreurs dont les biais électroniques du récepteur pour la longueur d'onde λ et le bruit de mesure.

Notons que dans le modèle de la mesure GNSS proposée, nous faisons l'hypothèse que la correction des marées terrestres, la correction de centre de phase pour le satellite et le récepteur, ainsi que la *phase wind up*¹, ont bien été pris en compte. N , est l'ambiguïté entière pour le récepteur.

Se basant sur cette modélisation fine des mesures de code et de phase, le PPP est une méthode avancée de positionnement qui calibre chaque erreur des GNSS et fonctionne sans station de référence proche, offrant une précision à quelques centimètres. GEOFLEX dispose de l'exclusivité de commercialiser les corrections PPP brevetés par le Centre national d'études spatiales

¹ https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Carrier_Phase_Wind-up_Effect





(CNES) permettant d'effectuer un positionnement centimétrique.

Toutefois, cette technologie présente des limitations, notamment les obstructions dues à l'environnement ou des erreurs inhérentes au signal, d'où l'intérêt de la fusionner avec un système de navigation inertielle permettant d'améliorer la précision et la continuité de la solution de positionnement dans des environnements contraints.

Navigation inertielle

La navigation inertielle (INS) est essentielle pour garantir la continuité de la solution de navigation, notamment lorsque les signaux satellites sont inaccessibles. L'INS fonctionne grâce à l'unité de mesure inertielle (IMU), équipée de trois accéléromètres et trois gyroscopes orthogonaux.

En mesurant les accélérations linéaires et les vitesses angulaires d'un objet, une IMU permet de calculer des informations relatives sur la position, la vitesse et l'orientation de cet objet par rapport à une référence initiale. Cependant, contrairement aux systèmes GNSS, elle ne délivre pas directement une position, mais des données permettant d'estimer la trajectoire. Les accéléromètres, même à l'arrêt, perçoivent l'accélération due à la gravité, une donnée à corriger pour obtenir l'accélération réelle. En intégrant ces accélérations, on peut déduire les variations de vitesse et, par une intégration supplémentaire, la position. Les gyroscopes, de leur côté, mesurent les variations d'orientation. Récemment, l'avènement des technologies MEMS (*Microelectromechanical systems*) a miniaturisé l'IMU, fusionnant accéléromètres et gyroscopes, ce qui a élargi son champ d'application, notamment en robotique et dans les véhicules autonomes. Les transformations entre différents repères, comme le repère de l'objet (*body frame*) et le repère de navigation (*navigation frame*), sont essentielles pour interpréter correctement les données de l'IMU. En résumé, l'INS est un outil autonome permettant une navigation continue, basé sur l'estimation de la trajectoire à partir des mesures d'accélération et d'orientation.

Repères de référence

La navigation inertielle nécessite une compréhension approfondie des différents repères pour interpréter et transformer correctement les données. *Body-Frame (b-frame)* : C'est le repère attaché directement à l'objet (comme un véhicule ou un drone). Dans ce repère, l'axe F (*Front*) pointe vers l'avant de l'objet, l'axe R (*Right*) pointe vers la droite, et l'axe D (*Down*) pointe vers le bas. Pour une IMU rigidement attachée à l'objet et dont l'alignement avec cet objet est supposé parfait, les mesures d'accélérations et de rotations sont fournies dans ce repère.

Navigation-Frame (n-frame) : C'est un repère terrestre dont l'origine est un point défini localement. Dans ce repère, l'axe N (*North*) pointe vers le nord géographique, l'axe E (*East*) pointe vers l'est, et l'axe D (*Down*) pointe vers le centre de la Terre. C'est un repère utile pour représenter la position et l'orientation d'un véhicule par rapport à la Terre.

E-Frame (ECEF) : Signifiant *Earth-Centered, Earth-Fixed*, c'est un repère tridimensionnel cartésien dont le centre est le centre de masse de la Terre. Il tourne avec la Terre.

I-Frame (ECI) : Signifiant *Earth-Centered Inertial*, c'est un repère qui est centré sur la Terre, mais qui ne tourne pas avec elle.

Chaque repère a ses avantages et est utilisé dans des contextes spécifiques, selon les besoins de l'application en question.

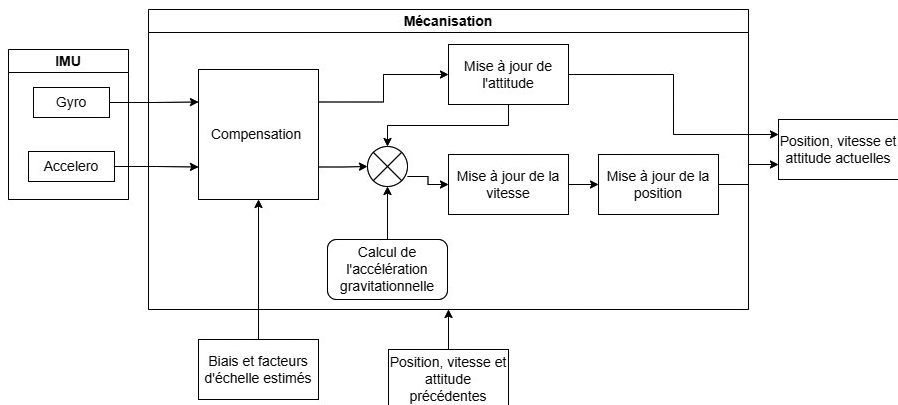


Figure 1. Mécanisation de l'INS.

Godha (2006), Petovello (2003), Jekeli (2001), Scherzinger (2000) et Shin (2005) détaillent la navigation inertielle et l'hybridation GNSS-INS.

Mécanisation de l'INS

La mécanisation transforme les données d'une IMU en informations de position, vitesse et attitude, basées sur des équations spécifiques (Savage, 2007). L'architecture de ces équations dépend du repère de référence. Dans notre contexte, la mécanisation utilise un *strapdown* IMU (SINS) dans le repère de navigation (NED), offrant des données facilement interprétables malgré une complexité accrue. La mécanisation s'effectue en deux étapes : intégration des vitesses angulaires pour déterminer l'orientation, puis rotation des accélérations pour obtenir variations de vitesse et de position. Ces étapes requièrent des précautions, notamment pour éviter des erreurs liées aux mouvements rapides, comme les phénomènes de *coning* et de *sculling*. Pour y remédier, il est crucial de protéger les capteurs des vibrations, de réaliser des intégrations à haute fréquence et parfois d'adopter des approximations, comme le décrivent (Noureldin, Karamat and Georgy, 2013), (Groves, 2008).

La figure 1 résume la mécanisation de l'INS, détaillée plus bas.

Les mesures brutes en sortie de l'IMU sont compensées des différentes erreurs de l'IMU, puis les vitesses angulaires sont intégrées pour mettre à jour l'attitude de la voiture. Ensuite, cette orientation est employée pour



faire pivoter les accélérations, qui sont ensuite corrigées de la gravité et de la force de Coriolis, dans le repère de navigation. Après deux intégrations successives, on obtient les variations de vitesse et de position.

La procédure décrite ci-dessus est exprimée en termes mathématiques par l'équation (2.9) (Niu and Chen, 2022) :

$$\begin{bmatrix} \dot{r}^n \\ \dot{v}^n \\ \dot{c}_b^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_R^{-1} v^n \\ C_b^n f_{ib}^b + g_p^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) * v^n \\ C_b^n (\omega_{ib}^b \times) - (\omega_{in}^b \times) C_b^n \end{bmatrix}$$

Équation 1. Équation de mécanisation dans le repère de navigation.

$$\text{Où } r = \begin{bmatrix} \varphi \\ \lambda \\ h \end{bmatrix}; v = \begin{bmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \end{bmatrix} \text{ et } \varepsilon = \begin{bmatrix} \theta \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix}$$

D_R^{-1} est la matrice permettant de transformer les composantes de la vitesse en dérivée des coordonnées géographiques et s'exprime de la manière suivante.

$$D_R^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \frac{RM+h}{RN+h} \cos\varphi & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

Avec RM, RN et h représentent respectivement le rayon de courbure de la Terre dans le plan méridien, le rayon de courbure de la Terre de la verticale principale et la hauteur ellipsoïdale.

$$RM = \frac{a(1-e^2)}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 \varphi}}; RN = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 \varphi}}$$

Équation 2. Calcul des rayons de courbure.

$\omega_{ie}^n, \omega_{en}^n, \omega_{ib}^b, \omega_{in}^b$ représentent respectivement la vitesse de rotation de la Terre dans le repère de navigation, la vitesse de rotation du n -frame par rapport au e -frame exprimée dans le n -frame ; la vitesse de rotation du b -frame par rapport au i -frame exprimée dans le b -frame (c'est la valeur mesurée par les gyroscopes) et la vitesse de rotation du n -frame par rapport au i -frame exprimé dans le b -frame (calculée comme suit)

$$\omega_{in}^b = C_b^n (\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)$$

Équation 3. Vitesse de rotation du n -frame par rapport au i -frame dans le b -frame.

$(\omega_{ib}^b \times)$ est la matrice asymétrique issue de ω_{ib}^b . Multipliée par un vecteur v , le résultat correspondrait au produit vectoriel entre ω_{ib}^b et v (*Skew Symmetric Matrix*).

$2\omega_{ie}^n * v^n$ est l'accélération de Coriolis, $\omega_{en}^n * v^n$ est l'accélération centripète liée au mouvement du repère de navigation par rapport au repère ECEF,

g_p^n est le vecteur de gravité, comprenant le terme de gravitation et le terme centripète lié à la rotation de la Terre, f_{ib}^b est la force spécifique mesurée par les accéléromètres dans le b -frame.

Les IMU, bien qu'essentielles pour mesurer les mouvements et rotations, sont sujettes à diverses erreurs telles que le biais, les facteurs d'échelle, le bruit et l'erreur de désalignement. Des méthodes d'identification et de correction, comme la variance d'Allan et le filtre de Kalman, sont utilisées pour atténuer ces erreurs. Cependant, malgré ces corrections, les IMU accumulent des erreurs sur de longues périodes, un phénomène connu sous le nom de dérive.

Fusion GNSS-INS

Il existe plusieurs méthodes pour intégrer les systèmes GNSS et INS (détaillées dans Paul D. Groves (2008)), allant du couplage lâche au couplage profond. Le couplage lâche utilise les positions et vitesses en sortie du GNSS, qu'il combine avec les variations de vitesse angulaires et linéaires. Le couplage serré combine directement les mesures GNSS (code, phase et Doppler) du récepteur GNSS avec les mesures de l'INS. Il est généralement plus performant que le couplage lâche, bien que ce dernier soit plus simple et adapté aux scénarios avec ciel dégagé. Dans le couplage profond, l'hybridation se fait dans l'algorithme du récepteur GNSS. Divers algorithmes, tels que les filtres de Kalman, sont utilisés pour combiner de manière optimale les informations des deux systèmes. Le filtre de Kalman étendu est particulièrement prisé pour sa robustesse et son efficacité en temps réel.

Prédiction du filtre

Nous utilisons un filtre de Kalman avec les erreurs des quantités à estimer dans le vecteur d'état, pour résoudre la non-linéarité du système. Par conséquent, le vecteur d'état est défini comme suit :

$$\delta x(t) = [(\delta r^n)^T \quad (\delta v^n)^T \quad (\delta \varepsilon)^T \quad b_g^T \quad b_a^T \quad s_g^T \quad s_a^T]^T$$

Équation 4. Vecteur d'état de l'ESEKF.

Avec respectivement l'erreur sur la position, l'erreur sur la vitesse, l'erreur sur les angles d'Euler, les biais des gyroscopes, les biais des accéléromètres, les facteurs d'échelle des gyroscopes et ceux des accéléromètres.

La prédiction du vecteur d'état présenté par l'équation 4 devient :

$$\delta x_k = \Phi_{k/k-1} \delta x_{k-1} + w_{k-1}$$

Équation 5. Prédiction du vecteur d'état pour un ES-EKF

La matrice de transition d'état discrète se calcule suivant l'équation 6.

$$\Phi_{k/k-1} = \exp\left(\int_{t_{k-1}}^{t_k} F(t) dt\right)$$

$$\exp\{F(t_{k-1})\Delta t\} \approx I + F(t_{k-1})\Delta t$$

Équation 6. Calcul de la matrice de transition d'état.

La matrice F étant la matrice de transition d'état continue, calculée à partir des équations de la mécanisation inertielle (équation 1).

La matrice de covariance du bruit se calcule comme suit :

$$Q_k = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \Phi_{k/t} G(t) q(t) G^T(t) \Phi_{k/t}^T dt \\ \approx \frac{\Delta t}{2} [\Phi_{k/k-1} G(t_{k-1}) q(t_{k-1}) G^T(t_{k-1}) \Phi_{k/k-1}^T \\ + G(t_k) q(t_k) G^T(t_k)]$$

Équation 7. Matrice de covariance du bruit du système discrétisée.

Avec q, la matrice de covariance du bruit du système. Bien qu'écrite en fonction du temps (t), q est une matrice à valeur constante, déterminée par les paramètres du modèle d'erreur du capteur de l'IMU.

La matrice G :

$$G = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_b^n & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_b^n & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{3 \times 3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{3 \times 3} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

Mise à jour du filtre

La solution GNSS fournit la position et la vitesse du centre de phase de l'antenne, tandis que la mécanisation de



l'INS donne ces valeurs pour le centre de mesure IMU. Étant donné qu'ils ne coïncident pas physiquement, il est nécessaire de corriger l'effet du bras de levier lors de la fusion des données. Après correction du bras de levier, les vecteurs d'observation correspondants sont exprimés comme la différence entre la position (et la vitesse) dérivée de l'INS et l'observation de la position (et la vitesse) GNSS, qui est facilement obtenue comme :

$$\begin{cases} \delta z_r = D_R(r_{I,G}^n - r_G^n) \\ \delta z_v = v_{I,G}^n - v_G^n \end{cases}$$

Équation 8. Vecteurs d'observation de la position et la vitesse.

$r_{I,G}^n, v_{I,G}^n$ désignent la position et la vitesse mesurées par l'IMU au centre de phase de l'antenne GNSS ; r_I^n, v_I^n désignent la position et la vitesse du centre de mesure IMU. Toutes les positions, exprimées en coordonnées géodésiques.

Intégration des contraintes

Pour améliorer la précision de localisation, des contraintes spécifiques basées sur le mouvement du véhicule sont utilisées, comme les *Non-Holonomic Constraints* (NHC) qui considèrent que la vitesse du véhicule est nulle, à un bruit de mesure près, dans une direction perpendiculaire à sa marche avant. Les mises à jour *Zero Velocity Update* (ZUPT) et *Zero Angular Rate Update* (ZARU) sont appliquées lorsque le véhicule est à l'arrêt. Le ZARU peut aussi être appliqué quand le véhicule se déplace en ligne droite, où il contribue à la correction de l'erreur sur le cap. Ces contraintes permettent d'améliorer significativement la performance de l'hybridation GNSS-INS.

$$\Delta\theta_{ib} = \begin{bmatrix} \Delta\theta_{ib,x} \\ \Delta\theta_{ib,y} \\ 0 \end{bmatrix}; \Delta v_{ib} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Équation 9. Formulation du ZARU et du ZUPT respectivement.

Pour appliquer le ZARU et le ZUPT, il faut donc détecter le statisme du véhicule. Nous nous basons sur trois différents paramètres pour détecter le statisme : la magnitude de l'accélération, celle de la vitesse angulaire et la covariance des accélérations entre

les trois axes, comme le recommande (Rågmark, 2021).

Pour les contraintes de vitesse, nous partons du principe qu'un véhicule terrestre se déplace vers l'avant, ce qui implique que la vitesse transversale et la vitesse verticale dans le repère *body* sont nulles à un bruit de mesure près.

$$V_y^b \approx 0 \text{ \& } V_z^b \approx 0$$

Équation 10. Formulation des contraintes de vitesses.

En milieu routier standard, la hauteur du véhicule présente peu de variations, permettant ainsi l'utilisation de la bonne valeur de hauteur précédemment déterminée avant la perte de signal GPS comme référence de contrainte.

Pour les contraintes de vitesse et de hauteur, les vecteurs d'observation sont régis par l'équation 11.

$$\begin{cases} z_{k(v)} = (\delta v_y^b \ \delta v_z^b) \\ z_{k(h)} = (h_k - h_{k-1}) \end{cases}$$

Équation 11. Vecteur d'observation pour les contraintes de vitesse et de hauteur.

avec $\delta v^b = C_n^b * \delta v^n - C_n^b * (v^n \times) * \delta \epsilon$, où $\delta \epsilon$ est l'erreur sur les angles d'Euler, n étant la longueur du vecteur d'état.

Alignement grossier

Afin que le filtre d'hybridation puisse converger rapidement dans les cas où nous ne disposons pas de l'orientation

initiale du véhicule, nous avons aussi implémenté un algorithme d'alignement grossier : le *static coarse alignment*, tel que décrit par Shin (2005).

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \frac{-\tan\phi}{g} & \frac{1}{\omega_e \cos\phi} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-1}{g\omega_e \cos\phi} \\ -1/g & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (f^b)^T \\ (\omega_{ib}^b)^T \\ (f^b \times \omega_{ib}^b)^T \end{bmatrix}$$

Équation 12. Alignement grossier.

Implémentation

■ Compensation

Une IMU fournit des données d'accélération linéaires et de vitesses angulaires. Ces données doivent être intégrées suivant l'équation 13 afin d'obtenir les variations de vitesse et d'angle nécessaires (Shin, 2005).

$$\begin{cases} \Delta\theta_{ib}^b(t) = \int \omega_{ib}^b(t) dt \approx \delta t * \omega_{ib}^b(t) \\ \Delta v_{ib}^b(t) = \int f_{ib}^b(t) dt \approx \delta t * f_{ib}^b(t) \end{cases}$$

Équation 13. Intégration des vitesses angulaires et des accélérations linéaires.

Les sorties réelles des IMU doivent être corrigées des différentes erreurs. Les erreurs de mesure sont donc :

$$\begin{cases} \delta\theta_{ib}^b = b_g + S f_g * \Delta\theta_{ib}^b + N_g * \Delta\theta_{ib}^b + w_g \\ \delta v_{ib}^b = b_a + S f_a * \Delta v_{ib}^b + N_a * \Delta v_{ib}^b + w_a \end{cases}$$

Équation 14. Erreurs de mesure de l'IMU.

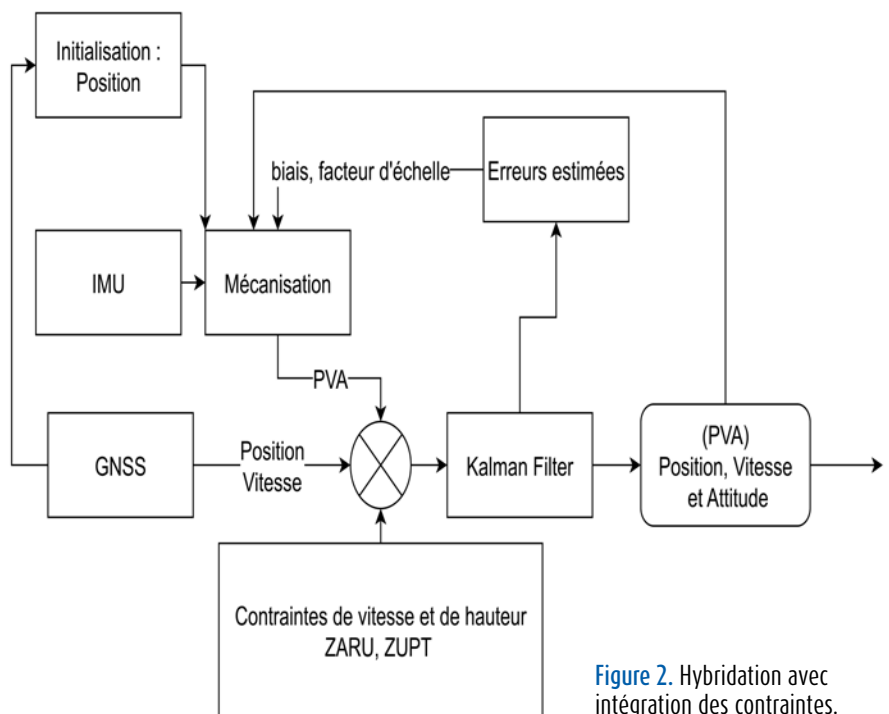


Figure 2. Hybridation avec intégration des contraintes.



Avec $\Delta\theta_{ib}^0$ et Δv_{ib}^0 les sorties brutes de l'IMU ;

Sf est le facteur d'échelle et N est la matrice d'orthogonalité (équation 15) ; w, les matrices de bruit blanc.

Les indices a et g désignent respectivement les données propres à l'accéléromètre et au gyroscope.

$$Sf_i = \begin{bmatrix} Sf_{i,x} & 0 & 0 \\ 0 & Sf_{i,y} & 0 \\ 0 & 0 & Sf_{i,z} \end{bmatrix}$$

et $N_i = \begin{bmatrix} 0 & N_{i,xy} & N_{i,xz} \\ N_{i,yx} & 0 & N_{i,yz} \\ N_{i,zx} & N_{i,zy} & 0 \end{bmatrix}$

Équation 15. Matrices des facteurs d'échelle et d'orthogonalité.

Sf_{i,x}, Sf_{i,y}, Sf_{i,z} sont les erreurs du facteur d'échelle du capteur i sur les axes x, y et z, respectivement. Les éléments N_{i,xy} représentent les erreurs non orthogonales entre les accéléromètres/gyroscopes dans les axes x et y, et w_i les bruits.

Une fois la compensation effectuée, nous pouvons passer à la mise à jour de la vitesse, de la position et de l'attitude.

■ Mise à jour de la vitesse

Pour la mise à jour de la vitesse, on détermine la position et la vitesse à l'instant t_{k-1/2} avant de passer à la vitesse à l'instant t_k. La formule de la mise à jour de la vitesse se présente comme suit (équation 16) : (Shin, 2005; Savage, 2007 ; Niu and Chen, 2022).

$$\begin{cases} v_k^n = v_{k-1}^n + \Delta v_{f,k}^n + \Delta_{g/cor,k}^n \\ \Delta_{g/cor,k}^n = [g_p^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) * v^n]_{t_{k-1/2}} \Delta t \\ \Delta_{f,k}^n = \left[I - \frac{1}{2} (\zeta_{n(k-1),n(k)} \times) \right] C_{b(k-1)}^{n(k-1)} \Delta v_{f,k}^{b(k-1)} \\ \zeta_{n(k-1),n(k)} = (\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)_{t_{k-1/2}} \Delta \\ \Delta v_{f,k}^{b(k-1)} = \Delta v_k + \frac{1}{2} \Delta \theta_k * \Delta v_k + \frac{1}{2} (* \Delta v_k + \Delta v_{k-1} * \Delta \theta_k) \end{cases}$$

Équation 16. Mise à jour de la vitesse.

$\Delta_{g/cor,k}^n$ est la correction due à la gravité et à la force Coriolis ; $\Delta v_{f,k}^n$ est la vitesse incrémentale due à la force spécifique ; $\zeta_{n(k-1),n(k)}$ est le vecteur de rotation dans le repère de navigation entre les instants t_{k-1} et t_k. Il exprime l'évolution du repère de navigation par rapport au repère inertiel. Il est généralement très petit et n'a pas eu d'impact sur les résultats dans notre cas.

$\Delta v_{f,k}^{b(k-1)}$ est la correction du mouvement de rotation et de *sculling*.

Les deuxième et troisième termes du côté droit de l'équation ci-dessus sont

appelés respectivement le terme de compensation de l'effet de rotation et le terme de compensation de l'effet de palette (*rotational and sculling motion*). Ils sont nécessaires, car nous ne pouvons intégrer simultanément l'accélération linéaire et la vitesse dans une implémentation numérique (Shin, 2005 ; Niu and Chen, 2022).

ω_{ie}^n et ω_{en}^n étant des fonctions de la position et de la vitesse, ils doivent donc être calculés préalablement. N'ayant pas encore les valeurs de la position et de la vitesse à l'instant t_k, il faut donc faire une extrapolation :

$$h_{k-1/2} = h_{k-1} - \frac{v_{D,k-1} \cdot \Delta t_k}{2}$$

Équation 17. Extrapolation de la hauteur.

On calcule par la suite les matrices de passage du repère de navigation au repère ECEF pour avoir la latitude et la longitude à l'instant t_{k-1/2}. Les équations sont plus détaillées dans (Shin, 2005).

■ Mise à jour de la position

Deux méthodes ont été utilisées. La première, simple à mettre en œuvre, est décrite par Niu et Chen (2022) et régie par les équations suivantes :

$$\begin{cases} h_k = h_{k-1} - \frac{1}{2} (v_{D,k-1} + v_{D,k}) \Delta t \\ \varphi_k = \varphi_{k-1} + \frac{v_{E,k} + v_{E,k-1}}{2(RM_{k-1} + \bar{h})} \Delta t \\ \lambda_k = \lambda_{k-1} + \frac{v_{E,k} + v_{E,k-1}}{2(RN_{k-1/2} + \bar{h}) \cos \varphi} \Delta t \end{cases}$$

Équation 18. Mise à jour de la position (méthode simple).

RN_(k-1/2) signifie que $\varphi_{k-1/2}$ a été utilisée pour son calcul ; $\bar{\varphi} = \frac{\varphi_k + \varphi_{k-1}}{2}$ et

$$\bar{h} = \frac{h_k + h_{k-1}}{2}$$

$$\begin{cases} \omega_{ie}^e = [0 \quad 0 \quad \omega_{ie}]^T \\ \omega_{ie}^n = [\omega_{ie} \cos \varphi \quad 0 \quad -\omega_{ie} \sin \varphi]^T \\ \omega_{en}^n = \left[\frac{v_E}{RN + h} \quad -\frac{v_N}{RM + h} \quad -\frac{v_E \tan \varphi}{RN + h} \right]^T \end{cases}$$

Équation 19. Calculs des vitesses angulaires.

La magnitude du vecteur normal de gravité à la surface de l'ellipsoïde peut être calculée en fonction de la latitude et de l'altitude avec la formule de Somigliana (Chiang, 2004).

Pour la deuxième méthode, celle proposée par (Shin, 2005), on met d'abord à jour le quaternion de passage du *n-frame* au *e-frame* (équation 20).

$$q_{n(k)}^{e(k-1)} = q_{n(k-1)}^{e(k-1)} \otimes q_{n(k)}^{n(k-1)}$$

Équation 20. Calcul du quaternion de passage du *n-frame* au *e-frame* entre deux instants.

Où \otimes indique un produit de quaternions. On passe cependant d'abord par la vitesse à l'instant t_{k-1/2}. On met ensuite la position en utilisant l'équation ci-dessous.

$$\begin{cases} \varphi_k = -2 \tan^{-1} \left(\frac{q_{n(k),y}^{e(k-1)}}{q_{n(k),w}^{e(k-1)}} \right) - \frac{\pi}{2} \\ \lambda_k = 2 \tan^{-1} \left(\frac{q_{n(k),z}^{e(k-1)}}{q_{n(k),w}^{e(k-1)}} \right) \\ h_k = h_{k-1} - v_{D,k-1/2} \Delta t \end{cases}$$

Équation 21. Mise à jour de la position.

■ Mise à jour de l'attitude

On passe ensuite à la mise à jour de l'attitude. Elle consiste en la détermination de l'orientation du véhicule. Cette étape utilise la solution de position et de vitesse ainsi que la mesure de vitesse angulaire pour mettre à jour la matrice de passage du repère *body* au repère de navigation. Ceci est nécessaire, car l'orientation des axes nord, est et bas change lorsque le système de navigation se déplace par rapport à la Terre. On peut aussi mettre à jour directement le quaternion de passage du *b-frame* au *n-frame*. Nous avons opté pour cette dernière solution. Les deux méthodes sont plus détaillées par (Niu and Chen, 2022).

$$q_{b(k)}^{n(k)} = q_{n(k-1)}^{n(k)} \otimes q_{b(k)}^{n(k-1)}$$

Équation 22. Calcul du quaternion de rotation entre le *b-frame* et le *n-frame* à l'instant t_(k).

$$q_{b(k)}^{n(k-1)} = q_{b(k-1)}^{n(k-1)} \otimes q_{b(k)}^{b(k-1)}$$

Équation 23. Calcul du quaternion de rotation entre le *b-frame* et le *n-frame* entre deux instants successifs.

Résultats

Les données utilisées pour les tests présentés dans ce document nous ont été fournis par le groupe de navigation intégrée et intelligente (*Integrated and Intelligent Navigation* : i2Nav) de l'université de Wuhan I2NAV. Nous utilisons une centrale inertielle ICM20602 InvenSense





Figure 3. Trajectoire des données exploitées.

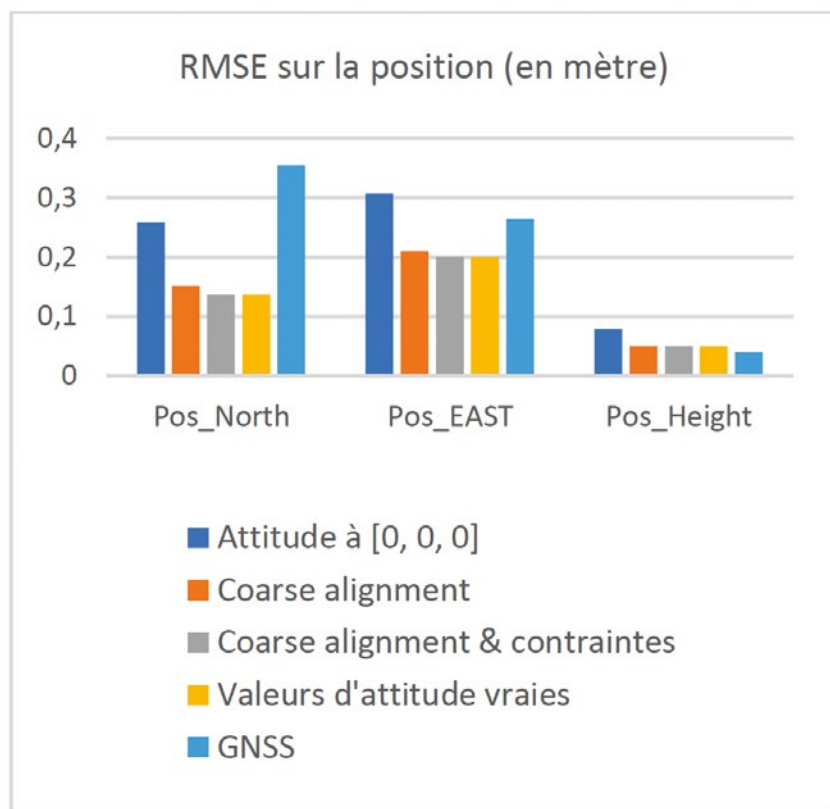


Figure 4. EMQ de position et de la vitesse des différentes solutions.

Angle Random Walk de g/\sqrt{h}	Velocity Random Walk ($m/s^2/\sqrt{h}$)	Écart type du biais du gyroscope ($m/s^2/h$)	Écart type du biais de l'accéléromètre (mgal)	Temps de corrélation (h)
0.2	0.2	200	1000	1

Tableau 1. Caractéristiques de l'INS.

ayant une fréquence de 200hz, avec les caractéristiques présentées dans le tableau 1.

Un récepteur GNSS RTK est utilisé pour la collecte des données GNSS. Les données de la solution hybridée seront comparées à des données de référence (*ground truth*: GT), issues d'un récepteur GNSS de meilleure qualité, équipé d'une centrale inertielle et utilisant le mode de positionnement RTK.

Différents tests étaient prévus pour évaluer la performance de notre hybridation.

Quatre solutions ont été obtenues. La première, est l'initialisation de l'hybridation avec les angles d'attitude à zéro; la seconde, les angles d'attitude sont initialisés avec l'algorithme d'alignement grossier. Pour la troisième, les angles ont été initialisés avec leurs valeurs fournies par la solution de référence. Quant à la quatrième, il s'agit d'une augmentation de la deuxième solution des contraintes non holonomiques (contraintes de vitesse, de hauteur, le ZARU et le ZUPT).

■ Importance de l'alignement grossier

En analysant la figure 4, qui présente les RMSE sur la position et la vitesse des différentes solutions, il est évident que différents niveaux d'initialisation et de contraintes influencent grandement la précision des résultats. La solution GNSS, plus stable, s'écarte très peu de la solution de référence, offrant la meilleure performance. Les autres méthodes, comme l'alignement grossier avec ou sans contraintes et l'utilisation des vraies valeurs d'attitude, offrent des améliorations progressives de l'exactitude. L'importance de bien initialiser et contraindre le système d'hybridation est mise en évidence par ces résultats.

On remarque qu'en planimétrie toutes les solutions issues de l'hybridation offrent de meilleures précisions que la solution GNSS. En altimétrie, la solution GNSS reste la plus précise malgré l'application de la contrainte de hauteur. Cela soulève le problème de la covariance attribuée à cette pseudo-observation. En ajustant mieux cette covariance, de meilleurs résultats pourraient être obtenus.



Erreurs de position : GT_NED - EKF_NED(m)

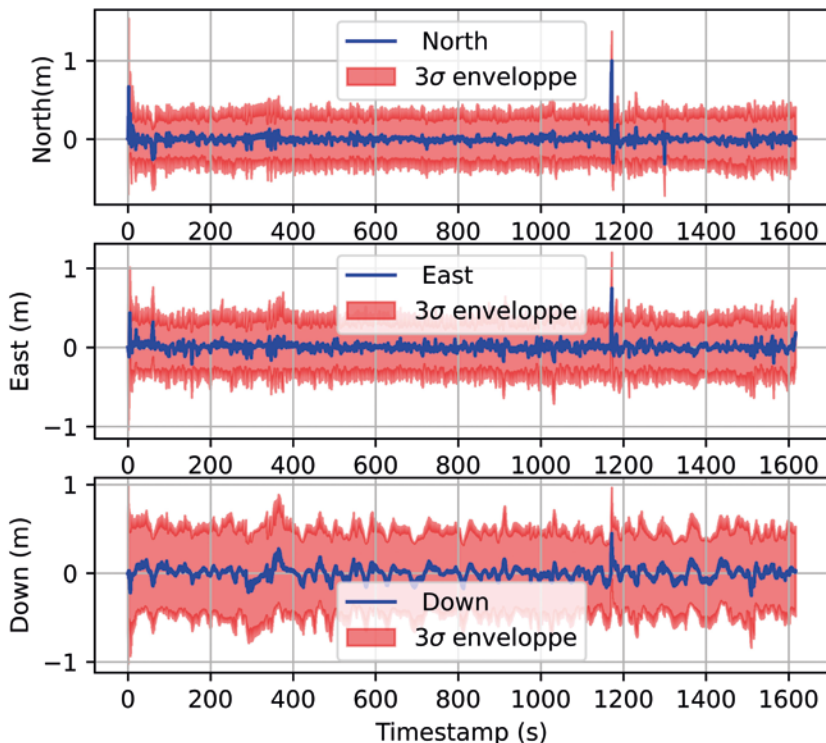


Figure 5. Erreurs sur la position de notre solution et son enveloppe à 3 sigma.

Notre hybridation nous permet de passer d'une erreur de 45 cm à une erreur de 24 cm en planimétrie, en utilisant l'alignement grossier et les différentes contraintes présentées plus haut. En altimétrie par contre, on observe une dégradation de la solution

hybridée. Bien que nous ayons déjà une idée sur la probable cause, ce problème devra être analysé de plus près. Les figures 5, 6 et 7 présentent les erreurs sur les positions, vitesses et angles d'attitude issus de notre solution d'hybridation. On note que la majorité

des erreurs (99,9 % pour la position et la vitesse) se situe dans l'enveloppe de 3 sigma, conformément à la loi normale (99,7 %). Bien que cela ne soit pas tout à fait pareil pour les angles, cela indique une estimation généralement fiable.

Conclusion

Notre travail s'articule autour de l'amélioration de la disponibilité, de la précision et de l'intégrité de la solution de navigation en milieu urbain en utilisant l'hybridation GNSS-INS, augmentée de différentes contraintes. Même si nos essais préliminaires ne prennent pas en compte toutes les situations possibles, en particulier celles où les données GNSS peuvent être aberrantes ou absentes, nous constatons déjà des avancées significatives.

Notre solution hybridée a démontré une précision meilleure que le GNSS avec un facteur deux. Toutefois, de meilleures pourraient être obtenues, en utilisant plus de contraintes et/ou en ajustant au mieux les covariances affectées aux pseudo-observations, mais tout en se rappelant que des cas de violation de ces contraintes peuvent se présenter. En l'absence de données GNSS, notre solution pourra assurer la disponibilité des données de navigation. Nos essais ont révélé que l'exploitation des angles d'Euler obtenus à

Erreurs de vitesse : GT - EKF(m/s)

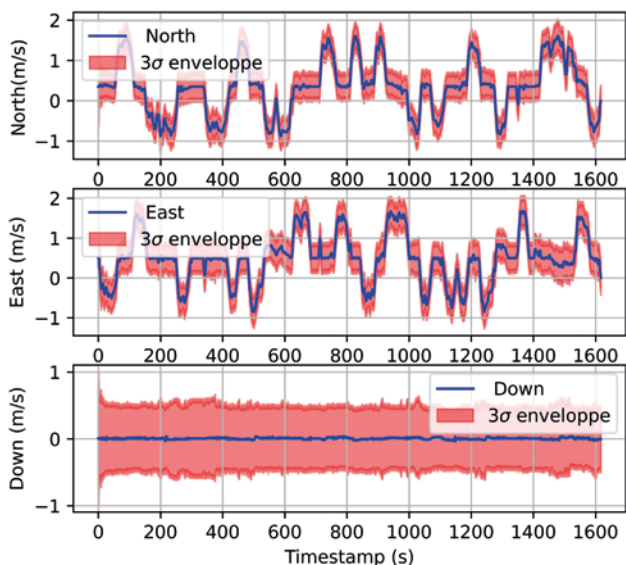


Figure 6. Erreurs sur la vitesse de notre solution et son enveloppe à 3 sigma.

Erreurs d'attitude : GT - EKF(deg)

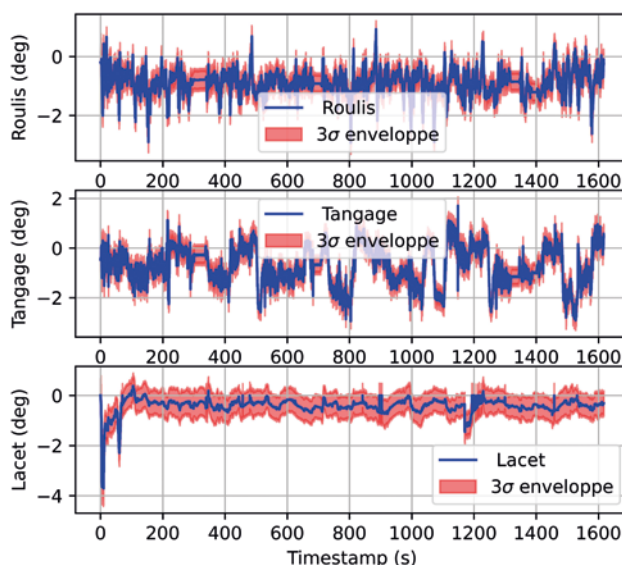


Figure 7. Erreurs sur les angles d'Euler de notre solution et son enveloppe à 3 sigma.

partir de l'alignement grossier apporte des améliorations considérables. Il est cependant crucial de préciser que la durée de cet alignement est vitale. Une période prolongée, en particulier lorsqu'elle englobe une phase dynamique, pourrait diminuer la qualité des estimations d'angle d'attitude.

Malgré les défis actuels et les domaines nécessitant des améliorations, nous sommes confiants dans la capacité de notre solution d'hybridation à fournir des résultats fiables, même dans des environnements urbains complexes.

Pistes d'améliorations

Dans le cadre de nos travaux pour perfectionner la solution d'hybridation, plusieurs pistes d'amélioration se dessinent. Tout d'abord, il serait judicieux d'affiner la détermination des angles d'attitude lors de l'initialisation. Cela permettrait d'obtenir une solution plus précise dès le départ. Ensuite, l'intégration des contraintes routières pourrait grandement améliorer la précision de notre système, en le rendant plus robuste face aux erreurs GNSS en milieu urbain. Par ailleurs, envisager l'utilisation d'un filtre adaptatif pourrait nous permettre d'affiner encore davantage nos résultats, en adaptant la réponse du filtre en fonction des conditions rencontrées. De plus, une attention particulière devra être accordée à l'algorithme de détection du statisme, essentiel pour éviter des dérives en l'absence de mouvement. Enfin, l'exploitation de la technologie PPP pourrait également être une voie intéressante à explorer pour renforcer la fiabilité de l'hybridation lâche GNSS-INS. Pour minimiser l'erreur lors de l'application de la contrainte, l'IMU pourrait être installée aussi près que possible du centre de rotation du véhicule.

Je souhaite remercier mon encadrante durant le stage qui a abouti à cet article, Amani Ben-Afia. Je remercie aussi Dr. Xiaoji Niu et le groupe I2NAV pour la fourniture des données ayant servi aux tests. ●

Références

- Angrisano, A. (2010) *'GNSS/INS integration methods'*, Dottorato di ricerca (PhD) in Scienze Geodetiche e Topografiche Thesis, Università degli Studi di Napoli PARTHENOPE, Naples, 21.
- Chiang, K.-W. (2004) *INS/GPS integration using neural networks for land vehicular navigation applications*.
- Collilieux, X. (2022) *'Cours : Introduction aux GNSS'*. ENSG.
- Godha, S. (2006) *'Performance evaluation of low cost MEMS-based IMU integrated with GPS for land vehicle navigation application'*, UCGE report [Preprint], (20239).
- Groves, P.D. (2008) *Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems*. Boston: Artech House (GNSS technology and applications series).
- Groves, P.D. (2013) *Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems*. 2nd ed. Boston: Artech house (GNSS technology and application series).
- Jekeli, C. (2001) *Inertial navigation systems with geodetic applications*. Berlin ; New York: Walter de Gruyter.
- Kaplan, E.D. and Hegarty, C. (eds) (2006) *Understanding GPS: principles and applications*. 2nd ed. Boston: Artech House (Artech House mobile communications series).
- Nassar, S., Noureldin, A. and El-Sheimy, N. (2004) *'Improving positioning accuracy during kinematic DGPS outage periods using SINS/DGPS integration and SINS data de-noising'*, Survey Review, 37(292), pp. 426-438.
- Niu, X. and Chen, Q. (2022) *'KF Design for the loosely GNSS/INS data fusion'*. Integrated and Intelligent Navigation Group (i2Nav), Wuhan University. Available at: <http://www.i2nav.com/ueditor/jsp/upload/file/20220419/1650373861305077302.pdf>.
- Noureldin, A., Karamat, T.B. and Georgy, J. (2013) *Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg. Available at: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-30466-8>.
- Petovello, M.G. (2003) *'Real-time integration of a tactical-grade IMU and GPS for high-accuracy positioning and navigation'*.
- Rågmark, J. (2021) *'Calibration and Evaluation of Inertial Navigation with Zero Velocity Update for Industrial Fastening Tools'*.

Savage, P.G. (2007) *Strapdown analytics*. 2. 2. ed. Maple Plain, Minn: Strapdown Associates.

Scherzinger, B.M. (2000) *'Precise robust positioning with inertial/GPS RTK'*, in. Proceedings of the 13th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2000), pp. 155-162.

Shin, E.-H. (2005) *'Estimation techniques for low-cost inertial navigation'*.

Contact

Sènakpon Bruno Patience DOKPOMIWA
 Mastère spécialisé Photogrammétrie,
 Positionnement et Mesure
 de Déformations, ENSG
brunodkp.pro@gmail.com

ABSTRACT

Keywords: GNSS, GNSS-INS coupling, Kalman filter, ES-EKF, non-holonomic constraints

GNSS navigation in urban environments is challenging, impacting autonomous vehicles which require high precision. Integrating GNSS data with inertial systems is one solution, but it may lead to drift without GNSS signals. To solve this problem without additional cost, specific constraints are applied to stabilize the INS. A loose GNSS-INS hybridization is proposed in this paper through an error state extended Kalman filter, reinforced by non-holonomic constraints based on vehicle kinematics. Initial tests show an improvement with this approach, highlighting the potential for better fusion of GNSS and INS data without the need for additional sensors.