

Thèse de doctorat en sciences

Spécialité : Electronique

Option : Electronique

Par : Mr DAHMANE Bendehiba

Titre

Traitement spatial et temporel d'un récepteur GPS spatial

Soutenu publiquement le 14 / 07/ 2022 devant le jury composé de :

Hettiri Messaoud	MCA	Université d'EL-Oued	Electronique	Président
Ajgou Riadh	MCA	Université d'EL-Oued	Electronique	Examinateur
Abdellatif Khelil	MCA	Université d'EL-Oued	Electronique	Examinateur
Abdallah bensalloua Charef	MCA	Université Abdelhamid Ibn Badis de Mostaganem	Informatique	Examinateur
Rezeg Khaled	Professeur	Université de Biskra	Informatique	Examinateur
Lejdel Brahim	Professeur	Université d'EL-Oued	Informatique	Directeur de thèse

Année universitaire : 2021/2022

Remerciements

Cette thèse est le fruit de quatre ans de travail passées principalement au sein d'Université Echahid Hamma Lakhdar - El Oued, ainsi que sur le département de Génie Électrique. Elle m'a permis d'acquérir une connaissance théorique approfondie des techniques de traitement du signal GPS et de navigation inertielle, tout en ayant la possibilité de tester les algorithmes étudiés.

Je voudrais d'abord exprimer toute ma reconnaissance au Professeur Omar FERHATI, directeur d'Université d'El Oued, pour m'avoir accueilli au sein de l'université d'El-Oued. Je vous prie d'accepter mes vifs remerciements et mon profond respect.

Je voudrais aussi d'exprimer toute ma reconnaissance au Directeur de Recherche Mohamed KAMECHE, directeur de centre de développement des satellites à Oran, Il m'a assuré un bon environnement de travail qui m'a permis d'acquérir une connaissance complémentaire de ma thèse.

Toute ma reconnaissance va Professeur Brahim LEJDEL, Département d'Informatique, faculté des Sciences Exacte, mon directeur de thèse, pour m'avoir encadré durant ces quatre dernières années. Il a guidé efficacement mes travaux de recherche tout en me permettant une autonomie responsable. Je le remercie pour sa disponibilité et pour les conversations régulières que nous avons eues sur ce travail, ses conseils scientifiques et techniques qui ont guidé très efficacement ce travail.

Je tiens à témoigner ma gratitude à M. Hettiri Messaoud, Docteur à l'Université d'EL-Oued et Chef de département de Technologie, qui a accepté d'être président du jury de thèse. Durant ma période de thèse, où j'ai trouvé toutes les moyennes de communication et les services, surtout les services en ligne plus faciles et flexibles et cela m'a aidé, car je vis dans une wilaya très loin, et ceci affirme que Mr. le Chef maîtrise les outils de gestion administrative et il applique des meilleures stratégies et rigueur dans son travail.

Je tiens à remercier M. Rezeg Khaled, Professeur à l'Université de Biskra, M. Ajgou Riadh et M. Abdellatif Khelil , Docteurs à l'Université d'EL-Oued ,M. Abdallah bensalloua Charef ,Docteur à l'Université Abdelhamid Ibn Badis de Mostaganem, pour l'attention qu'ils ont portée à ce travail. Je leur suis très reconnaissant d'avoir accepté de juger mon travail en me faisant l'honneur d'être mes rapporteurs de thèse.

Je tiens à remercier Hadj Abderrahmane Lahcen, Directeur de Recherche et Fayssal Harrats, chercheur au centre de développement des satellites à Oran, pour leurs aides précieuses de ma thèse.

Finalement, ce travail de thèse doit beaucoup à mon père, ma mère, mes frères et mes sœurs qui m'ont encouragé et soutenu de loin depuis toujours. Je leur adresse un immense merci. Enfin et pas la moindre, je tiens à exprimer mes profonds sentiments et mes remerciements à ma douce épouse pour son soutien et son dévouement inconditionnels et sans oublier aussi mes enfants.

Table des matières

Remerciements	i
Table des matières	ii
Liste des Figures.....	vi
Liste des Tableaux.....	viii
Nomenclature	ix
Résumé	x
Participation à des projets de recherche	xi
Valorisation de la recherche	xii
I Introduction générale.....	1
I.1 Contexte du travail	2
I.2 Objectif du travail.....	4
I.3 Démarche adoptée	4
I.4 Contributions	6
I.5 Plan de la thèse	6
II Etat de l'art	7
II.1 Introduction	8
II.2 Au niveau national	8
II.3 Au niveau international	8
II.3.1 Systèmes de navigation dont la solution de navigation est calculée par PC	8
II.3.2 Calcul de la solution de navigation est implémenté sur plateformes embarquées	12
II.4 Conclusion.....	14
III. Systèmes de Navigation INS-GPS, GPS, Récepteur GPS, INS et Filtre de Kalman.....	15
III.1 Introduction	16
III.2 Systèmes de Navigation INS-GPS	16
III.2.1 Différents concepts de localisation.....	16
III.2.1.1 Localisation par estimation	17
III.2.1.2 Localisation absolue	18
III.3 Système de Positionnement Globale (GPS)	18
III.3.1 Constitution du système GPS	18
III.3.1.1 Segment spatial	18
III.3.1.2 Segment du sol	19
III.3.2 Principe du positionnement	20
III.3.2.1 Pseudo-distance	20
III.3.2.2 Horloge locale	21
III.3.2.3 Equation de navigation.....	22
III.3.2.4 Relativité	23
III.3.2.5 Conversion des coordonnées	23
III.3.2.6 Coordonnées géocentriques.....	23
III.3.2.7 Surface de référence	24

III.3.2.8 Coordonnées géographiques	25
III.3.2.9 Conversion	25
III.3.2.10 Précision	27
III.3.2.11 UERE	27
a) Erreurs sur les orbites	27
b) Erreurs atmosphériques	28
c) Erreurs du segment spatial	28
d) Trajets multiples	29
e) Bruit des récepteurs	30
f) Bruit radioélectrique	30
g) Facteurs de qualité	31
h) Erreur de navigation	34
III.4 Récepteurs GPS	34
III.4.1 Constitution des récepteurs GPS	35
III.4.1.1 Antenne	35
III.4.1.2 Principe décrit est celui d'un récepteur multiplexé.	36
a) Tête HF	36
a.1. 1 ^{ères} Translation de fréquence	36
a.2. 1 ^{ères} Fréquence intermédiaire	37
a.3. 2 ^{ème} Translation de fréquence	37
a.4. 2 ^{ème} Fréquence intermédiaire	37
b) Corrélateur	37
III.5 Interfaces des récepteurs	39
III.5.1 Protocole NMEA	39
III.5.1.1 Trames NMEA	40
III.5.2 Protocole ARINC-429	40
III.5.3 Protocole RINEX	41
III.5.3.1 En-tête	41
III.5.3.2 Quelques précisions	42
III.6 Systèmes de navigation inertielle	42
III.6.1 Types de centrale inertielle	43
III.6.1.1 CI à plateforme (<i>Gimbaled INS</i>)	43
III.6.1.2 CI à composants liés	44
III.6.2 Systèmes de coordonnées	44
III.6.2.1 Repère inertiel (i)	45
III.6.2.2 Repère terrestre (e)	45
III.6.2.3 Repère de navigation (n)	45
III.6.2.4 Repère lié au mobile (b)	46
III.6.3 Les accéléromètres	46
III.6.3.1 Accéléromètres mécaniques	47

III.6.3.2 Micro-accéléromètre (à semi-conducteur)	47
III.6.4 Gyromètres	48
III.6.5 MEMS (Micro système électromécanique).....	48
III.6.6 Avantages des capteurs MEMS.....	49
III.6.7 Équations de la navigation inertielle	49
III.6.8 Equations de la navigation dans le repère géographique	51
III.6.9 Erreurs dans la navigation inertielle	53
III.6.9.1 Au niveau du capteur : accéléromètres \ gyromètres	54
a) Biais.....	54
a.1. Erreur du facteur d'échelle	54
a.2. Bruit.....	55
III.7 Filtre de Kalman.....	55
III.7.1 Modèle d'état du FK.....	56
III.7.2 Algorithme du Filtre de Kalman	57
III.7.3 Algorithme du Filtre de Kalman Étendu	58
III.8 Conclusion.....	60
IV. Hybridation INS-GPS, Algorithme vers l'implémentation et Analyse d'observabilité ...	61
IV.1 Introduction	62
IV.2 Hybridation INS-GPS	62
IV.2.1 Stratégies et les architectures d'hybridation	63
IV.2.1.1 Mode non couplé.....	64
IV.2.1.2 Mode faiblement couplé.....	64
IV.2.1.3 Mode fortement couplé	66
IV.2.1.4 La mise à point du filtre	67
IV.2.1.5 Modèles d'erreur de l'INS	67
IV.2.2 Modèle du filtre de Kalman pour l'hybridation INS-GPS	69
IV.3 Algorithme vers l'implémentation	71
IV.3.1 Spécifications algorithmiques	71
IV.3.1.1 Implémentation de l'algorithme de la navigation inertielle	72
IV.3.1.2 Implémentation du filtre de Kalman	73
IV.3.2 Implémentation du système de navigation.....	75
IV.4 Analyse d'observabilité	76
IV.5 Conclusion	77
V Résultats et Discussions	78
V.2.1 Partie capteurs	79
V.2.1.1 Récepteur OEM4.....	79
V.2.1.2 Capteur inertielle : Motion Pak II	80
V.2.2 Data-logger.....	80
V.2.3 Plateformes expérimentales.....	81
V.2.4 Étapes à suivre pour notre système	82
V.2.5 Propriétés de l'IMU (Motion Pak II)	85

V.2.6 Résultats d'erreur de position.....	86
V.2.7 Résultats du degré d'observabilité (DoO).....	87
V.2.8 Comparaison.....	89
V.2.8.1 Mesures GPS, trajectoires de référence et d'estimation	89
V.2.8.2 Algorithmes Strapdown (<i>dead reckoning</i>), KF-INS et EKF (INS-GPS)	90
VI Conclusion générale	92
VI.1 Conclusion	93
VI.2 Annexe A	95
VI.2.1 Quaternions	95
VI.2.1.1 Principe	95
VI.2.1.2 Quaternion de rotation.....	95
VI.2.1.3 Intégration des quaternions	97
VI.2.1.4 Normalisation des quaternions	98
VI.3 Annexe B.....	99
VI.3.1 Transformations des coordonnées.....	99
VI.3.1.1 Coordonnées géodésiques (La norme WGS-84).....	99
VI.3.1.2 World Geodetic System (WGS 84).....	99
VI.3.1.3 Projections cartographiques	100
Références bibliographiques	102
Résumé	106

Liste des Figures

Figure 1. <i>Système de navigation basé sur l'hybridation</i>	3
Figure 2. <i>Principe du Positionnement</i>	20
Figure 3. <i>Horloge locale</i>	22
Figure 4. <i>Système de coordonnées géocentriques</i>	24
Figure 5. <i>Géoïde</i>	24
Figure 6. <i>Système de coordonnées géographiques</i>	25
Figure 7. <i>Diagramme de conversion des coordonnées</i>	26
Figure 8. <i>Trajets Multiples</i>	29
Figure 9. <i>Antennes GPS réduisant les trajets multiples</i>	29
Figure 10. <i>Notion de GDOP</i>	33
Figure 11. <i>GDOP favorable</i>	33
Figure 12. <i>GDOP Défavorable</i>	33
Figure 13. <i>Antenne GPS Marine</i>	35
Figure 14. <i>Antenne GPS hélice</i>	35
Figure 15. <i>Antenne GPS Active</i>	35
Figure 16. <i>Synoptique de Principe d'un Récepteur</i>	36
Figure 17. <i>Corrélation du code pour GPS C/A</i>	38
Figure 18. <i>Architecture NMEA</i>	39
Figure 19. <i>Trames NMEA</i>	40
Figure 20. <i>Architecture ARINC-429</i>	41
Figure 21. <i>Fichier d'Observation Format Rinex</i>	42
Figure 22. <i>Système de navigation inertielle</i>	42
Figure 23. <i>Centrales inertielles (IMU)</i>	44
Figure 24. <i>Différents systèmes de coordonnées</i>	45
Figure 25. <i>Schéma d'accéléromètre mécanique (à gauche)</i>	47
Le diagramme suivant montre les différentes étapes de la mécanisation (Figure 26) :	51
Figure 27. <i>Différentes étapes de la mécanisation de l'INS</i>	51
Figure 28. <i>La mécanisation de l'INS dans le repère de navigation</i>	53
Figure 29. <i>Types d'erreurs des capteurs inertielles</i>	55

Figure 30. Hybridation INS/GPS : Mode fortement couplé	66
Figure 31. Décomposition de l'algorithme de la navigation	71
Figure 32. Flot de données de l'algorithme de la navigation inertielle	73
Figure 33. Architecture proposée du système de navigation hybride INS-GPS.....	76
Figure 34. Capteurs.....	80
Figure 35. Véhicule	81
Figure 36. Trajectoire de référence	81
Figure 37. Données brutes du récepteur GPS.....	83
Figure 38. logiciel RTKPOST-QT ver.2.4.3 Emlid b33	84
Figure 39. Fichier GPS décrypté	84
Figure 40. Données IMU	84
Figure 41. Logiciel HexToolkit	85
Figure 42. Fichier IMU décrypté	85
Figure 43. Mesures IMU	86
Figure 44. Trajectoire réelle vs mesures GPS	86
Figure 45. Erreur de position vs Temps	87
Figure 46. Erreur de vitesse vs Temps	87
Figure 47. Erreur d'angle d'Euler vs temps	88
Figure 48. DoO d'erreur de position vs temps.....	88
Figure 49. DoO de l'erreur de vitesse vs temps	89
Figure 50. DoO de l'erreur d'angle d'Euler vs temps	89
Figure 51. Estimation vs trajectoire réelle	90
Figure 52. Estimation vs mesures GPS	90

Liste des Tableaux

Tableau 1. <i>Principaux facteurs d'erreur</i>	27
Tableau 2. <i>Les équations du filtre de Kalman discret [1, 48]</i>	74
Tableau 3. <i>Propriétés de l'accéléromètre et du gyromètre</i>	80
Tableau 4. <i>Résultats des tests de MP sur le terrain</i>	91

Nomenclature

ASCII	American Standard Code for Information Interchange
ARINC	Aeronautical Radio INCorporated
DoD	Department of Defence
DoO	Degree of Observability
DGPS	Differential Global Positioning System
EPE	Estimated Position Error
FK	Filtre de Kalman
FKE	Filtre de Kalman Etendu
FPGA	Field Programmable Gate Array
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
GDOP	Geometric Dilution of Precision
HDOP	Horizontal Dilution of Precision
IMU	Inertial Measurement Unit
INS	Inertial Navigation System
KF	Kalman Filter
LLA	Longitude, Latitude and Altitude
NMEA	National Marine Electronics Association
NAVSTAR	Navigation Signal Timing and Ranging
MEMS	Micro-Electro Mechanical System
NED	Repere North East Down
PDOP	Position Dilution of Precision
PVA	Position, Vitesse et Attitude
RTK	Real-Time Kinematic
RINEX	Receiver Independant EXchange Format
URE	User Equivalent Range Error
UNE	User Navigation Error
WGS84	World Geodetic System 1984
MP	Motion Pak

Résumé

Le travail présenté dans cette thèse consiste à la combinaison des données réelles fournies par les deux capteurs INS et GPS pour avoir une solution de positionnement précise et continue dans des environnements où le GPS n'est pas toujours accessible. Ainsi, nous sommes appelés à réaliser une hybridation de ces mesures pour un positionnement suffisamment précis. L'approche d'hybridation est basée sur le filtre de Kalman étendu. Ensuite, nous avons présenté aussi un aperçu sur les plateformes matérielles qu'elle ait été utilisée. En fin et pour la bonne visibilité et de bon contrôle de notre système d'intégration GPS-INS, nous avons introduit une approche pratique "degré d'observabilité (DoO)" pour mesurer le degré d'observabilité.

Mots Clés : Navigation, Hybridation INS-GPS, IMU, DoD, Filtre de Kalman.

ABSTRACT

The work presented in this thesis consists of the combination of real data provided by the two INS/GPS sensors to have a precise and continuous positioning solution in environments where GPS is not always accessible. Therefore, we are called upon to carry out hybridization of these measurements for sufficiently precise positioning. The hybridization approach is based on the extended Kalman filter. Then, we also presented an overview on the hardware platforms it has been used. Finally, and for the good visibility and good control of our GPS-INS integration system, we have introduced a practical "degree of observability (DoO)" approach to measure the degree of observability.

Key words: Navigation, Integration INS-GPS, DoO, IMU, Kalman Filter.

ملخص

ارتأينا من خلال العمل المقدم في هذه الأطروحة والذي يعتمد على مجموعة من البيانات الحقيقية التي يوفرها جهازي استشعار INS و GPS تم استخدامها للحصول على حل دقيق ومستمر لتحديد المواقع في البيئات التي لا يمكن الوصول فيها دائماً إلى نظام تحديد المواقع العالمي (GPS). وبالتالي، نحن مطالبون بإجراء تهجين لهذه القياسات لتحديد المواقع بدقة كافية. يعتمد نهج التهجين على مرشح كالمان الممتد. بعد ذلك، قدمنا أيضاً نظرة عامة على الأنظمة الأساسية للأجهزة التي تم استخدامها. أخيراً، ومن أجل الرؤية الجيدة والتحكم الجيد في نظام التكامل GPS-INS الخاص بنا، فقد قدمنا نهجاً عملياً "درجة الملاحظة (DoO)" لقياس درجة إمكانية الملاحظة.

مفاتيح: تحديد الموقع، تهجين GPS-INS، درجة الملاحظة، مرشح KALMAN.

Participation à des projets de recherche

Projet : Développement d'un prototype d'un récepteur GPS d'un pour un satellite LEO.

Partenaires du projet : Département de l'instrumentation Spatiale, Centre de Développement des Satellites (CDS), Agence Spatiale Algérienne (ASAL), Oran, Algérie.

Programme : Plateforme Algérienne.

Axe : Satellite d'Observation de la Terre.

Thème : Radio Fréquence.

Responsable : DAHMANE Bendehiba

Durée du projet : 3 ans et demi, du 01/12/2020 au 30/12/2023.

Soutiens financiers : Projet sélectionné par l'Agence Spatiale Algérienne (ASAL) dans le cadre de programme du Plateforme Algérienne.

Introduction du projet :

Le SGPS est un système de navigation à base de satellites conçu pour fournir instantanément des informations de position, de vitesse et de temps pratiquement à n'importe quel endroit sur orbite, n'importe quelle heure et par n'importe quelles conditions météorologiques. Le rôle du récepteur SGPS est de détecter les signaux transmis par les satellites et de les convertir en données utilisables. Le but de ce projet est de développer un récepteur GPS et plus particulièrement le GPS spatial destiné à être embarqué sur un satellite à basse altitude (LEO).

Objectifs du projet :

- Préparation à la réalisation d'un récepteur SGPS propre au CDS. Capable d'être intégré directement dans un satellite LEO.
- Vision & Stratégie sur la commercialisation des produits et des solutions softwares SGPS.

Valorisation de la recherche

Communications et publications scientifiques

Avril. 2022: Publication: << Controlling the degree of observability in GPS/INS integration land-vehicle navigation based on extended Kalman filter >>, **lien:** <https://www.beei.org/index.php/EEI/article/view/3695> . Il s'agit de présente, une configuration expérimentale qui s'implémente le concept de degré d'observabilité (DoO) adéquat pour une application de navigation de véhicule terrestre avec des capteurs de système de positionnement global (GPS) et d'unité de mesure inertielle (IMU) bruités basés sur une architecture faiblement couplée. Ces combinaisons des données pour les deux capteurs sont appuyées sur un système de navigation hybride INS-GPS. En effet, pour tirer profit des avantages des différentes capteurs en termes de disponibilité de l'information et précision.

Auteurs : Bendehiba Dahmane¹, Brahim Lejdel, Eliseo Clementini, Fayssal Harrats, Sameh Nassar et Lahcene Hadj Abderrahmane.

Éditeur : Bulletin of Electrical Engineering and Informatics

Doi: [10.11591/eei.v11i2.3695](https://doi.org/10.11591/eei.v11i2.3695)

Mars. 2022: Conference proceedings: << GPS/IMU in Direct Configuration Based on Extended Kalman Filter Controlled by Degree of Observability >>, **lien:** https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-030-96311-8_14

Il s'agit de présente, une méthode pratique pour estimer l'état cinématique complet d'un véhicule terrestre, en appuyant sur des capteurs, une unité de mesure inertielle (IMU) et un système de positionnement global (GPS) à faible coût. Cependant, ce système INS-GPS nécessite en général une architecture robuste et une approche Filtre Kalman Étendu (EKF). Ainsi, une approche pratique pour contrôler le degré d'observabilité (DoO) dans les systèmes intégrés GPS-INS est utilisée dans ces tests.

Auteurs : Dahmane B., Lejdel B., Harrats F., Nassar S. et Hadj Abderrahmane L.

International Conference on Artificial Intelligence and its Application

Conference AIAP 2021 : Artificial Intelligence and its Applications pp142-152

Citer comme document de conférence premièrement en ligne : 12 Mars 2022
Le(s) Auteur(s), sous licence exclusive de Springer Nature
Switzerland AG 2022.
Éditeur : Springer Nature, Switzerland AG 2022.
Doi: [10.1 007/978-3-030-96311-8_14](https://doi.org/10.1007/978-3-030-96311-8_14)

Communications en colloques, journées d'études, séminaires

Avril. 2019: Conference: << Effects of temperature and polarization current on signal laser quality in optics fiber communication systems >>, ISTSID'2019. Il s'agit de présente, l'analyse et l'évaluation des effets du courant de polarisation et de la température d'une chaîne de communication optique dans une gamme de fréquences considérée est comprise entre 20 Hz et 20 kHz. Pour cela, nous étudierons les effets du courant de polarisation et de la température sur les deux principaux paramètres de la chaîne de communication ; l'émetteur laser VCSEL (Vertical Cavity Surface Emitting Laser) et le récepteur (en bout de chaîne de communication optique).

Auteurs : Dahmane. Bendehiba et Lejdel. Brahim

Conference ISTSID'2019 : International Symposium on Technology & Sustainable Industry Development, ISTSID'2019
ISTSID, 24-25-26/02/2019 à l'université Hamma Lakhdar d'Eloued - Algerie

CHAPITRE I

I Introduction générale

I.1 Contexte du travail

Naturellement, l'humanité a eu besoin de se déplacer dans des différents moments. La connaissance de sa propre position sont devenues un enjeu stratégique. Dans ce but, elle a montré son habileté en concevant divers savoir-faire jusqu'à en faire, dans certains cas, une forme d'art. Ainsi, des méthodes ancestrales aux techniques modernes, des procédés les plus rudimentaires aux technologies les plus évoluées, l'humanité n'a eu de cesse de perfectionner sa connaissance de son positionnement. Initialement aidés uniquement de ses sens (essentiellement, la vue), l'être humain s'est rapidement vu assisté de capteurs lui permettant d'affiner la précision de son estimation.

La science de la navigation classe les différentes méthodes en deux grandes familles. La première est la navigation à l'estime, qui à l'aide de la connaissance de la vitesse, de l'orientation et de la position précédente du mobile va permettre de déterminer la position présente. L'évolution au cours du temps, des capteurs mesurant ces grandeurs physiques, a permis d'améliorer l'estimation du positionnement. Il faut cependant noter que l'ensemble de ces techniques souffrent d'un inconvénient majeur, les erreurs de mesure réalisées sur la vitesse et l'orientation vont se cumuler et donc conduire à des erreurs, en termes de position, croissantes avec le temps. Un autre inconvénient des INS (Inertiel Navigation System) est le prix élevé des centrales inertielles, mais grâce au développement des capteurs inertiels MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems), l'usage des INS a été rendu plus accessible pour les applications dites grand public, du fait de leur disponibilité avec un coût plus bas. Cependant, les erreurs que présentent les capteurs inertiels sont plus importantes dans le cas des capteurs MEMS. Pour limiter ce phénomène, il est nécessaire de posséder régulièrement et directement une estimation du positionnement. Ce rôle est donné à la seconde famille de méthodes de navigation, qui en mesurant la distance et/ou l'orientation du mobile par rapport à un certain nombre de points de référence va permettre de déterminer sa position relative. Les technologies ont là aussi évolué avec le temps, permettant de créer des systèmes de positionnement par satellite, tels que le GPS (Global Positioning

System), Galileo, Beidou et Glonass. Qui délivre des informations de position absolue relativement intéressantes. Toutefois, on sait que le GPS souffre d'incertitude telle que la disponibilité de l'information et les erreurs relatives difficile à estimer tout le temps et allant de 1 m à 100 m, en fonction du bon vouloir des créateurs du système mais aussi de la géographie où navigue le mobile. L'utilisation du système GPS sur véhicule autonome est irréaliste. Notamment, dans les milieux urbains et ceux couverts, où la qualité des signaux GPS reçus est médiocre, en plus de la faible fréquence de rafraîchissement, une assistance humaine est nécessaire. En contrepartie, pour profiter des avantages et des complémentarités des deux familles de localisations, les chercheurs ont couplé ces deux familles, en donnant naissance à l'approche d'hybridation INS-GPS (Figure 1).

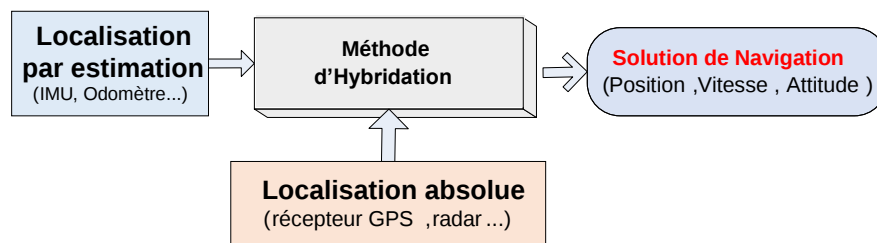


Figure 1. *Système de navigation basé sur l'hybridation*

Chaque famille de localisation nécessite l'utilisation de capteurs (un ou plusieurs) pour disposer de cette information sous forme de données numérique et de manière périodique. Pour les véhicules terrestres les systèmes de navigations actuels intègrent, d'une manière générale, des récepteurs GPS et des centrales inertielles hautes gammes, en particulier pour des applications qui exigent une localisation précise en temps réel ; ce qui fait appel à des algorithmes robustes capables de fusionner des informations de nature différentes pour affiner la localisation. Notre stratégie est d'adopter une architecture (capteurs et calculateur) *Low-cost*, en utilisant des capteurs standards (basses ou moyennes gammes) et appliquer des algorithmes avancés pour la localisation (méthodes d'hybridation ou d'intégration multicapteurs) afin d'améliorer les performances du système de navigation. Nous visons des applications à faible coût permettant de déployer des flottes importantes, avec un coût viable.

Les erreurs sur la position, la vitesse et l'orientation sont estimées par un filtre de Kalman (FK) reposant sur un modèle d'erreur de l'INS et les mises à jour du GPS. Cette méthode nécessite donc un modèle d'erreur pour l'INS, et un modèle de mesure pour le GPS. Puisque le GPS présente une précision long-terme acceptable, il est utilisé pour mettre à jour la position et la vitesse données par l'INS. Ainsi, il empêche la croissance long-terme des erreurs INS. D'autre part, l'information précise à court-terme fournie par l'INS est utilisée pour surmonter les coupures GPS et les erreurs dues aux multitrajets. Dans le cas où une coupure GPS se produirait, le filtre de Kalman opère dans le mode prédiction, en corrigeant l'information INS en se basant sur le modèle d'erreur du système.

I.2 Objectif du travail

Le travail présenté dans cette thèse s'intitule : Traitement spatial et temporel d'un récepteur GPS spatial. Premièrement, nous nous sommes intéressés à la reconstruction de trajectoires à partir de données issues de capteurs lors d'un déplacement de mobile terrestres. Ces dernières sont récoltées à partir de deux types de systèmes de navigation GPS et INS, contenant le triplet PVT : position, vitesse et le temps. Ainsi, nous sommes appelés à réaliser une hybridation de ces mesures pour un positionnement suffisamment précis . En se basant sur un outil très puissant qui est le filtre de Kalman Étendu. Deuxièmement, pour la bonne visibilité et de bon contrôle de notre système d'intégration GPS-INS, nous avons introduit une approche pratique "degré d'observabilité (DoO)" pour mesurer l'observabilité qui est délimitée par les n états pertinents du système. En contrepartie, L'analyse d'observabilité traditionnelle est inadéquate pour des scénarios de navigation extraordinaires car la matrice d'observabilité devient très grande pour un système variant dans le temps d'ordre élevé, de sorte qu'elle fasse monter des difficultés de calcul.

I.3 Démarche adoptée

La première étape consiste à obtenir des données à partir des deux capteurs low-cost par l'utilisation des logiciels d'acquisition des données, adéquats et capables de synchroniser des données, à partir de là, une base de données capteurs relatifs aux

mouvements du mobile (véhicule) peut être dégagée. Dans le cas de notre projet les essais sont effectués sur une piste proche de l'Université de Calgary, Alberta, Canada par Groupe de recherche multi-capteurs mobile (MMS), Université de Calgary.

Ensuite, Nous nous transformons les données GPS de mesure et de référence sous formats Rinex avec des extensions (epp, obs, nav, gps) par l'utilisation du logiciel RTKPOST-QT ver.2.4.3 Emlid b33. Ainsi, nous nous transformons les données IMU récoltées sous formats doubles binaires à 7 colonnes par l'utilisation du logiciel He Toolkit pour avoir un fichier d'extension (ASCII).

Le traitement des données de deux capteurs doit être synchroniser pour une solution de fusion fiable.

Ensuite, une recherche des algorithmes de reconstruction de trajectoires des mobiles est effectuée afin de réaliser l'hybridation INS-GPS adaptée à notre application, dans une stratégie « Low-cost ». L'algorithme choisi doit être capable de compenser les limites de nos capteurs.

Le traitement des données capteurs est renforcé par un filtre de Kalman (étendu) en tenant compte des modèles et des caractéristiques des capteurs utilisés. La première étude portera sur le(s) algorithme(s) utilisé(s) pour déterminer la position du mobile, elle permettra de disposer d'une première évaluation de l'ensemble des paramètres influant sur le choix des capteurs et leur meilleure utilisation. Ce choix est fortement lié au niveau précision de calcul ainsi qu'à la correction d'erreurs apportée aux données issues de ces capteurs.

Ensuite, pour la bonne visibilité et de bon contrôle de notre système d'intégration GPS-INS, nous avons introduit une approche pratique "degré d'observabilité (DoO)" pour mesurer le degré d'observabilité qui est délimitée par les n états pertinents du système.

Finalement, l'analyse et comparaisons entre la trajectoire mesurée et la trajectoire de référence.

I.4 Contributions

Le travail que nous avons réalisé tout au long de cette thèse apporte les contributions suivantes :

- Proposition d'un système de navigation INS-GPS à faible coût.
- Solution pratique et efficace pour implémenter le filtre de Kalman pour les applications hors ligne sur un PC (par Matlab).
- Approche pratique "degré d'observabilité (DoO)" pour mesurer le degré d'observabilité pour la bonne visibilité et de bon contrôle de notre système d'intégration INS-GPS.

I.5 Plan de la thèse

La thèse est organisée de la manière suivante :

Le chapitre I présente une introduction générale sur La science de la navigation.

Le chapitre II présente un état de l'art sur les études et des recherches des différents travaux réalisés dans la communauté scientifique nationale et internationale.

Le chapitre III présente en première partie, Systèmes de Navigation INS-GPS , système de positionnement globale (GPS) et Filtre de Kalman ,suivi par une description fonctionnelle de base de récepteur GPS qui a été utilisé comme une plateforme dans cette thèse. Ensuite, pour Interfacées le récepteur GPS avec d'autres équipements, nous avons traité plusieurs modes et protocoles fréquemment employés dans le system communication. En deuxième partie, a pour but d'expliquer les principes de la navigation inertielle, puis de présenter les accéléromètres, les gyromètres et finalement d'expliquer les bases de l'algorithme de mécanisation. Enfin, la dernière section a décrit brièvement le filtre de Kalman est ses applications à la navigation des véhicules.

Le chapitre IV introduit l'information pré-requise nécessaire à la connaissance sur la navigation hybride INS-GPS et leurs architectures. En deuxième section, décrite les enjeux de l'implémentation de notre système de navigation ainsi que les différentes étapes de calcul, à partir des données capteurs (IMU, GPS) jusqu'à l'obtention de la position du véhicule. Enfin du chapitre, pour la bonne visibilité et de bon contrôle de notre système, nous avons introduit une approche pratique

"degré d'observabilité (DoO)" pour mesurer le degré d'observabilité qui est délimitée par les n états pertinents du système. Dans le chapitre V, l'objet de l'étude est l'amélioration de l'estimation de la position dans le cas de la perte de signal GNSS.

CHAPITRE II

II Etat de l'art

II.1 Introduction

Nous souhaitons présenter les bases qu'il nous a fallu aborder pour arriver aux objectifs de notre travail. Cet état de l'art est loin d'être exhaustif mais se focalise sur les différents travaux réalisés dans la communauté scientifique internationale et qui sont liés à la thématique que nous traitons dans ce présent travail. Un état de l'art à l'échelle nationale sera bien évidemment important pour situer l'importance de ce travail pour notre communauté scientifique nationale.

II.2 Au niveau national

Le premier projet a été proposé à Mr M. Hank portant sur « Expérimentation d'une hybridation GPS-Centrale inertielle à partir de données acquises par la centrale Trace d'Engins Mobiles » [49], et le second avec Mr M. Khetat, intitulé « Etude et conception d'une brique de capteurs génériques pour la centrale d'acquisition temps réel »[50]. Vient ensuite en 2011, un autre projet avec Mr A. OUSSAR, le sujet est orienté conception de systèmes embarqués, il consiste à implémenter un système de navigation hybride INS/GPS sur architectures reconfigurables de type FPGA [51].

II.3 Au niveau international

II.3.1 Systèmes de navigation dont la solution de navigation est calculée par PC

Plusieurs techniques d'intégration d'INS/GPS ont été mises en œuvre. Nous décrivons certaines d'entre elles brièvement dans ce qui suit.

Farrell [1] a présenté dans son livre, une méthode très générale pour établir un modèle d'erreur pour le système de navigation INS/GPS. Le modèle d'erreur est obtenu en employant un modèle du premier ordre de l'IMU. Un filtre de Kalman est utilisé pour estimer les erreurs dans les mesures IMU. Par contre, Grewal et al [5, 6] ont proposé dans leurs livres, un modèle d'erreur d'INS assez complexe avec un filtre de Kalman de 54 états.

Dans les systèmes de navigation INS/GPS à bas coût (low-cost), l'initialisation de l'attitude de l'IMU est une étape cruciale qui constitue un vrai savoir-faire (farouchement gardé), dont Nebot et Durrant-Whyte [7] ont présenté une approche pour calibrer l'attitude de l'IMU. Ce calibrage est basé sur l'utilisation de deux compas gyroscopiques pour fournir des informations d'attitude. Une autre solution proposée par Zhang [8], basée sur l'utilisation de trois types de capteurs à bas coût : IMU/GPS/Compas électronique, avec une fusion données par UKF. Dikshit et Mahapatra [9] ont simulé un couplage serré de l'INS/GPS par le filtre de Kalman pour les deux types de véhicules : terrestre et aérien. Petovello et al [10] proposent un système d'enregistrement de données composé d'un GPS RTK1 [2] (*NovAtel OEM4*) et une centrale inertielle de moyenne gamme (*Honeywell HG-1700*), l'estimation de la position du véhicule est obtenue par l'hybridation INS/GPS faiblement couplée (sera vue en détails dans le chapitre IV), cette solution peut être considérée comme un système de référence pour les véhicules autonomes. Par contre, Christopher et Moore [11] ont utilisé une centrale inertielle (*Crossbow AHR5400CA*) et un DGPS (*Novatel OEM4 GPS*) pour récolter les données capteurs, ils ont montré que l'hybridation INS-GPS fortement couplée est meilleure que celle faiblement couplée dans le cas de la navigation urbaine.

Wang et al [12] ont employé un DGPS NovAtel OEM3 Millennium, composé d'une station fixe et un récepteur mobile, combiné avec une IMU pour l'avionique de type Boeing C-MIGITS II. L'hybridation INS/GPS est réalisée par un filtre de Kalman sur un modèle de 21 états. Les auteurs ont étudié l'effet des coupures du signal GPS et la dynamique (vitesse de déplacement) du véhicule terrestre sur les performances du système de navigation développé.

Une autre solution, proposée par Rezaei et Sengupta [13], consiste à fusionner des données DGPS/odomètre/angle de braquage/gyromètre, la solution de navigation est estimée par le filtre de Kalman Etendu appliqué sur modèle de véhicule type bicyclette.

¹ Real Time Kinematic, est une technique de positionnement par GPS basée sur l'utilisation de mesures de phase des ondes porteuses des signaux satellitaires

Wolf et al [14] utilise une IMU de type « *Systron Donner's MotionPak* » et un TANS (*Trimble Advanced Navigation Sensor*) comme récepteur GPS, qui est un système de détermination d'attitude et de position multi-antenne. Ils ont développé un logiciel de navigation en temps réel pour calculer la position, la vitesse et l'attitude à partir des sorties des gyromètres et des accéléromètres de la MotionPak. En plus de donner les mises à jour de la position et de la vitesse, le TANS donne aussi la donnée de mesure de l'attitude avec l'implémentation d'un filtre de Kalman avec 27 états sur un PC Packard Bell 486 pour effectuer les calculs, donc solution non embarquable.

Srikumar et Deori [15] ont utilisé un système de navigation à l'estimé basé sur des données aérodynamiques pour calculer la position de leur UAV. La précision de la navigation a été améliorée en utilisant des mises à jour à partir d'un récepteur GPS ainsi qu'à partir d'un système de poursuite au sol. Un PC Pentium à 900 MHz a été utilisé pour contrôler la navigation et d'autres dispositifs de l'avion.

Randle et Horton [16] décrivent dans leurs travaux l'intégration INS/GPS en utilisant une IMU low-cost composée de capteurs MEMS avec calibration à bord. Les simulations ont été faites pour les deux types de navigation : terrestre et aérienne. Avec une perte totale du signal GPS, la précision de positionnement est inférieure à 10m après 30s. Le filtre de Kalman possède 23 états et un DGPS a été simulé pour donner des mesures de mise à jour.

Brown et Sullivan [17] ont décrit les résultats du test pour un système qui utilise un algorithme amélioré d'alignement cinématique qui fournit une solution de navigation de qualité, leur configuration d'intégration est fortement couplée. Un filtre de Kalman à 32 états a été implémenté en utilisant le logiciel InterNav de la société Navsys.

Moon et al [18] traitent en premier les mesures GPS avant de les envoyer à leur filtre de Kalman à 9 états. Une IMU de Honeywell type HG1700 a été utilisée avec un GPS Motorola UT Oncore, qui peut capter 8 satellites GPS simultanément. Salychev et al [19] utilisent une IMU MotionPak et l'intègrent avec un GPS (GLONASS) et un DGPS, pour fournir la capacité de navigation lors des coupures GPS pour une dizaine de secondes. Des tests aériens et terrestres ont été effectués et la robustesse

du système a été étudiée. Les données de l'IMU ont été enregistrées à une fréquence de 46 Hz.

Kwon [20] a étudié la gravimétrie aéroportée et il l'a comparé aux mesures terrestres de gravité. La combinaison GPS/INS est connue pour montrer de très bonnes performances dans la récupération du signal de gravité. Un nouvel algorithme utilisant des mises à jour d'accélération au lieu des mises à jour conventionnelles de position ou de vitesse a été développé. Il s'avère moins gourmand en termes de calcul puisque les équations de navigation n'ont pas besoin d'être intégrées. Des données d'un vol réel ont été testées sur le système conçu par Kwon et les simulations ont été discutées en détail dans ses travaux. Une étude comparative entre l'approche traditionnelle et la nouvelle approche du filtre de Kalman a été faite.

Ronnback [21] a testé son filtre de navigation INS/GPS écrit en C++ sur un véhicule aérien. Une IMU redondante 4 axes nommée Tetrad a été utilisée. Un filtre de Kalman à 9 états a été implémenté avec des mesures de position et de vitesse à partir du GPS. Gautier [22] a conçu un outil d'évaluation généralisé GPS/INS (GIGET) qui aide dans la sélection des combinaisons de capteurs pour n'importe quelle application ou un ensemble d'exigences qui inclut un récepteur GPS à cinq antennes et quarante canaux fournissant l'attitude, la position et le temps. Une IMU de haute gamme Honeywell HG1700 est intégrée avec ce GPS en utilisant un filtre de Kalman étendu à 21 états et testée sur leur UAV (Unmanned Air Vehicle) fait-maison Dragonfly.

Dans son travail, Mayhew [23] propose plusieurs méthodes pour l'amélioration des capacités du système d'estimation de la position par l'incorporation d'autres capteurs, incluant des systèmes de navigation inertielle filtré par Kalman, basé sur des techniques de fusion sensorielle floue. Un test terrestre du système a été fait. Des capteurs de localisation à l'estime sont utilisés pour collecter des données d'odométrie. Un PC Pentium 133 MHz a été utilisé pour effectuer tous les calculs. Le filtre de Kalman à 9 états a été exécuté à chaque mise à jour de la mesure INS.

Des nombreux bons livres concernant le GPS en général. Deux qui ont été trouvés très utiles sont (*Understanding GPS, Principles and Applications*) [24] édité par Elliot D.

Kaplan et (*Global Positioning System : Theory and Applications*) [25] édité par Bradford W. Parkinson et James J Spliker Jr. Tous deux étudient le système GPS depuis les concepts théoriques fondamentaux jusqu'à la mise en œuvre et le premier est plus compréhensible pour quelqu'un qui découvre le GPS. Ce dernier est un ouvrage complet en deux volumes qui étudie le fonctionnement du système et comprend l'examen de nombreuses applications pour le GPS.

M. Specht [52] a été proposé une méthode d'analyse de positionnement à l'aide des systèmes de navigation par satellite (GNSS) dans les chemins de fer polonais (PKP) », et Mr K. Krasuski, La technologie satellitaire GNSS permet à l'opérateur de définir l'emplacement de l'aéronef et du véhicule terrestre en utilisant des méthodes absolues et différentielles [53], M. Bakula [54] a étudié le système de positionnement GNSS du code réseau pour une initialisation plus rapide de l'ambiguïté GPS L1-L5. Grzegorzewsk Naviguer un aéronef au moyen d'un potentiel de position dans l'espace tridimensionnel [55]. K. Krasuski a Déterminer la trajectoire d'un d'avion en vol dans des expériences aéronautiques en Pologne [56].

Des techniques d'estimation telles que EKF sont fréquemment utilisées. Sur la base d'un modèle d'erreur INS et de mises à jour GPS, KF calcule les erreurs de localisation, de vitesse et de tangage [57], [58]. L'application de cette méthode nécessite donc un modèle d'erreur pour l'INS et un modèle de mesure pour le GPS.

Pour le système de navigation inertielle strapdown (SINS), la procédure d'alignement initial est une nécessité avant que la navigation puisse commencer. Une stratégie innovante de traitement des données appelée résolution avant et arrière est proposée pour l'alignement initial de l'INS [59].

II.3.2 Calcul de la solution de navigation est implémenté sur plateformes embarquées

Wang et al [60] a implémenté un filtre de Kalman à 21 états pour l'hybridation INS-GPS faiblement couplée en utilisant deux (02) DSP (Digital Signal Processor) pour

effectuer les calculs. Les performances de sensibilité ont été analysées dans leurs travaux.

Jie et al [61] utilise deux récepteurs GPS non seulement pour estimer la position mais aussi l'alignement de l'azimut. Ils utilisent un ordinateur PC 104 pour effectuer leurs calculs. Ils ont implémenté un mode fortement couplé du filtre de Kalman.

D'autres études récentes [62-63] ont été menées pour implémenter le système INS-GPS sur architecture reconfigurable de type FPGA. Bonato et al [64, 65] présentent des implémentations de l'hybridation INS-GPS sur FPGA pour les robots mobiles. Dans [63] les auteurs ont implémenté un EKF (à 5 états) sur carte FPGA Celoxica RC250, ils ont atteint une vitesse de calcul de boucle Kalman de 1.8 K cycle/s. Et dans [64], un filtre EKF est appliqué à un modèle odométrique d'un robot mobile, le calcul est effectué par un processeur NIOS II d'Altera. Abdelfatah et al [66] proposent un système de navigation multi-capteurs pour la navigation des véhicules terrestres en utilisant une carte FPGA. Les auteurs effectuent une comparaison entre le calcul hors ligne sur PC et le calcul en ligne sur le processeur MicroBlaze. Ils sont évalués l'erreur entre le calcul simple précision (SP) et le calcul double précision (DP) en latitude et en longitude. Cependant, Islam et al [67] proposent une méthodologie pour la conception de systèmes de navigation INS/GPS. Ils montrent l'avantage d'implémenter le filtre de Kalman sur processeur MicroBlaze de Xilinx, avec un format simple précision, par rapport à une mise en œuvre sur PC standard.

D'autres travaux réalisés par Yong Li et al [61] décrivent un système de navigation INS/GPS à bas coût implémenté sur plateforme FPGA, les capteurs employés sont un récepteur GPS de type OmniStar-HP8200 et une IMU de C-MIGITS II, Le système de navigation est bâti autour du processeur soft-core NIOS II d'Altera avec un système d'exploitation eCOS. Ce système électronique est réalisé pour naviguer dans des milieux urbains. Dans [62], Un mécanisme de synchronisation est développé pour gérer la communication entre le processeur NIOS II et les différents capteurs. Ce dernier point constitue l'un des effets de bords induit par les architectures multi capteurs distribués (autonomes) sur bus de communications.

II.4 Conclusion

Après toutes ces études et des recherches des différents travaux réalisés dans la communauté scientifique nationale et internationale. Nous avons focalisé nos efforts et avec nos moyens disponibles, sur un travail qui consiste à la combinaison des données réelles fournis par les deux capteurs IMU et GPS.

Le système développé pour faire le process de combinaison des données est appuyé sur un système de navigation hybride INS-GPS, qui basé sur filtre de Kalman ; et cela pour tirer profit des avantages des différentes capteurs en termes de disponibilité de l'information et précision. D'autre part, nous avons appliqué une approche nommée "dégrée d'observabilité" comme un moyen d'assurance de bonne visibilité et de bon contrôle de notre système de navigation développé.

CHAPITRE III

III. Systèmes de Navigation INS-GPS, GPS, Récepteur GPS, INS et Filtre de Kalman

III.1 Introduction

Ce sous-chapitre a pour but d'expliquer les Systèmes de Navigation INS-GPS, Système de Positionnement Globale (GPS), Récepteurs GPS, Filtre de Kalman (FK), les principes de la navigation inertielle, puis de présenter les accéléromètres, les gyromètres et finalement d'expliquer les bases de l'algorithme de mécanisation.

III.2 Systèmes de Navigation INS-GPS

Le système de localisation peut être défini comme un ensemble des capteurs et des techniques. Ces derniers doivent permettre de savoir de manière suffisamment précise la pose du véhicule (position, vitesse et orientation) et capable de tracer les trajectoires effectuées dans une cartographie connue [45].

Dans le cas de notre travail, nous nous intéressons à la localisation d'un véhicule terrestre se déplaçant sur une route. Sa position est exprimée dans un référentiel local plan.

III.2.1 Différents concepts de localisation

La localisation d'un véhicule est basée sur des informations issues d'une diversité de capteurs embarqués à bord. Le nombre important des capteurs disponibles dans les véhicules modernes offre une multitude de méthodes de localisation. Elles peuvent être classées en trois : *la localisation absolue*, la *localisation par estimation* ainsi que la *localisation* dite *hybride* qui combine les deux premières [23]. Cette classification est basée essentiellement sur les sources de l'information et donc sur la distinction des capteurs utilisés, qui se divisent en deux catégories selon la nature de l'information qui fournissent :

Les capteurs extéroceptifs : ils fournissent des informations relatives à l'environnement du véhicule (position par rapport à un référentiel terrestre global, des distances par rapport à des objets, ...).

Les capteurs proprioceptifs : ils fournissent des informations de l'état interne du véhicule comme l'angle de braquage, le nombre de tours effectués par une roue, ...).

D'après cette classification, les capteurs extéroceptifs se rapportent à la localisation absolue, et les capteurs proprioceptifs à la localisation par estimation. La localisation hybride quant à elle utilise conjointement les deux types de capteurs.

III.2.1.1 Localisation par estimation

La localisation par estimation, dite encore relative, permet au véhicule de naviguer par estimation "*dead reckoning*". Elle utilise uniquement les mesures de ses mouvements propres fournies par ses capteurs proprioceptifs. L'idée principale est d'intégrer les mesures fournies par les capteurs pour estimer la position du véhicule connaissant la configuration initiale. L'exemple le plus classique est l'odomètre qui mesure le nombre de tours qu'a effectués une roue. Par intégration et connaissant sa configuration initiale, on obtient une estimation de la position du mobile se déplaçant sur un sol plan. Leur précision peut être considérée comme correcte sur de faibles distances, à cause des techniques d'intégration qui cumulent les erreurs. Les sources de ces erreurs résident dans l'imprécision des paramètres géométriques du véhicule (rayon des roues, base du véhicule), ainsi que les phénomènes de glissement et/ou de patinage des roues non pris en compte [23].

Les accéléromètres sont des capteurs inertiels qui se basent sur les mêmes techniques de calcul de position que les odomètres. Ils mesurent la force à laquelle est soumise une masse pour en déduire son accélération. Après double intégration, on retrouve une estimation du déplacement linéaire du véhicule. Il existe plusieurs types comme les accéléromètres à jauges de contraintes, piézoélectriques, à détection capacitive ou encore pendulaire à déplacement asservis [34].

Un autre exemple, similaire à l'accéléromètre, est le gyroscope, qui est un appareil permettant d'effectuer une mesure de la rotation absolue de son boîtier. On distingue les gyroscopes mécaniques qui utilisent les propriétés inertielles de la matière et les gyroscopes à laser qui utilisent les propriétés de la lumière cohérente.

III.2.1.2 Localisation absolue

La localisation absolue utilise les mesures des capteurs extéroceptifs pour déterminer la position du véhicule dans un repère global lié à son environnement. Les capteurs extéroceptifs permettent de recalculer périodiquement la localisation obtenue par la mesure des mouvements. La caractéristique essentielle de ce type de localisation se récapitule dans la précision qui ne dérive pas au cours du temps. Par contre, leurs inconvénients majeurs se résument dans les problèmes de disponibilités de l'information et du temps de latence. En outre, la fréquence lente des mesures pose parfois un problème par rapport à la dynamique du système.

III.3 Système de Positionnement Globale (GPS)

Le système de positionnement global (GPS) est un système de positionnement par satellite pour lequel de nouvelles utilisations et applications sont régulièrement trouvées. Au cours des dernières années, il a également trouvé sa place dans l'espace. Non seulement le GPS peut être utilisé pour calculer la position et la vitesse d'un satellite, mais il peut également être utilisé, par exemple, pour des expériences scientifiques telles que des études atmosphériques et pour la navigation relative de formations satellitaires. GPS (*Global Positioning System*) est à l'origine un système militaire américain, conçu dans les années 70 et contrôlé par le Département de la Défense (DoD) (DoD : *Department of Defence*). Il a succédé au système NAVSTAR GPS (*Navigation Signal Timing and Ranging Global Positioning System*), opérationnel en 1964.

III.3.1 Constitution du système GPS

Le système GPS, est composé de trois composantes principales : spatial, contrôle et utilisateur [36] [30].

III.3.1.1 Segment spatial

Les 31 satellites sont repartis sur 6 plans orbitaux, dont l'inclinaison d'environ 55° par rapport à l'équateur. Ils suivent une orbite quasi circulaire à une altitude environ 20 000 Km. Chaque satellite possède un oscillateur qui dispose d'une fréquence

fondamentale de 10,23 MHz calibrée sur des horloges atomiques. L'émetteur génère un signal daté précisément grâce à l'horloge atomique, ainsi que des éphémérides permettant le calcul de leurs coordonnées prédites. L'émetteur est constitué de deux ondes appelées L1 et L2 (de fréquences respectives 1575,42 MHz et 1227,60 MHz), qui transmet régulièrement des signaux horaires, la description des orbites suivie et d'autres informations (état des satellites, décalage d'horloge des satellites, etc.) [2].

Pour fournir des possibilités de positionnement globales en continu, un arrangement satellitaire a été développé pour assurer la visibilité de quatre (4) satellites au minimum en bonne position géométrique pendant 24 heures par jour pour n'importe quel point sur la terre.

III.3.1.2 Segment du sol

La composante de contrôle a pour principale fonction de piloter et surveiller le système GPS. Elle est composée de cinq (5) stations situées à travers le monde. Elles enregistrent tous les signaux émis par les satellites, calculent leurs éphémérides (orbites, paramètres d'horloge, codes, etc.), et transmettent des données aux satellites [23].

III.3.1.3 Segment utilisateur

La partie des utilisateurs comprend l'ensemble des récepteurs civils et militaires qui reçoivent des informations depuis les satellites ou depuis d'autres récepteurs ou encore des systèmes de positionnement précis. Ils ont pour fonctions de mesurer des distances entre l'antenne réceptrice et les satellites émetteurs, de décoder les messages radiodiffusés qui contiennent les éphémérides servant aux calculs de la position des satellites au temps d'observations, et de calculer la position de l'utilisateur à l'aide des méthodes numériques en se basant sur le principe de la triangulation. Plusieurs types de récepteur offrent des fonctions de navigation et la possibilité de sauvegarder les coordonnées calculées et les observations.

III.3.2 Principe du positionnement

La position du récepteur est déduite de la mesure de la distance qui sépare chaque satellite du récepteur. Supposons connues les distances D_1 , D_2 , D_3 de 3 satellites (Figure 2). On peut en déduire que le récepteur se trouve à l'intersection des 3 sphères de rayon D_1 , D_2 et D_3 centrées respectivement sur les 3 satellites O_1 , O_2 , O_3 .

Or l'intersection de deux sphères donne un cercle et l'intersection de ce cercle avec la 3^{ème} sphère donne 2 points. Le doute est aisé à lever car un de ces points se trouve au-dessus de l'altitude des satellites et l'autre (le bon) se trouve en dessous.

Enfin l'intersection de 4 sphères lève complètement le doute : il ne reste qu'un seul point d'intersection des 4 sphères.

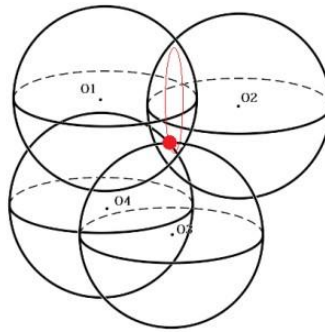


Figure 2. *Principe du Positionnement*

III.3.2.1 Pseudo-distance

Il s'agit donc de mesurer la distance séparant le récepteur des satellites. Celle-ci est calculée à partir du temps de propagation du signal porteur. Connaissant l'heure exacte de production d'une transition déterminée du signal satellite, il suffit de lire l'heure d'arrivée de cette transition sur l'horloge du récepteur pour calculer le temps de propagation par différence. En multipliant ce temps par la vitesse de la lumière c , on obtient une valeur de distance qui est traditionnellement appelée « pseudo-distance » dans la terminologie GPS [39].

Chaque satellite émettant en permanence sa position et l'heure de ses émissions, on peut en déduire la distance satellite - récepteur

$$D_i = c(t_r - t_i^0) = \sqrt{(X_i - U_x)^2 + (Y_i - U_y)^2 + (Z_i - U_z)^2} \quad (1)$$

Avec :

D_i : la pseudo-distance entre le récepteur et le satellite.

c : la vitesse de la lumière.

t_i^0 : le temps GPS où le signal est émis du satellite.

t_r : le temps GPS où le signal émis à t_i^0 est reçu.

$X_i Y_i Z_i$: les coordonnées connues du satellite S_i à l'instant

$U_x U_y U_z$: les coordonnées inconnues du récepteur de l'utilisateur.

Remarque : $X_i Y_i Z_i U_x U_y U_z$ sont les coordonnées cartésiennes géocentriques.

Le calcul de pseudo-distance

À partir de l'équation précédente on obtient :

$$(X_i - U_x)^2 + (Y_i - U_y)^2 + (Z_i - U_z)^2 = D_i^2 \quad (2)$$

L'équation ci-dessus est donc une équation à 3 inconnues. Pour la résoudre, il faut disposer de 2 autres équations du même type associés à 2 autres satellites.

III.3.2.2 Horloge locale

La solution précédente suppose que l'utilisateur dispose d'une horloge locale parfaite, ce qui n'est évidemment jamais le cas. Les satellites embarquent une référence de temps précise et surtout stabilisée (horloge atomique). Elles sont corrigées par le segment contrôle afin de rattraper les éventuelles dérives (Figure 3).

Les récepteurs quant à eux sont équipés d'un simple oscillateur à quartz compensé en température (TCXO), principalement pour des raisons de coût et d'encombrement. L'horloge du récepteur n'est donc pas à priori synchronisée avec le temps GPS. Il y a de ce fait un offset de temps qui induit une erreur sur le calcul des distances satellites – récepteur. Dans les calculs précédents on parle donc de pseudo-distance.

L'ensemble des horloges de la constellation des satellites étant parfaitement synchronisé, l'offset de temps est donc le même entre le récepteur et tous les satellites

; les pseudo-distances présentent donc le même offset au même instant. L'erreur peut donc être facilement calculée et corrigée.

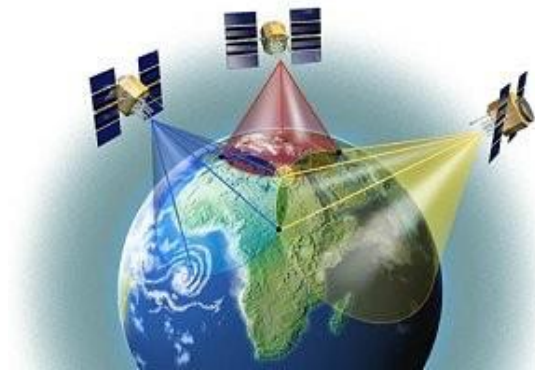


Figure 3. *Horloge locale*

III.3.2.3 Equation de navigation

Le récepteur GPS ne connaît pas le temps GPS exact. Il ne connaît que l'écart relatif par rapport aux satellites. Un quatrième satellite est nécessaire pour calculer la position exacte.

Calcul de la distance satellite – récepteur

En développant, l'équation devient :

$$\left(X_i^2 + Y_i^2 + Z_i^2 \right) - 2 \left(X_i U_x + Y_i U_y + Z_i U_z - D_i c \Delta t \right) + \left(U_x^2 + U_y^2 + U_z^2 - (c \Delta t)^2 \right) = 0 \quad (3)$$

Avec :

Δt : l'offset de l'horloge interne du récepteur.

Il suffit donc d'appliquer cette équation à 4 satellites de la constellation. Dès lors, le nombre des inconnues passe à 4 et l'on aboutit à un système de 4 équations à 4 inconnues établies à partir des 4 satellites. Par transformations mathématiques, on élimine les termes relatifs à Δt et on obtient U_x, U_y, U_z

Il ne reste plus qu'à transformer ces coordonnées géo-centrées en coordonnées géographiques.

III.3.2.4 Relativité

Outre l'incertitude associée à l'horloge du récepteur, la relativité restreinte et la relativité générale interviennent de façon fondamentale.

La première implique que le temps ne s'écoule pas de la même façon dans le référentiel du satellite, parce que celui-ci possède une grande vitesse par rapport au référentiel du récepteur.

La seconde explique que la plus faible gravité au niveau des satellites engendre un écoulement du temps plus rapide que celui du récepteur.

Le système tient compte de ces deux effets relativistes dans la synchronisation des horloges. Par exemple les fréquences émises sont légèrement décalées (0,45 ppb, précisément $4,4645 \cdot 10^{-10}$, ce qui correspond à un décalage de quelque 38,57 microsecondes par jour) pour être reçues au sol avec la valeur voulue. Sans cela l'erreur sur la mesure de la pseudo-distance serait de plus d'un kilomètre

III.3.2.5 Conversion des coordonnées

Dans les expressions précédentes U_x, U_y, U_z sont exprimées en coordonnées géocentriques. Ce système n'est pas adapté aux pratiques de navigation modernes et nécessite donc une conversion en coordonnées géographiques, plus adaptées à la lecture de la carte. Le récepteur GPS doit donc effectuer ces conversions. Certains d'entre eux permettent à l'opérateur de choisir le système de coordonnées affiché.

III.3.2.6 Coordonnées géocentriques

Le système de coordonnées géocentriques n'est pas un système de coordonnées planaire basée sur une projection cartographique. C'est un système de coordonnées dans lequel la Terre est modélisée sous la forme d'une sphère ou d'un ellipsoïde dans un système XYZ (cartésien 3D), mesuré à partir du centre des masses de la Terre (Figure 4). C'est le cas des aéronefs.

Les coordonnées d'un point M de la surface de la Terre peuvent être exprimées sous la forme de coordonnées cartésiennes géocentriques (x, y, z) prises dans un repère

orthonormé dont l'origine est le centre des masses de la Terre, Oz l'axe de rotation de la Terre et xOy le plan de l'équateur. L'axe x pointe vers le méridien de Greenwich, l'axe z est confondu avec l'axe de rotation de la terre et l'axe y est normal au plan xOz.

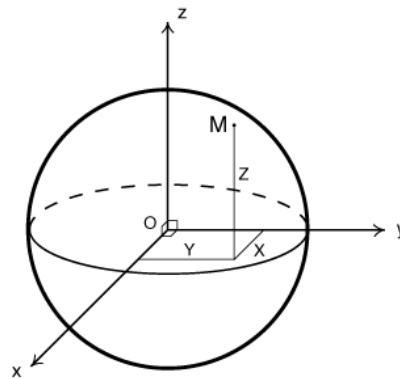


Figure 4. *Système de coordonnées géocentriques*

III.3.2.7 Surface de référence

La détermination de points nécessite l'utilisation d'une surface de référence mathématiquement simple qui représente le mieux possible la forme de la Terre. Cette surface est l'ellipsoïde de révolution qui est une sphère aplatie aux pôles (Figure 5).



Figure 5. *Géοide*

Il existe de nombreux ellipsoïdes représentant la Terre dont les dimensions varient de l'ordre de quelques centaines de mètres.

Le demi-grand axe de l'ellipsoïde a une valeur d'environ 6 370 km et le demi-petit axe une valeur d'environ 6 350 km.

III.3.2.8 Coordonnées géographiques

Les coordonnées géographiques d'un point M de la surface de la Terre sont la longitude λ et la latitude φ de la projection de M sur l'ellipsoïde suivant la normale et la distance algébrique h de Mo à M (Figure 6).

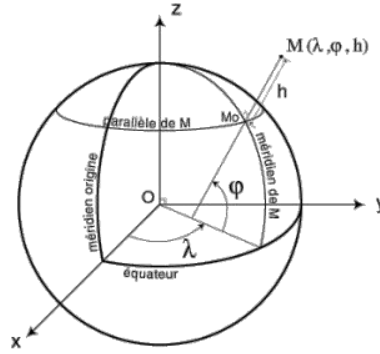


Figure 6. *Système de coordonnées géographiques*

La longitude λ : c'est l'angle orienté entre le plan méridien origine et le plan méridien contenant le point M. Le méridien origine internationale est celui de Greenwich.

La latitude φ : c'est l'angle orienté entre le plan de l'équateur et la normale à l'ellipsoïde passant par le point M.

La hauteur h : c'est la distance algébrique MoM entre le point M et l'ellipsoïde.

III.3.2.9 Conversion

Les formules suivantes permettent la conversion coordonnées géocentriques $\rightarrow$ coordonnées géographiques

Conversion de la longitude

$$\ddot{e} = \arctan\left(\frac{y}{x}\right) \quad (4)$$

Conversion de la latitude (version simplifiée)

$$\ddot{o}_n = \arctan\left(\frac{z + e^2 N_{n-1} \sin(\ddot{o}_{n-1})}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right) \quad (5)$$

Le passage $(x, y, z) \rightarrow (\ddot{e}, \ddot{o}, h)$ est compliqué car la grandeur N est fonction de la latitude. Avec la formule simplifiée (ci-dessus) la conversion est plus facile : trois itérations suffisent en moyenne pour obtenir une valeur de la latitude avec une

convergence meilleure que le millimètre à partir de $\ddot{o}_0$ comme valeur de départ approchée.

$$\ddot{o}_0 = \arctan\left(\frac{z}{(1-e^2)\sqrt{x^2+y^2}}\right) \quad (6)$$

$$N(\ddot{o}) = a(1 - e^2 \cdot \sin^2 \ddot{o})^{-\frac{1}{2}} \quad (7)$$

Avec : λ : longitude géodésique

$\ddot{o}$: latitude géodésique

h : hauteur ellipsoïdale

a : demi grand axe de l'ellipsoïde

e : excentricité de l'ellipsoïde

$N(\ddot{o})$: Grande normale

Conversion de la hauteur

$$h = \arctan\left(\frac{\sqrt{x^2+y^2}}{\cos \ddot{o}}\right) - N \quad (8)$$

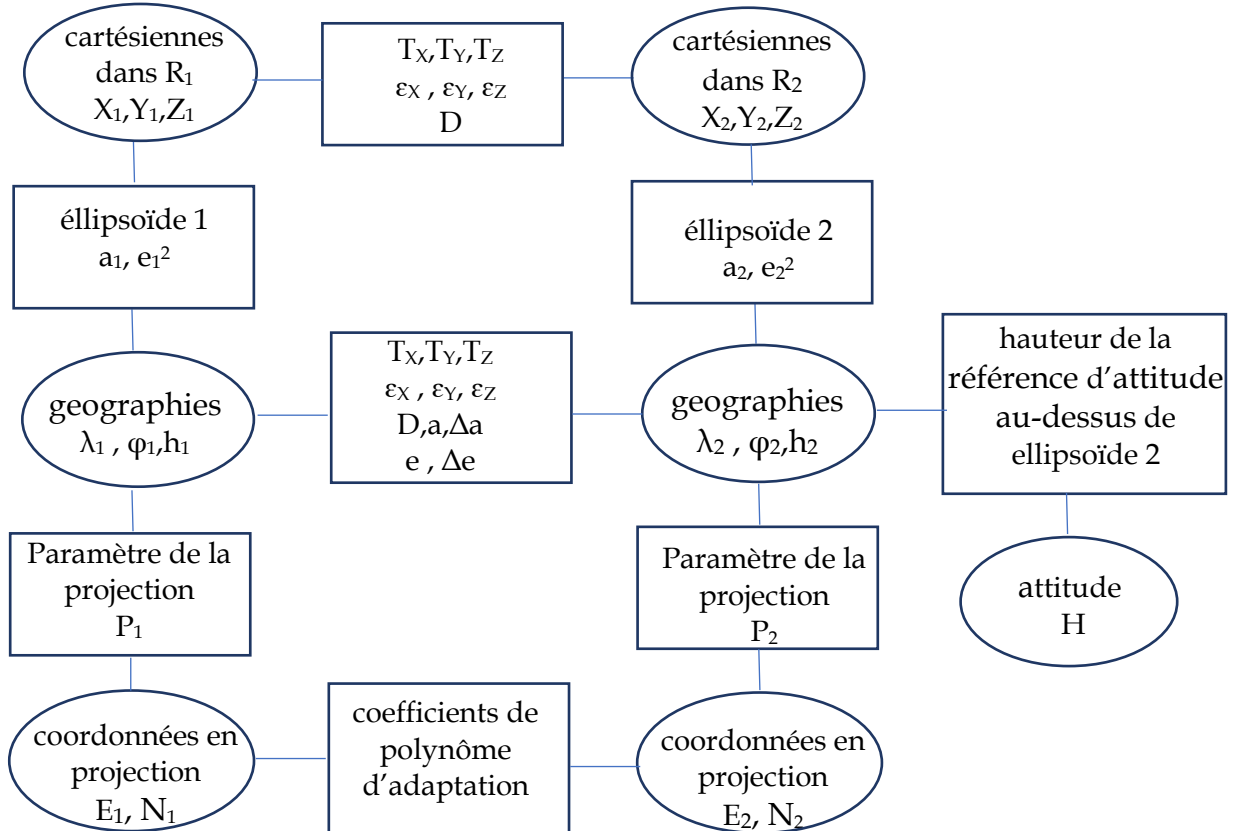


Figure 7. Diagramme de conversion des coordonnées

III.3.2.10 Précision

La précision que l'on peut s'attendre à obtenir sur un positionnement par observations de corps célestes naturels ou artificiels dépend de deux facteurs indépendants, soit :

- De la précision avec laquelle on connaît la position de ces corps. Dans le cas du GPS il s'agit de UERE (User Equivalent Range Error), une donnée calculée à partir du message de navigation de chaque satellite.
- Des angles d'observation. C'est le facteur géométrique dont découle la notion de GDOP.

Le tableau ci-dessous dresse la synthèse des principales possibilités d'erreur et de leur valeur estimée.

Source d'erreur	Erreur sur la mesure du temps (en ns)	Erreur sur la distance (en m)
Stabilité en fréquence du satellite, variations d'accélération	35	10,5
Connaissance de la position du satellite et autres ...	33	10
Traversée de la troposphère	13	3,9
Traversée de l'ionosphère	33 à 65	9,8 à 19,6
Stabilité horloge utilisateur et autre, résolution du récepteur et bruit, précision de la résolution des équations	9,7	2,9
Trajets multiples	8	2,4

Tableau 1. Principaux facteurs d'erreur

Note : en théorie l'incertitude de la mesure est égale à la somme des incertitudes. En pratique les erreurs se compensent plus ou moins permettant une précision jusqu'à 10 fois supérieure.

III.3.2.11 UERE

L'UERE est un terme rassemblant différentes sources d'erreurs relatives à la mesure de la distance satellite – récepteur. Ce sont :

a) Erreurs sur les orbites

Les lois de Kepler décrivent les mouvements des orbites planétaires. On peut les appliquer à un satellite en orbite autour de la terre en faisant l'hypothèse que la seule masse produisant une attraction est la terre.

Ce n'est, bien entendu, pas le cas en réalité :

- La Terre n'est pas une sphère parfaite et présente donc un champ de gravité non uniforme. Les modèles mathématiques actuels fournissent une assez bonne correction.
- Les autres corps du système solaire exercent leur propre champ gravitationnel qui ont une influence sur les satellites. Là également, ces effets sont assez facilement corrigés.
- Les satellites GPS ne voyagent pas dans le vide parfait. Ils peuvent être exposés à des frottements sur les couches supérieures de l'atmosphère. Dans le système GPS le phénomène est négligeable.

Malgré la transmission des éphémérides, les satellites GPS ne sont pas en mesure de fournir toutes les données exactes permettant aux récepteurs d'annuler complètement ces effets indésirables.

b) Erreurs atmosphériques

Si les erreurs dues à la propagation des signaux GPS dans l'ionosphère sont assez bien corrigées par l'emploi de deux fréquences (**L1** et **L2**), la correction des erreurs dues à la traversée de la troposphère repose sur des modèles. De l'exactitude de ces derniers dépend la précision des corrections apportées.

c) Erreurs du segment spatial

Les erreurs non intentionnelles introduites par les satellites sont principalement dues aux offsets des différentes horloges. La cause de ces erreurs réside principalement dans la manière dont sont introduites les corrections d'horloges par le segment contrôle. Les données de chaque satellite observable sont collectées par les différentes stations de contrôle, puis acheminées à la station principale de Colorado Springs. A partir de ces données, les futurs paramètres à introduire dans les satellites sont élaborés, puis envoyés vers les différentes stations où elles sont émises vers les satellites. Les délais nécessaires à ces opérations ainsi que les modèles

mathématiques imparfaits apportent des dégradations similaires au S/A mais d'amplitudes plus faibles.

d) Trajets multiples

Il s'agit d'un phénomène de propagation qui fait que les signaux radio atteignent l'antenne par deux ou plusieurs trajets (Figure 8). Les causes de ces trajets multiples comprennent la canalisation atmosphérique, la réflexion et réfraction ionosphérique, et la réflexion d'une nappe d'eau, de montagnes, d'arbres ou d'édifices. La correction différentielle ne compense pas toutes les erreurs causées par les trajets multiples. Certaines précautions peuvent atténuer la sensibilité de l'antenne GPS à ces reflets de signaux, par exemple en s'éloignant des structures réfléchissantes comme les immeubles (Figure 9). Un combiné récepteur/antenne haut de gamme pourra mieux rejeter les trajets multiples, alors qu'un dispositif moins dispendieux tolérera un plus grand nombre de trajets multiples.

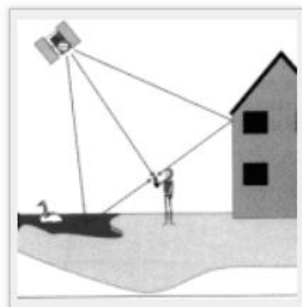


Figure 8. *Trajets Multiples*

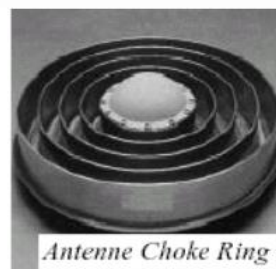


Figure 9. *Antennes GPS réduisant les trajets multiples*

e) Bruit des récepteurs

Même sans antenne branchée, un récepteur démodule un bruit de fond. Ce bruit de fond (bruit blanc, souffle...) est généré par le récepteur lui-même et il s'ajoute d'une part aux bruits parasites recueillis par l'antenne et d'autre part au signal utile qui dans le cas du GPS est complètement noyé. Sauf cas très particulier, un récepteur est toujours relié à une antenne pour recevoir un signal particulier sur une fréquence donnée. En même temps que le signal utile, l'antenne fournit au récepteur une foule de signaux indésirables mais surtout du bruit de fond radioélectrique d'origine naturelle (venant de l'espace ou produit par les orages terrestres) ou généré par les activités humaines. Le niveau de ce bruit de fond est très variable en fonction de la saison, de la situation géographique de l'antenne et de son environnement immédiat.

f) Bruit radioélectrique

Lorsqu'on raccorde une antenne à un récepteur, on se rend compte que, même en l'absence de signaux, le niveau du bruit de fond audible dans le haut-parleur ou le casque augmente de façon plus ou moins importante. Ce souffle, qui s'ajoute au bruit généré par le récepteur, est le bruit externe. Dans le cas des récepteurs GPS le bruit de fond n'est pas audible mais perturbe la démodulation des signaux reçus des satellites.

Les signaux nuisibles externes au récepteur qui gênent le décodage des signaux peuvent être regroupés grossièrement en trois familles :

- **Brouillage** : c'est le signal d'un émetteur voisin de la fréquence occupée, l'harmonique d'un émetteur commercial, le rayonnement indésirable du décodeur TV du voisin... ou un brouilleur militaire. Il occupe une fréquence ou une bande de fréquence restreinte et pourrait être identifié.
- **Parasite** : crépitements correspondant à l'étincelle d'allumage d'un moteur à explosion mal antiparasité ou d'une clôture électrique, ou encore d'un amorçage aux bornes d'un isolateur défectueux... Les parasites sont souvent périodiques et couvrent une très large bande de fréquence. Leur amplitude

décroît avec la fréquence, ils sont donc surtout audibles sur les bandes les plus basses. Les signaux GPS sont peu parasités.

- **Bruit** : souffle continu sur une bande de fréquence plus ou moins large. Il est provoqué par un très grand nombre de signaux survenant de façon aléatoire et que l'on ne peut isoler.

g) Facteurs de qualité

Le principe du positionnement par GPS nous montre que des contraintes existent en termes de distribution de la constellation. En effet, une mauvaise répartition des satellites engendrera une faible précision de positionnement.

Pour qualifier cette géométrie, on dispose généralement d'indicateurs notés DOP (*Dilution Of Precision*) et qui donnent, à un instant donné, une appréciation de l'affaiblissement de la précision pour :

- Un positionnement planimétrique : HDOP (*Horizontal DOP*)
- Un positionnement altimétrique : VDOP (*Vertical DOP*)
- Une détermination du temps : TDOP (*Time DOP*)
- Un positionnement 3D (avec un minimum de trois satellites) : PDOP (*Position DOP*)

Enfin, on retient souvent un dernier facteur appelé GDOP (*Geometric DOP*) qui intègre le PDOP et le TDOP. Il n'est le plus souvent accessible que sur des récepteurs géodésiques et nécessite la visibilité de quatre satellites au minimum

GDOP GDOP (*Geometric Dilution Of Precision*) ce qui peut se traduire par : diminution de la précision d'origine géométrique.

C'est un nombre sans dimension qui dépend uniquement des situations relatives des satellites et de l'utilisateur et qui permet d'évaluer pour un instant donné l'erreur imputable à la géométrie du système.

Calcul de la GDOP

$$GDOP = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_t^2} \quad (9)$$

Où

σ_x : est la covariance de la position selon l'axe X

σ_y : est la covariance de la position selon l'axe Y

σ_z : est la covariance de la position selon l'axe Z

σ_t : est la covariance du temps de l'utilisateur

Rappel : En théorie des probabilités et en statistique, la covariance entre deux variables aléatoires est un nombre permettant de quantifier leurs écarts conjoints par rapport à leur espérances respectives.

Rappel : En théorie des probabilités, l'espérance mathématique d'une variable aléatoire réelle est, intuitivement, la valeur que l'on s'attend à trouver, en moyenne, si l'on répète un grand nombre de fois la même expérience aléatoire.

En fait la **GDOP** doit être considérée comme un facteur d'aggravation de l'erreur probable sur la pseudo-distance

D'une manière plus pratique, on peut considérer que la **GDOP** est proportionnelle à l'inverse du volume de l'hexaèdre formé par l'utilisateur et les 4 satellites.

La **GDOP**, ou sa version restreinte aux 3 dimensions X, Y, Z : la **PDOP** (*Position Dilution of Precision*), est calculée par le récepteur GPS.

Calcul de la PDOP

$$PDOP = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2} \quad (10)$$

Il faut que la **GDOP** soit la plus faible possible. Des valeurs de 2 à 3 sont excellentes. On admet que la **GDOP** est bonne lorsque sa valeur n'excède pas 6 et qu'elle est inacceptable au-delà de 10. Mais tout dépend du niveau de précision souhaité. Lorsque la constellation GPS est complète et en service et que d'un lieu donné on peut voir simultanément jusqu'à 8 satellites, la **GDOP** ou la **PDOP** calculée sert de

critère de choix des 4 meilleurs satellites. Les meilleurs satellites étant ceux dont les positions relatives conduisent à la plus faible **GDOP** possible (Figure 10).

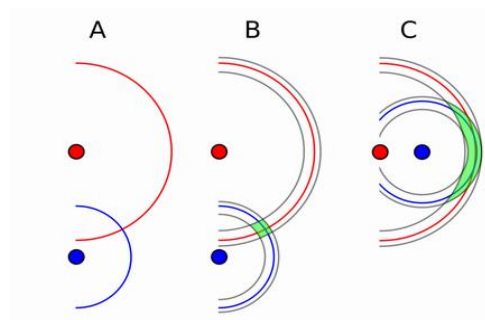


Figure 10. *Notion de GDOP*

Premier exemple (à G) : les satellites sont très proches, mal répartis. La mesure est donc peu fiable, on obtiendra un **GDOP** élevé, supérieur à 8. En pratique il est donc utile pour le récepteur de calculer ce facteur. Dans le cas où un nombre suffisant de satellites sont visibles, le récepteur peut donc choisir de rajouter ou d'enlever des satellites pour la mesure, en choisissant la configuration où la **GDOP** est la meilleure (Figure 11).

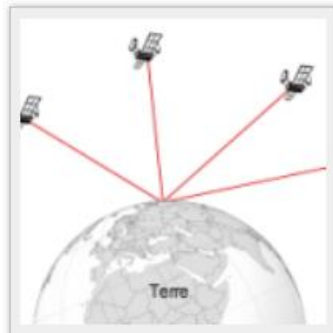


Figure 11. *GDOP favorable*

Deuxième exemple (à D) : les satellites sont bien répartis dans le ciel, ils sont éloignés entre eux. Le facteur **GDOP** est donc bon (Figure 12).



Figure 12. *GDOP Défavorable*

Un autre aspect pratique du **GDOP**, et également le plus simple, est qu'il suffit de multiplier le coefficient **GDOP** obtenu après calcul avec l'erreur « théorique » (compte tenu des erreurs inhérentes au système GPS) pour obtenir une estimation de l'erreur réelle sur la position.

h) Erreur de navigation

L'erreur de navigation est donnée par la relation :

Calcul de l'erreur de navigation.

$$2 \times PDOP \times UERE = UNE \quad (11)$$

Avec :

- UNE (*User Navigation Error*) en mètres.
- UERE en mètres.
- PDOP sans unité.

Lorsque l'altitude présente moins d'intérêt (cas des GPS utilisant une navigation en 2D), le récepteur calcule la EPE (Estimated Position Error) à partir de la HDOP (Horizontal Dilution Of Precision). Dans ce cas :

Calcul de l'EPE

$$2 \times HDOP \times UERE = UNE \quad (12)$$

Avec :

- $HDOP = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}$
- UERE en mètres.
- EPE en mètres

III.4 Récepteurs GPS

Tout d'abord, une description d'un synoptique de principe d'un récepteur est présenté premièrement. Cette description met l'accent sur le frontal RF principal et les caractéristiques typiques de l'antenne du récepteur GPS. Suite à cette description générale, d'autre part présente Les interfaces des récepteurs font également partie de la plate-forme de développement. D'autre part, la deuxième partie présente le système de positionnement globale (GPS) qui offre un aperçu des Architecture du

système GPS, ses principaux composants et le principe qui fait que positionnement global possible.

III.4.1 Constitution des récepteurs GPS

III.4.1.1 Antenne

Généralement semi-omnidirectionnelle (lobe = 1/2 sphère), l'antenne est soit incorporée à l'unité (cas des récepteurs terrestres grand public), soit déportée (cas des aéronefs, des automobiles, des bateaux, etc.). Dans ce dernier cas, un coaxial relie l'antenne au récepteur et des mesures particulières doivent être prises pour compenser l'atténuation ainsi que le temps de propagation dans le coaxial.

La plupart des antennes GPS pour aéronefs sont de type patch. Certains blocs compacts antenne + récepteur GPS sont désignés sous le vocable d'antennes GPS. Ces ensembles miniatures connectés via une liaison USB à un ordinateur sont bien un récepteur complet. Leur appellation d'antenne est un abus de langage.



Figure 13. *Antenne GPS Marine*



Figure 14. *Antenne GPS hélice*

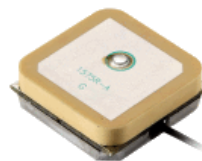


Figure 15. *Antenne GPS Active*

De nombreuses solutions des réceptions GPS existent ; Le présent paragraphe ne décrit que le principe général de ce type de récepteur. Dans le cas présent, sera étudié le synoptique de principe d'un récepteur "civil", lequel n'aura que le code C/A à décoder.

III.4.1.2 Principe décrit est celui d'un récepteur multiplexé.

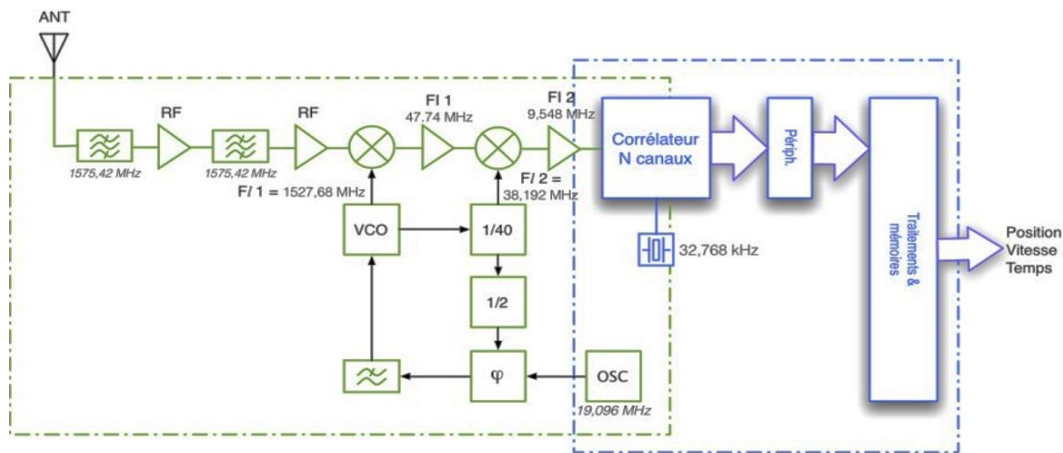


Figure 16. Synoptique de Principe d'un Récepteur

a) Tête HF

Constitué de deux filtres passe-bande et de deux étages amplificateurs à faible bruit, le premier amplificateur est le plus critique, car de son facteur de bruit dépend la qualité de la réception. Son gain est d'environ 15 – 20 dB. Le deuxième amplificateur RF possède un gain d'environ 3 dB, ce qui n'augmente que peu le facteur de bruit global des deux amplificateurs. Les filtres HF sont généralement en technologie céramique. Ils sont destinés à éliminer les raies spectrales indésirables et à rejeter les fréquences images. Leur bande passante est calculée de manière à ne pas atténuer ni déphaser les bandes latérales les plus éloignées de la porteuse.

a.1. 1^{ères} Translation de fréquence

Le premier mélangeur reçoit les signaux amplifiés et la fréquence locale 1 générée par un VCO. Ce dernier est stabilisé par une boucle à verrouillage de phase (VCO + diviseurs + filtre de boucle + oscillateur de référence).

Le filtre de boucle est du deuxième ordre. L'oscillateur de référence est un oscillateur à quartz compensé en température (TCXO).

La fréquence locale 1 $F_{loc1} = 1527,68$ MHz (récepteur infradyne). Par mélange (L1 avec F_{loc1}) on obtient, parmi les produits du mélange, la première fréquence intermédiaire. Par filtrage après le mélange, on ne retient que FI1, soit 47,74 MHz. La fréquence image est fortement rejetée grâce à l'emploi d'un mélangeur à cellules de Gilbert. Ce type de mélangeur est facile à intégrer.

a.2. 1^{ère} Fréquence intermédiaire

Le filtre de FI1 présente une fréquence centrale $F_0 = 47,74$ MHz, et une bande passante typique de 15 MHz. L'amplificateur FI1 présente un gain typique de 25 dB, avec une plage de contrôle de gain de 40 dB.

a.3. 2^{ème} Translation de fréquence

Là encore on utilise un mélangeur à cellule de Gilbert. La fréquence locale FI2 est obtenue en divisant par 40 la fréquence locale FI1. Par filtrage après le mélange, on retient que FI2, 9,548 MHz (+- les bandes latérales).

a.4. 2^{ème} Fréquence intermédiaire

L'amplificateur FI2 présente une bande passante de $\pm 5,0$ MHz en sortie. Un dernier filtrage réduit le bruit avant conversion analogique/Numérique.

b) Corrélateur

On remarque dans ce synoptique que tous les signaux de la constellation GPS "en vue" sont reçus au travers du même récepteur. En sortie du 2^{ème} étage de fréquence intermédiaire on a donc une somme des pseudo-bruits (codes C/A) émis par ces satellites.

Fort heureusement les récepteurs connaissent les pseudo-bruits (seuls les pseudo-bruits en Code Y(P) sont secrets). Pour discriminer chacun des signaux caractéristiques de chaque satellite, la seule méthode consiste à utiliser un corrélateur qui va chercher à mettre en phase le signal reçu d'un satellite avec son code (C/A dans cet exemple).

Les corrélateurs ont la faculté de trouver un signal utile alors qu'il est "noyé" dans le bruit ou fortement perturbé (par un autre pseudo-bruit par ex.).

Le signal issu de FI2 est envoyé en parallèle dans des canaux séparés. Le nombre de satellites pouvant être suivis simultanément dépend du nombre de canaux de traitement disponibles. Chaque canal de traitement présentera ses informations à une unité de calcul, laquelle pourra ensuite fournir position, vitesse et temps. Les canaux de traitement peuvent aussi bien être physiques (hardware) que logiciels (soft)...

- **Procédé de corrélation**

Avant toute opération de corrélation, le récepteur synchronise parfaitement son horloge interne avec le temps atomique des satellites.

Le calcul de la position du récepteur s'effectue à partir du temps mis par les ondes radio (L1 et L2) pour parcourir le chemin satellite – récepteur. La vitesse de propagation de la lumière étant constante, il est aisé d'en déduire les distances satellites – récepteurs. Le corrélateur va donc fabriquer une réplique du code C/A pour le satellite dont il souhaite mesurer la distance, puis il va comparer ce code avec la somme des signaux reçus de la constellation (FI2). Si la réplique du code ne coïncide pas en phase avec les signaux reçus, le corrélateur va décaler la phrase C/A qu'il a fabriquée d'un bit, puis recommencer la comparaison. Lorsque la réplique du code C/A sera en phase avec le signal cherché dans le bruit, un pic d'énergie apparaît en sortie du corrélateur. A ce moment l'unité de calcul va comparer la datation de la phrase émise par le satellite avec le temps local et en déduire la distance satellite – récepteur. Ce processus, itératif, se répète autant de fois que le récepteur possède de canaux de traitements. Puis, une nouvelle phrase est analysée correspondant à une nouvelle position du récepteur si celui-ci se déplace (Figure 17).

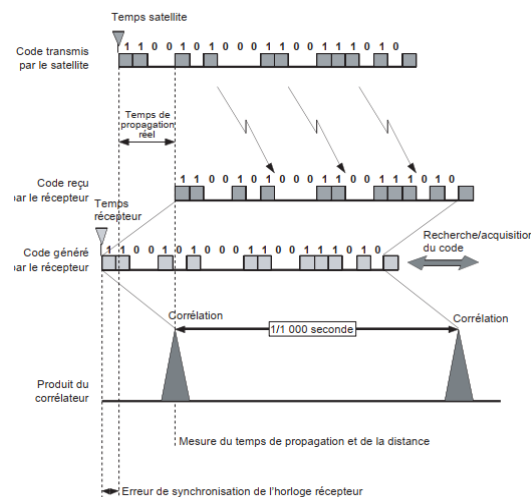


Figure 17. *Corrélation du code pour GPS C/A*

A la mise sous tension le récepteur GPS ne connaît pas l'état de la constellation. Il ne peut donc procéder à une poursuite comme décrit ci-dessus. Le récepteur va donc "essayer" une corrélation avec chaque satellite jusqu'à ce qu'il obtienne l'extraction d'un message de navigation.

C'est à cet instant qu'il aura connaissance des orbites, des almanachs et qu'il pourra synchroniser son horloge avec celle du satellite.

Suivant l'heure et le lieu de mise sous tension, le processus peut prendre 5 à 20 minutes

III.5 Interfaces des récepteurs

Lorsque le récepteur GPS doit être couplé à d'autres équipements tels que ordinateurs, traceurs de route, système de navigation, etc... (Figure 18) il doit utiliser une interface pour transmettre à ces équipements les données calculées. Plusieurs modes de communications existent, citons parmi eux trois protocoles fréquemment employés :

- Protocole NMEA
- Protocole ARINC-429
- Protocole RINEX

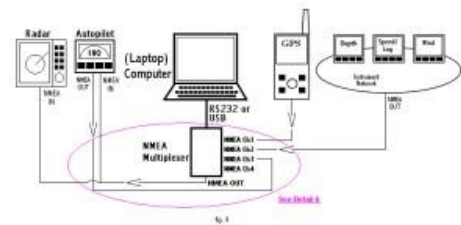


Figure 18. Architecture NMEA

III.5.1 Protocole NMEA

La norme NMEA 0183 (National Marine Electronics Association) est fréquemment employée dans les GPS devant communiquer avec des équipements marins. Toutefois, elle est très répandue et peut également être disponible sur une grande variété d'équipements terrestres.

La norme NMEA 0183 utilise une communication série pour transmettre une trame à un ou plusieurs équipements (Figure 19).

Cette communication série doit être conforme à la norme EIA-422A (La norme EIA-422A est couramment appelée RS-422A. Toutefois une liaison RS-232 fonctionne correctement si la distance câble - ordinateur est courte. Dans ce cas l'ordinateur est le seul équipement raccordable à l'interface NMEA).

La liaison série doit être configurée ainsi :

- Vitesse : 4800 Bauds.
- Bits de données : 8 (bit 7 à 0). Bit de stop : 1

- Parité : sans Handshake : sans.

III.5.1.1 Trames NMEA

Toutes les trames sont transmises sous la forme de caractères ASCII imprimables plus deux caractères invisibles, le retour chariot [CR] et le retour ligne [LF] (Figure 19).

Chaque trame commence par le caractère "\$" et se termine par la séquence [CR][LF] (Figure 18).

Il existe trois types de trames :

- Trames émettrices
- Trames propriétaires
- Trames requêtes

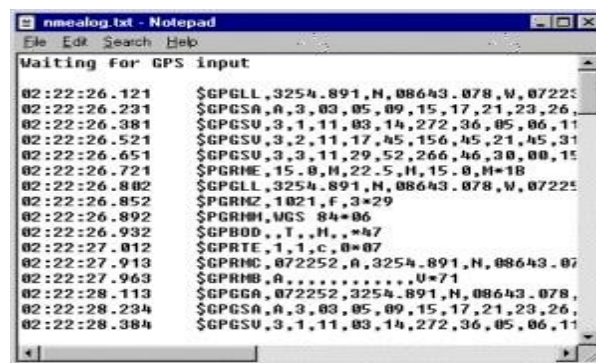


Figure 19. Trames NMEA

III.5.2 Protocole ARINC-429

ARINC-429 (*Aeronautical Radio INCorporated*) est une norme pour l'aéronautique qui décrit à la fois une architecture, une interface électrique et un protocole pour véhiculer des données numériques. Au début du XXème siècle, ARINC 429 est le bus informatique le plus répandu sur les systèmes avioniques complexes (Figure 20).

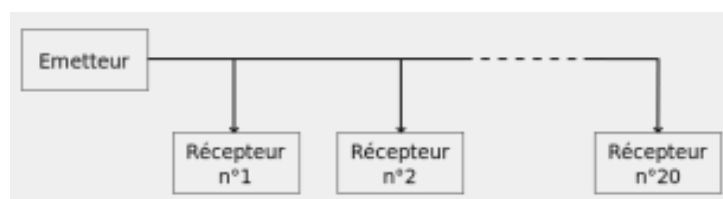


Figure 20. Architecture ARINC-429

III.5.3 Protocole RINEX

Le format RINEX (*Receiver Independant EXchange Format*), format d'échange indépendant du récepteur, a été développé par l'Institut d'Astronomie de l'Université de Berne dans le but de fournir dans un même format les données collectées en format propriétaire par des récepteurs de marques différentes lors de la campagne GPS EUREF 89 [44].

Il existe six types de fichier différents :

- Un fichier contenant les données d'observation
- Un fichier contenant les messages de navigation
- Un fichier contenant les données météorologiques
- Un fichier contenant les messages de navigation Glonass
- Un fichier contenant les messages de navigation des satellites Géostionnaires
- Un fichier contenant des informations sur les horloges des récepteurs et des satellites

III.5.3.1 En-tête

Elle comporte plusieurs lignes dont certaines sont obligatoires (Figure 21). L'ordre dans lequel elles sont inscrites est libre, excepté :

- Pour la première ligne, qui comporte le numéro de version Rinex (exemple : 2.10) et le type du fichier. Ici O pour Observation avec éventuellement le type du système de satellite (**G**=GPS, **R**=GLONASS, **S**=GEO, **T**=TRANSIT, **M**=données mixtes) ;
- Pour la ligne WAVELENGTH FACT L1/2, qui doit obligatoirement précéder la ligne spécifiant les satellites concernés ;
- Lorsqu'elle existe, la ligne # OF SATELLITES doit être suivie par les lignes correspondantes à chaque satellite aux nombres de données dans le fichier pour chaque type d'observable.

Exemple d'en-tête de fichier d'observation

```

2.10      OBSERVATION DATA      G (GPS)      RINEX VERSION / TYPE
teqc 2000Feb29      20050707 15:37:29UTCPGM / RUN BY / DATE
ANGE      MARKER NAME
10085M001      MARKER NUMBER
F.Bertin      ANGERS AGGLOMERATION      OBSERVER / AGENCY
82205      LEICA RS500      4.20/1.39      REC # / TYPE / VERS
1229      LEIAT504      ANT # / TYPE
4319045.0810 -41299.2210 4677465.1520      APPROX POSITION XYZ
0.0000      0.0000      0.0000      ANTENNA: DELTA H/E/N
1 1      WAVELENGTH FACT L1/2
4 L1 L2 C1 P2      # / TYPES OF OBSERV
30.0000      INTERVAL
2005 6 17 2 0 0.0000000 GPS      TIME OF FIRST OBS
2005 6 17 2 59 59.0000000 GPS      TIME OF LAST OBS
Texte libre permettant de fournir des infos complémentaires      COMMENT
0      RCV CLOCK OFFS APPL
13      LEAP SECOND
30      # OF SATELLITES
G01 1021 1024 1029 1024 1021 1021 1024 1021 1024FRN / # OF OBS
END OF HEADER

```

Figure 21. Fichier d'Observation Format Rinex

III.5.3.2 Quelques précisions

Les observables possibles sont :

- Mesures de phase sur L1 et L2 exprimées en nombre de cycle
- Mesure du code C/A sur L1 (C1) exprimée en mètres
- Mesures du code P sur L1 et L2 (P1 et P2) exprimées en mètres
- Mesures Doppler sur L1 et L2 (D1 et D2) exprimées en Hertz
- Mesures du rapport signal sur bruit sur L1 et L2 (S1 et S2)
- Mesures Doppler des satellites Transit (T12 et T2)

III.6 Systèmes de navigation inertielle

Un système de navigation inertielle (INS : *Inertial Navigation System*) est composé essentiellement d'une unité de mesure inertielle (IMU : *Inertial Measurement Unit*) et un calculateur (Figure 22).

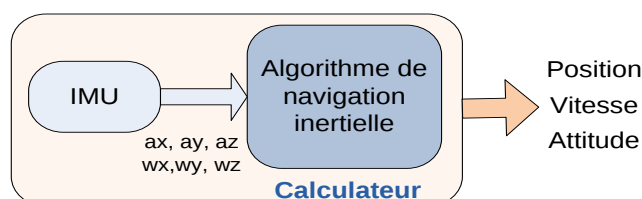


Figure 22. Système de navigation inertielle

L'unité de mesure inertielle (*IMU*) est un instrument qui fournit des mesures de vitesses angulaires et d'accélération, en utilisant les propriétés inertielles de la matière ou de la lumière [36]. La centrale inertielle (*CI*) se compose d'un certain nombre de gyromètres et d'accéléromètres avec des blocs électroniques pour le traitement des signaux. Une *IMU* à six axes comporte trois accéléromètres et trois gyromètres dans un arrangement orthogonal. Certaines *IMU* disposent aussi de 3 magnétomètres.

Le calculateur est une unité additionnelle pour calculer la pose (position, vitesse et attitude) selon les algorithmes de navigation.

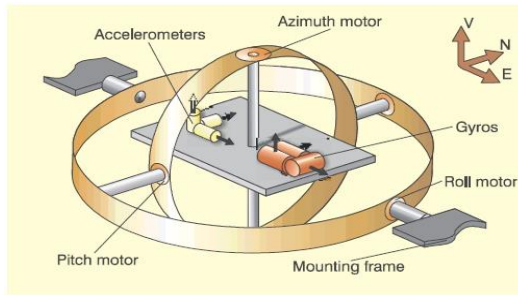
III.6.1 Types de centrale inertielle

Dans les applications de navigation des véhicules (terrestre, maritime, aérienne), nous distinguons deux types de *CI* : *CI* à plate-forme et *CI* à composants liés.

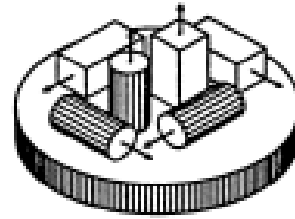
III.6.1.1 *CI* à plate-forme (*Gimbaled INS*)

Les premiers systèmes de navigation inertielle (*INS*) étaient des *CI* à plate-forme (Figure 23.-a). Ils utilisaient des gyroscopes mécaniques. Leur attitude est maintenue fixe dans le temps et le positionnement se fait simplement par double intégration des accélérations. L'attitude est maintenue fixe dans le temps par l'effet gyroscopique, ou par compenser les rotations détectées par une rotation inverse d'un moteur.

Il existe d'autres types de *CI* à plate-forme, basée sur les gyroscopes à fibre optique, ces derniers sont très précis, mais coûteux pour des systèmes à grand public. Il faut souligner que les *CI* à plate-forme sont particulièrement utilisés lorsqu'une précision importante est requise comme cela est le cas à long terme. Toutefois, comme indiqué ci-haut, ces systèmes mécaniques sont malheureusement complexes, coûteux et encombrants.



Capteur composé de
3 accéléromètres et 3 gyromètres



La CI est montée sur une base rigide fixée sur
véhicule

a- Plateforme inertielle (*Gimbaled*)

b- CI à composant lié (*Strapdown*)

Figure 23. Centrales inertielle (IMU)

III.6.1.2 CI à composants liés

Les progrès technologiques et l'avènement de l'informatique ont donné naissance à un autre type de CI appelée CI à composants liés "*Strapdown*" (Figure 23.-b) qui sont de plus en plus utilisés en raison de leur faible coût et encombrement [36]. Toutefois, à l'inverse des CI à plateforme, les CI à composants liés sont moins précises.

III.6.2 Systèmes de coordonnées

Pour la bonne compréhension de la navigation inertielle, il nous faut maîtriser et distinguer les différents repères liés à celle-ci (Figure 24). Nous citons :

- Repère inertiel (i)
- Repère terrestre (e)
- Repère de navigation (n)
- Repère lié au mobile ou "*body*" (b).

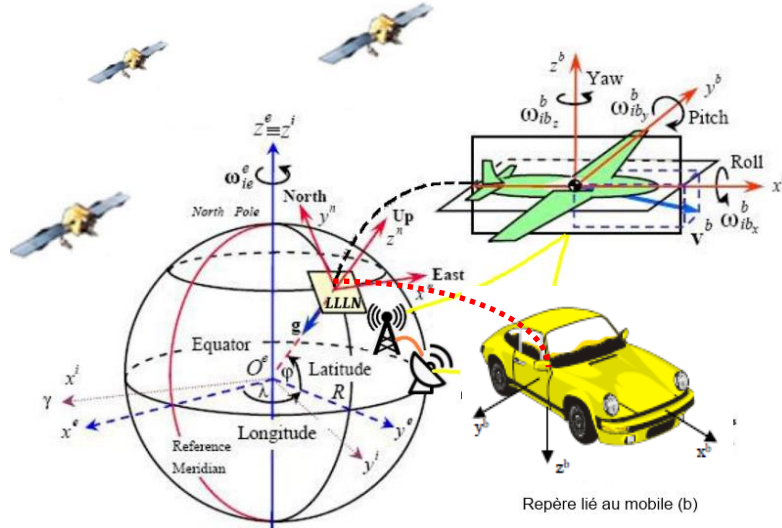


Figure 24. Différents systèmes de coordonnées

III.6.2.1 Repère inertiel (i)

Ce repère, centré sur la terre, est caractérisé par des axes ayant une direction fixe par rapport aux étoiles. L'axe X_i pointe vers l'équinoxe vernal, l'axe Z_i coïncide avec l'axe du moment angulaire de la terre et l'axe Y_i complète le trièdre direct [35].

III.6.2.2 Repère terrestre (e)

Ce repère est une référence non inertielle ECEF (*Earth-Centred, Earth-Fixed*), son origine est centrée sur la terre. L'axe z est dirigé vers le pôle Nord, l'axe x vers l'intersection de l'équateur avec le méridien de Greenwich, et l'axe y vers l'Est (Figure 24.). Il tourne aussi avec la terre et les coordonnées GPS sont exprimées dans ce repère [1].

III.6.2.3 Repère de navigation (n)

Appelé aussi le repère North-East-Down (*NED*), c'est un repère couramment utilisé en navigation. Il se déplace à la surface de l'ellipsoïde terrestre en même temps que le mobile. Son origine est située en O projection de M (lieu du véhicule) sur l'ellipsoïde terrestre et ses trois axes sont dirigés respectivement vers le Nord, vers l'Est et vers la verticale descendante [35].

III.6.2.4 Repère lié au mobile (b)

C'est le repère lié au mobile qui porte les accéléromètres et les gyromètres. L'orientation des axes est conventionnelle. L'axe X est dirigé selon l'axe de symétrie longitudinal et vers l'avant du mobile, l'axe Z, perpendiculaire au plan tangentiel (T) du mobile, est dirigé vers l'intrados du corps et enfin l'axe Y, contenu dans le plan T complète le repère. Le repère lié au mobile définit l'attitude de l'engin par rapport au repère NED. Dans un système traditionnel, cette définition fait intervenir : un angle de lacet, un angle de tangage et un angle de roulis.

III.6.3 Les accéléromètres

Un accéléromètre mesure la force spécifique nécessaire pour accélérer une masse d'épreuve [26]. Ainsi, il mesure l'accélération du véhicule qui comporte l'accéléromètre. Le porteur du capteur inertiel peut être assimilé à une masse ponctuelle m , maintenue à l'intérieur d'une boîte par une liaison (par exemple un ressort). Lorsque le véhicule est en mouvement, ce ressort exerce sur m une force qui tend à ramener la masse m à son origine.

Les accéléromètres dépendent de la deuxième loi de Newton [27] dont la forme est :

$$m.\vec{a} = \vec{F} + \vec{W} \quad (13)$$

avec m la masse de l'épreuve

$\vec{a}$ l'accélération par rapport au repère inertiel (i)

$\vec{F}$ la force appliquée à la masse, causée par le mouvement du véhicule

$\vec{W}$ la force gravitationnelle universelle

Donc, l'accélération mesurée, appelée aussi la force spécifique, par le capteur inertiel est donnée par :

$$f = \frac{\vec{F}}{m} = \vec{a} - \vec{g} \quad (14)$$

Avec $\vec{f}$ est la force spécifique et $\vec{g}$ est le vecteur de gravité.

Les accéléromètres actuels utilisent plusieurs principes physiques pour effectuer la mesure. Ils peuvent être classifiés comme étant mécaniques ou à semi-conducteur.

III.6.3.1 Accéléromètres mécaniques

Un accéléromètre mécanique consiste en une masse suspendue par des ressorts, comme la montre la Figure 25. Le déplacement de la masse est mesuré à l'aide d'un détecteur de déplacement, ce qui donne un signal proportionnel à la force F agissant sur la masse dans la direction de l'axe d'entrée.

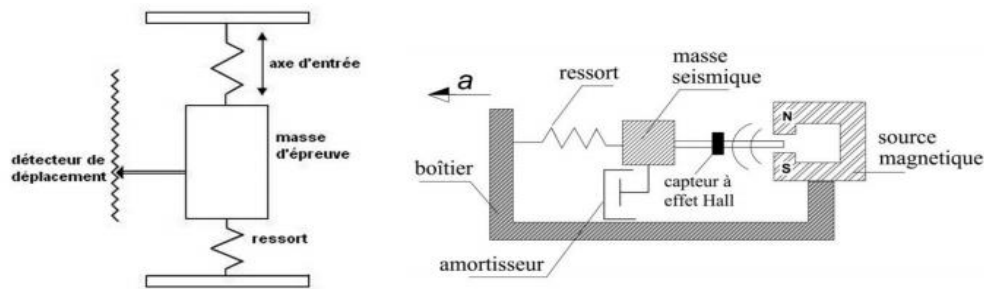


Figure 25. Schéma d'accéléromètre mécanique (à gauche)
et d'accéléromètre à effet Hall (à droite)

Il existe d'autres types d'accéléromètre, à fibres optiques (MOEMS : *Micro-Optical machined ElectroMechanical Systems*) ; leur principe est identique au dispositif mécanique, la différence principale se trouve essentiellement dans le mécanisme de récupération de l'accélération, cela représente l'avantage de s'affranchir d'une connexion électrique et d'être insensible aux effets de la température [34].

III.6.3.2 Micro-accéléromètre (à semi-conducteur)

Les accéléromètres à semi-conducteur tentent de minimiser les parties mécaniques en mouvement. Le principe demeure la transformation de la force résultant de l'accélération d'une masse en courant électrique ou en un autre signal mesurable. Les accéléromètres à semi-conducteur sont basés sur la technologie quartz, capacitive et piézoélectrique etc... [28].

III.6.4 Gyromètres

Pour décrire le mouvement d'un corps dans l'espace 3D, le mouvement de rotation aussi bien que le mouvement de translation doit être mesuré. Les capteurs qui mesurent des angles ou des vitesses angulaires autour d'un axe dans un repère inertiel sont les gyromètres.

Les gyromètres fournissent une mesure, dans un référentiel absolu, du vecteur rotation instantanée $w(t)$ du mobile [26]. Presque tous les gyromètres MEMS emploient des éléments mécaniques vibrants (masses) qui se servent de l'effet de Coriolis pour mesurer la vitesse angulaire [3]. Ils n'ont aucune pièce en rotation qui exige des roulements et par conséquent ils peuvent être miniaturisés sur silicium.

Les gyromètres produisent des mesures d'orientation relatives. Ils ne peuvent pas mesurer directement les angles, mais ils rendent leur calcul possible par intégration :

$$\theta(t) = \int w(t).dt \quad (15)$$

Où θ est l'angle à déduire et w est la vitesse angulaire mesurée par le gyromètre.

III.6.5 MEMS (Micro système électromécanique)

MEMS est l'acronyme du terme anglo-saxon (*Micro-Electro-Mechanical Systems*), qui désigne la conception et la fabrication d'appareils électromécaniques miniatures en exploitant la technologie des semi-conducteurs [4].

La technologie des MEMS, a permis de se passer des dispositifs mécaniques volumineux et difficiles à mettre en œuvre (toupies et porteurs par exemple). Il est possible, désormais, d'intégrer ces appareils dans la majorité des plateformes (téléphone portable, manettes de jeux ...). Les capteurs inertiels MEMS ont été introduits par l'industrie automobile dans sa recherche à améliorer les performances, réduire les coûts et accroître la fiabilité des véhicules [3].

III.6.6 Avantages des capteurs MEMS

Actuellement les capteurs MEMS sont dépassés en termes de précisions par les capteurs optiques MOEMS (*Micro-Optical Electro-Mechanical Systems*) [34]. Toutefois, ils sont les plus utilisés dans les applications courantes (bas coût). Les principaux avantages des capteurs MEMS sont [3] :

- Dimension et volume réduits
- Faible consommation de puissance
- Court temps de démarrage
- Production peu coûteuse (à grande échelle)
- Fiabilité élevée
- Entretien réduit
- Compatibles avec des opérations dans les environnements hostiles

III.6.7 Équations de la navigation inertielle

Avant de décrire les équations de la navigation inertielle, nous précisons qu'il est plus pratique de représenter les grandeurs d'accélération, vitesse et position du mobile (véhicule terrestre) dans le repère de navigation NED (North East Down).

Dans le développement des équations inertielles dites la *mécanisation* [36], nous commençons d'abord par la détermination de l'orientation du mobile par rapport au repère inertiel, cette matrice est définie par les trois angles d'Euler roulis ϕ , tangage θ et lacet ψ qu'on a groupés en un vecteur ρ .

La relation qui relie les vitesses angulaires p, q, r (mesurées par les gyromètres autour des axes x, y, z) aux dérivées des angles d'Euler est donnée par l'équation (4) [1].

$$\dot{\rho} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = C_{\phi\theta\psi/pqr} \dot{\rho} = \frac{1}{\cos \theta} \begin{pmatrix} \cos \theta & \sin \phi \sin \theta & \cos \phi \sin \theta \\ 0 & \cos \phi \cos \theta & -\sin \phi \cos \theta \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (16)$$

Les angles d'Euler sont calculés par l'intégration de l'équation (4). à partir des conditions initiales de l'attitude du mobile, ce qui nous ramène à déterminer la matrice de transformation *DCM* (*Direction Cosine Matrix*) du repère mobile « b » vers le repère de navigation « n » (équation (17)) [40, 41] :

$$\mathbf{R}_b^n = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (17)$$

Avec *s.* et *c.* désignent respectivement $\sin(.)$ et $\cos(.)$.

En général, le calcul de la matrice *DCM*, à partir des angles d'orientation d'Euler, pose les problèmes de la discontinuité et la complexité du traitement, une solution mathématique pour détourner ce désavantage est d'exprimer les orientations du mobile par les quaternions, ces derniers représentent la rotation par rapport à la situation où le mobile est en position stabilisée horizontale vers le Nord, soit aligné avec l'axe *x* de la référence NED [42, 43]. Ses équations d'évolution en fonction des vitesses angulaires (Annexe A) sont bien simplifiées si l'on exprime ces dernières en référence mobile, soit telle, qu'elles sont fournies par les gyromètres. En plus, les expressions mathématiques obtenues sont continués et continûment dérivables, fait qui se rendra important lors de son traitement postérieur [29].

Soit $q = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$ le quaternion représentant l'orientation du mobile par rapport au repère NED. La matrice de cosinus associée à cette rotation s'écrit :

$$\mathbf{R}_b^n = \begin{bmatrix} (q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2) & 2(q_1 q_2 - q_3 q_4) & 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) \\ 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) & (q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 + q_4^2) & 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) \\ 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) & 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) & (q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_4^2) \end{bmatrix} \quad (18)$$

En fin, l'accélération $\dot{v}^N$ exprimée dans le repère de navigation est donnée par l'équation suivante [41, 43] :

$$\dot{v}^N = \mathbf{R}_b^n f_b - (2w_{ie}^n + w_{en}^n) v^N + g^n \quad (19)$$

w_{ie}^n, w_{en}^n représentent respectivement le vecteur de la vitesse de rotation de la Terre, la vitesse de rotation du repère de navigation par rapport au repère ECEF (*Earth Centred Earth Fixed*).

f_b, g^n : sont respectivement le vecteur d'accélération mesurée dans le repère lié au mobile et la gravité exprimée dans le repère de navigation.

Le diagramme suivant montre les différentes étapes de la mécanisation (Figure 26) :

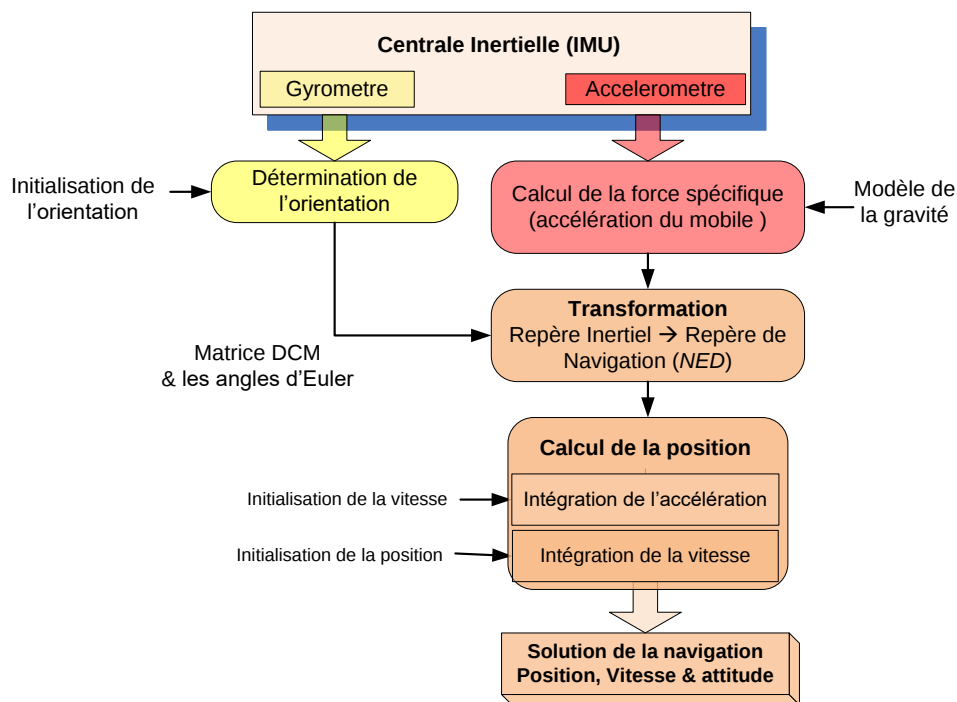


Figure 27. Différentes étapes de la mécanisation de l'INS

III.6.8 Equations de la navigation dans le repère géographique

Pour naviguer dans une zone locale sur la Terre, il est préférable d'exprimer la position du mobile par les coordonnées géographiques. Dans ce cas, la position réelle p du véhicule, par rapport à l'ellipsoïde terrestre, est décrite par la latitude ϕ et la longitude θ et l'altitude h . La dérivation de la position du véhicule est donnée par l'équation (20) [1]:

$$\dot{p} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{v_n}{R_M + h} \\ \frac{v_e}{\cos(\phi)(R_N + h)} \\ -v_d \end{bmatrix} \quad (20)$$

Avec : R_M est le rayon méridien et R_N est le rayon normal de la terre.

Les équations de la navigation inertielle peut-être exprimées dans le repère de la navigation sous la forme suivante [34] :

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{v}^N \\ \dot{R}_b^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v^N \\ R_b^n f^b - (2w_{ie}^n + w_{en}^n) v^N + g^n \\ R_b^n (\Omega_{ib}^b - \Omega_{in}^b) \end{bmatrix} \quad (21)$$

Avec :

p : vecteur de position exprimé dans le repère de navigation « n » ; $p = [\phi, \lambda, h]^T$;

v^N : vecteur de vitesse dans le repère de navigation ; $v^N = [v_n, v_e, v_d]$;

R_b^n : matrice de transformation du repère « b » vers le repère « n » ;

f^b : vecteur d'accélération mesuré dans le repère « b » ;

w_{ie}^n : vitesse de rotation de la Terre exprimée dans le repère de navigation ;

w_{en}^n : vecteur du changement d'orientation du repère de navigation exprime

Ω_{ib}^b : matrice asymétrique de la rotation du mobile ;

w_{ib}^b : vitesse angulaire mesurée par le gyromètre, exprimée dans le repère « b » ;

Ω_{in}^b : matrice asymétrique du vecteur de rotation w_{in}^b , qui représente la rotation de la Terre et l'orientation du repère de navigation, exprimée dans le repère « b » ;

g^n : vecteur de la gravité, exprimé dans le repère de navigation.

L'objectif pour un système de navigation inertiel est de trouver la solution de navigation donc de "mécaniser" les équations ci-dessus afin de déterminer le vecteur position, vitesse et attitude, représentant le mouvement du véhicule au-dessus de la surface de la Terre. Pour ce faire, tous les termes dans les équations doivent d'abord être exprimés dans le repère de navigation commun.

Le processus permettant de résoudre numériquement les équations à partir d'une initialisation des variables de position, de vitesse et d'orientation. En lisant les vitesses angulaires du gyromètre, le calcul de l'orientation actuelle est fait. Ensuite, en lisant les accéléromètres, il s'agit de calculer la gravitation et les accélérations de Coriolis et centrifuges en utilisant la position et la vitesse du dernier cycle, puis de transformer la force spécifique dans le repère n . Finalement, il faut faire l'intégration pour calculer la position et la vitesse pour le cycle courant en tenant en compte de l'orientation [36]. La solution des équations décrites dans cette section peut être représentée avec le schéma fonctionnel montré dans la (Figure 7) ci-dessous..

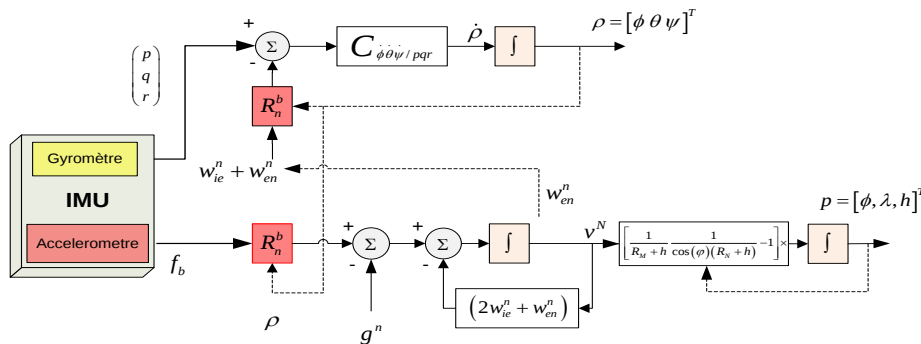


Figure 28. La mécanisation de l'INS dans le repère de navigation

III.6.9 Erreurs dans la navigation inertielle

La notion d'erreur dans un capteur englobe deux notions adjacentes : l'incertitude et l'imprécision. L'incertitude d'une valeur mesurée traduit le degré de confiance sur cette valeur ; plus l'incertitude est grande, plus les chances que celle-ci soit vraie sont faibles. Par contre, l'imprécision d'une grandeur correspond à l'écart entre la valeur mesurée ou calculée de cette grandeur et sa vraie valeur [23].

Les erreurs résultant des capteurs inertiels peuvent être multiples. Nous intéressons particulièrement aux erreurs qui affectent la précision de la solution de navigation.

Comme un système mobile terrestre ne se déplace pas à des hautes vitesses, les caractéristiques, comme l'étendue de mesure et les spécifications mécaniques, sont satisfaites par la plupart des capteurs existant à l'échelle commerciale. L'accent sera mis davantage sur les erreurs principales. Les erreurs sont classifiées en deux niveaux ; le niveau du capteur et le niveau d'assemblage [3].

III.6.9.1 Au niveau du capteur : accéléromètres \ gyromètres

a) Biais

Le biais est une valeur additionnelle à la vraie valeur (Figure 28.-a). La sortie capteur est donnée par l'équation suivante :

$$\begin{aligned} a_{\text{sortie}} &= a_{\text{entrée}} + b_a \\ \omega_{\text{sortie}} &= \omega_{\text{entrée}} + b_\omega \end{aligned} \quad (22)$$

Où ω : la vitesse angulaire

a : L'accélération

b : Le biais

Le biais peut être facilement déterminé quand l'entrée est nulle. Il est différent à chaque mise en route du capteur inertiel. Les variations possibles à chaque mise sous tension sont souvent appelées « stabilité de biais ». En outre, le biais évolue souvent légèrement avec le temps selon la mobilité de la centrale et les variations de la température. Cette évolution, nommée dérive.

Nous trouvons souvent dans les données du constructeur des estimations pour le biais et sa dérive en fonction de la température.

a.1. Erreur du facteur d'échelle

Le facteur d'échelle représente alors le facteur de proportionnalité entre la valeur exercée (accélération ou vitesse angulaire) à celle mesurée.

$$\begin{aligned} \omega_{\text{sortie}} &= k_\omega \omega_{\text{entrée}} \\ a_{\text{sortie}} &= k_a a_{\text{entrée}} \end{aligned} \quad (23)$$

k : facteur d'échelle

La dernière relation exprime le facteur d'échelle comme pente d'une droite (Figure 28.-b). Néanmoins, il pourra être assimilé à une courbe non linéaire ce qui introduit une autre erreur s'appelant la non-linéarité du facteur d'échelle. L'évolution de l'erreur du facteur d'échelle est souvent modélisée par une relation similaire au cas du biais [3].

Le facteur d'échelle et le biais sont, tous les deux, dépendants du temps et de la température. Dans le cas où l'effet de température est compensé (calibration usine) à l'aide d'un capteur de température intégré, nous pouvons rassembler le biais et le facteur d'échelle comme suit [30] :

$$\begin{aligned} a_{sortie} &= S_a (I + M_a) . a_{entrée} + b_a \\ \omega_{sortie} &= S_w (I + M_w) . \omega_{entrée} + b_w \end{aligned} \quad (24)$$

Avec

S : facteur d'échelle nominale

M : matrice de la variation du facteur d'échelle et du désalignement des axes

I : matrice d'identité de dimension adéquate

b : biais

Cette modélisation des erreurs au niveau des capteurs, bien que simple, est largement suffisante pour une grande variété d'applications.

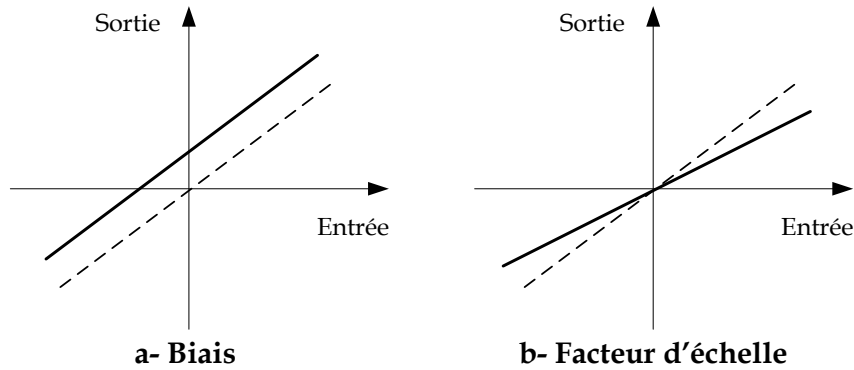


Figure 29. Types d'erreurs des capteurs inertiels

a.2. Bruit

Il s'agit de l'imprécision des dispositifs électroniques (bruit de quantification, etc.). Il a des propriétés aléatoires et, en général, il est modélisé par un bruit additif :

$$\begin{aligned} \omega_{sortie} &= \omega_{entrée} + v_w \\ a_{sortie} &= a_{entrée} + v_a \end{aligned} \quad (25)$$

III.7 Filtre de Kalman

Le Filtre de Kalman (FK) [31] est un outil essentiel pour résoudre les problèmes de filtrage. C'est une technique mathématique très utilisée en automatique pour

estimer l'état d'un système dynamique perturbé par un bruit (bruit de modèle) à partir des mesures incomplètes et/ou bruitées (bruit de mesure)[32].

L'idée centrale dans ce filtre est de modéliser le système étudié comme un système dynamique linéaire affecté par des bruits, les capteurs du système sont également soumis à des bruits. En disposant des informations statistiques sur la nature du bruit (supposés blancs gaussiens), il est possible de construire une estimation optimale de l'état du système bien que les capteurs soient inexacts [32]. Pour la mise en œuvre de ce filtre, une modélisation d'état est requise. Par ailleurs, la simplicité de ce filtre, sa structure récursive et son faible coût de calcul font que le FK est très utilisé dans de nombreuses applications de localisation des véhicules mobiles [6] [33].

Dans le cas de la localisation des véhicules, nous travaillons sur la version discrète du filtre, car les données capteurs arrivent les unes après les autres avec une cadence bien définie.

III.7.1 Modèle d'état du FK

Le système d'équations utilisé dans le filtre de Kalman repose sur la définition de deux modèles que sont le processus et la mesure (les modèles sont la représentation d'états d'un système dynamique). Il est utilisé pour estimer l'état d'un système dynamique observé.

Avant de donner les équations qui décrivent le modèle d'état du FK, nous adoptons une notation spécifique pour faire la différence entre les valeurs mesurées et estimées. Soit x le vecteur d'état du système, $\tilde{x}$ et $\hat{x}$ désignent respectivement la mesure et la valeur estimée (calculée) de x . La différence entre la valeur vraie et la valeur estimée est donnée par $\delta x = x - \hat{x}$. Nous notons aussi la valeur de la variable juste avant la mesure (a priori) comme x_k^- et la valeur de la variable juste après la mesure (a posteriori) comme x_k^+ .

Le modèle du processus qui décrit l'évolution de ce système dynamique est défini par l'équation d'état linéaire récursive suivante (dans sa forme discrète) :

$$x_k = \Phi_{k-1}x_{k-1} + G_{k-1}u_{k-1} + w_{k-1} \quad (26)$$

Où : x_k, x_{k+1} les vecteurs d'état (les paramètres du système) à l'instant k et $k+1$,

Φ_k matrice de transition

w_k bruit état

Le modèle de mesure décrit l'information fournie par le ou les capteurs en une équation liant les paramètres de l'état de la mesure et du bruit. L'équation de mesure ou d'observation est donnée par :

$$z_k = H_k x_k + v_k \quad (27)$$

Où : H_k matrice d'observation

v_k bruit de mesure

Lors de l'utilisation de ce filtre, l'hypothèse est faite que les bruits d'état w_k et de mesure v_k sont des variables aléatoires dont les distributions gaussiennes sont connues a priori (doivent être estimées à l'avance), indépendantes, blanches et indépendantes de l'état initial du système, donc les bruits w_k et v_k sont caractérisés respectivement par les deux matrices de covariances Q_k et R_k , c-à-d :

$$w_k \sim N(0, Q_k), \quad v_k \sim N(0, R_k) \quad (28)$$

En général, la détermination de la covariance du bruit du système est généralement plus difficile que celle de la mesure, parce que l'observation directe de l'état du système est impossible.

III.7.2 Algorithme du Filtre de Kalman

Après l'initialisation du FK, Il y a deux étapes principales pour l'estimation de ces paramètres [1, 48] : l'estimation a priori (la prédiction) et l'estimation a posteriori (la correction).

- Initialisation

$$\begin{aligned} x_0^- &= E\langle x_0 \rangle \\ P_0^- &= \text{var}(x_0^-) \end{aligned} \quad (29)$$

- Prédiction

$$\begin{aligned} \hat{x}_k^- &= \Phi_{k-1} \hat{x}_{k-1}^- + G_{k-1} u_{k-1} \\ P_k^- &= \Phi_{k-1} P_{k-1}^+ \Phi_{k-1}^T + Q_{k-1} \end{aligned} \quad (30)$$

- Correction et la mise à jour

$$\begin{aligned} K_k &= P_k^- H_k^T (R_k + H_k P_k^- H_k^T)^{-1} \\ \hat{x}_k^+ &= \hat{x}_k^- + K_k (\tilde{y}_k - \hat{y}_k) \\ P_k^+ &= [I - K_k H_k] P_k^- \end{aligned} \quad (31)$$

Avec P_k^- , P_k^+ sont les covariances de l'erreur d'estimation avant et après la mesure

III.7.3 Algorithme du Filtre de Kalman Étendu

Dans le cas de notre application, les fonctions de prédictions et d'observation sont non linéaires et ne peuvent pas être immédiatement mises sous la forme des matrices et, le filtre de Kalman classique n'est plus applicable. Une version non linéaire a été introduite, par linéarisation du modèle d'état par développement de Taylor au premier ordre. Le filtre de Kalman étendu consiste à appliquer le filtre traditionnel après linéarisation des modèles.

Lorsque les défauts inertiels sont trop importants, la linéarisation des équations régissant l'évolution du modèle inertiel intégré au sein du filtre de Kalman n'est plus valide. Il est donc impératif d'appliquer les corrections pour rester dans le domaine linéaire. L'estimée a posteriori des erreurs de la centrale inertielle calculée dans le filtre sert non seulement à l'élaboration de l'estimation optimale des variables, mais aussi de recalage de la mesure. L'hybridation est alors dite en boucle fermée.

Une version linéarisée autour de l'état courant constitue le filtre de Kalman Étendu (FKE). La seule différence entre le filtre Étendu et linéarisé est que la linéarisation se fait autour des points corrigés du trajet nominal à l'aide de *feedback*. L'ensemble de ces points est appelé l'état courant estimé.

La plupart des processeurs des centrales inertielles utilisent l'FKE comme algorithme du calcul. Pourtant, les composantes de l'état et de la mesure ainsi que les paramètres de mise en œuvre de cet algorithme sont toujours des informations confidentielles. Les erreurs du système inertiel sont retournées et les corrections sont faites à l'intérieur du système inertiel ; ainsi, nous n'avons pas les données inertielles brutes à la sortie du système inertiel [3].

Soit le modèle d'état non-linéaire suivant :

$$\begin{cases} x_{k+1} = f_k(x_k, u_k) + w_k \\ z_k = h_k(x_k) + v_k \end{cases} \quad k \geq 0 \quad (32)$$

Où : $f_k(\cdot)$ et $h_k(\cdot)$ sont respectivement la fonction de transition et d'observation non linéaire et w_k, v_k sont définis dans le modèle précédent.

La linéarisation du modèle d'état requise pour l'application du FKE autour d'état prédit est :

$$\begin{cases} x_{k+1} = f_k(\hat{x}_k) + F_k(\hat{x}_k)[x_k - \hat{x}_k] + G_k u_k + w_k \\ z_k = h_k(\hat{x}_k) + H_k(\hat{x}_k)[x_k - \hat{x}_k] + v_k \end{cases} \quad (33)$$

Où $F_k(\cdot)$ est le Jacobien de $f_k(\cdot)$ défini par $F(\tilde{x}(t), u(t), t) = \frac{\partial f}{\partial x} \Big|_{x=\tilde{x}}$ et $H_k(\cdot)$ et le

Jacobien de $h_k(\cdot)$ défini par $H_k = H(\tilde{x}(t_k), t_k) = \frac{\partial h}{\partial x} \Big|_{x(t_k)=\tilde{x}(t_k)}$

L'algorithme du filtre de Kalman Étendu se résume par :

1. Initialisation

$$\begin{aligned} \hat{x}_0^- &= \tilde{x}_0 \\ P_0^- &= \text{var}(\delta x_0^-) \end{aligned} \quad (34)$$

• La prédiction

$$\begin{aligned} \delta \hat{x}_k^- &= \Phi_{k-1} \delta \hat{x}_{k-1}^+ \\ P_k^- &= \Phi_{k-1} P_{k-1}^+ \Phi_{k-1}^T + Q d_{k-1} \end{aligned} \quad (35)$$

• Correction et mise à jour

$$\begin{aligned}
K_k &= P_k^- H_k^T (R_k + H_k P_k^- H_k^T)^{-1} \\
z_k &= y_k - \tilde{y}_k \\
\delta \hat{x}_k^+ &= \delta \hat{x}_k^- + K_k (z_k - H_k \delta \hat{x}_k^-) \\
P_k^+ &= [I - K_k H_k] P_k^-
\end{aligned} \tag{36}$$

Il est démontré qu'une période d'échantillonnage suffisamment petite $T = t_k - t_{k-1}$, la matrice de transition peut être calculé comme suit :

$$\Phi_k = \exp(F_k \Delta t) \approx I + F_k \Delta t \tag{37}$$

De même pour la matrice de covariance du bruit de modèle Q_{dk} correspondante au vecteur v_k peut être calculée à l'aide d'une estimation initiale Q comme suit:

$$Q_{dk} \approx G Q G^T \Delta t \tag{38}$$

Ce filtre est plus adapté pour notre cas, où les modèles des centrales inertielles sont non linéaires, mais il est couteux en termes de calcul par rapport au filtre de Kalman standard, et ses paramètres ne peuvent pas être calculés à l'avance, ce qui augmente la charge du calcul en temps réel.

III.8 Conclusion

Au cours de ce chapitre, nous avons présenté les différentes notions de base utilisée dans cette thèse. Parmi les notions présentées, ceux sont le Système de Positionnement Globale (GPS), Récepteurs GPS, Filtre de Kalman (FK), les accéléromètres et les gyromètres et Finalement nous avons expliqué les bases de l'algorithme de mécanisation, qui nous permet, avec des notions que nous allons présenter dans le chapitre qui suit pour déterminer la pose du véhicule à partir des mesures inertielles (accélérations et vitesses angulaires

CHAPITRE IV

IV. Hybridation INS-GPS, Algorithme vers l'implémentation et Analyse d'observabilité

IV.1 Introduction

Le chapitre précédent a montré les différentes notions de base de chaque système de navigation. Dans ce chapitre, nous allons nous focaliser sur l'aspect "localisation précise et permanente" du véhicule en mouvement. Pour cela, il est nécessaire de se pencher sur l'intégration et le traitement de l'information issue de systèmes hétérogènes de navigation, GPS et système de navigation inertielle (INS). La raison de cette intégration est d'exploiter les avantages de chacun des systèmes utilisés. Ils éliminent mutuellement leurs défauts. C'est ce qu'on appelle un système hybride, l'intégration utilise un filtrage numérique pour procéder à une compensation des erreurs en position, vitesse, et en attitude issue de chaque capteur. Par la suite, nous allons présenter théoriquement l'approche de « degré d'observabilité » (=DoO) par rapport aux systèmes intégrés GPS/INS. La raison de cette approche est d'exploiter d'une manière expérimentale dans le chapitre qui suit, pour avoir une bonne visibilité et de bon contrôle de notre système.

IV.2 Hybridation INS-GPS

Dans la majorité des cas, les méthodes d'hybridation font appel au filtre de Kalman (FK) [40, 46], qui reste un moyen efficace et offre une facilité de mise en œuvre ; mais il faut noter que l'utilisation de ce filtre est possible que pour certaines hypothèses sur la nature des bruits et nécessite un modèle (linéaire) d'erreur assez réaliste, dans les situations réelles de navigation des véhicules terrestres, nous devons rester toujours dans ces conditions, afin que les lois d'estimation et de corrections restent valables.

L'idée de la localisation hybride est d'utiliser conjointement les deux méthodes de localisation : à l'estime et absolue. Cette idée se justifie par la complémentarité des capteurs proprioceptifs et des capteurs extéroceptifs [23]. En effet, la localisation à l'estime fournit des mesures à une fréquence très élevée, mais avec une dérive des estimations. Elle nécessite la connaissance de la configuration de départ, ou autrement dit une initialisation. Cependant, la localisation absolue ne présente pas de

problèmes de dérive et d'initialisation. Mais, elle souffre de problème de disponibilité, de latence et de fréquence souvent insuffisante pour certaines applications [2].

Donc, l'hybridation des deux méthodes est une solution efficace pour une localisation précise. Pour ce faire, de nombreuses techniques sont proposées pour tirer profit des avantages des différents capteurs en termes de disponibilité de l'information et de précision. Cependant, ces méthodes sont en général complexes relativement aux objectifs visés. Il est parfois très difficile d'arriver à synthétiser une bonne combinaison de leurs paramètres pour un fonctionnement optimal [2]. La complexité du problème augmente surtout quand on est amené à implémenter ces algorithmes de fusion de données sur des plateformes embarquables.

Le système de navigation développé dans ce travail est basé sur la navigation hybride INS-GPS, nous constatons deux intérêts de l'intégration de ces deux systèmes : améliorer tout d'abord la précision du positionnement ; assurer la continuité du positionnement lorsque le signal GPS est perdu (par discontinuités). Le recalage des capteurs inertiels est une nécessité pour assurer son bon fonctionnement.

IV.2.1 Stratégies et les architectures d'hybridation

Rappelons que dans le présent travail, nous cherchons à localiser un véhicule via plusieurs types de données récoltées à partir de deux de type de systèmes de navigation INS et GPS, toutefois, chaque système présente des avantages et des inconvénients. Le but de l'hybridation est de tirer profit de la complémentarité de ces systèmes, nous sommes appelés à réaliser une hybridation de ces mesures pour un positionnement suffisamment précis. En se basant sur un outil très puissant qui est le filtre de Kalman [40, 46], la nature de ce dernier dépend des types de capteurs et des modèles utilisés. Pour les systèmes de navigation inertielle aidés par un capteur extérieur, le composant inertiel peut être une unité inertielle (CI) qui fournit seulement les données brutes (l'accélération et la vitesse angulaire), ou un système de navigation inertiel (INS) fournissant la position, la vitesse et les informations

d'attitude. La source d'aide (GPS, etc.) peut être considérée comme un capteur fournissant des informations brutes de capteur (par exemple la position),

Les états principaux d'intérêt qui sont estimés par le filtre, et par conséquent qui régissent le type de modèle à mettre en application, sont la position, la vitesse et l'attitude du véhicule, ou encore les erreurs de position, de vitesse et d'attitude.

Plusieurs modes de couplage existent dans la littérature [38, 41] nous allons présenter les modes les plus répandus : mode non couplé, faiblement couplé et fortement couplé.

IV.2.1.1 Mode non couplé

Dans ce mode, le GPS et l'INS produisent indépendamment les solutions de navigation sans l'influence de l'une sur l'autre. La solution intégrée de navigation est mécanisée par un processus externe d'intégration. Ce dernier peut tout simplement être un switch. Ce mode a été utilisé par Veena G. Dikshit [7] en sélectionnant – à n'en porte quel moment- la meilleure solution de navigation entre l'INS et le GPS. Nous soulignons au passage que cette approche ne sera pas abordée dans ce travail.

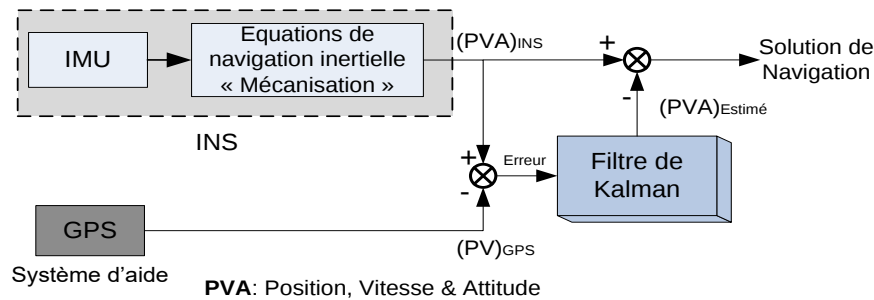
IV.2.1.2 Mode faiblement couplé

Dans le mode faiblement couplé, la différence entre les données issues du GPS ("position" ou "position et vitesse") et celles issues de l'INS ("position" ou "position et vitesse") constitue l'entrée du FK pour l'estimation des erreurs respectivement sur les positions, les vitesses et les attitudes. Puisque l'observation est l'erreur entre la solution de navigation inertielle et le GPS, alors le modèle de processus doit être sous forme de modèle d'erreur des équations standard de navigation inertielle. Ainsi, les équations de navigation inertielle sont linéarisées pour former les équations d'erreur.

Ces erreurs corrigeront la sortie de l'INS selon deux configurations possibles [38, 41]. Cette approche est caractérisée par sa simplicité de mise en œuvre de par la linéarité des modèles utilisés.

a-Boucle ouverte :

Dans cette configuration, toutes les mesures GPS et INS sont traitées dans le filtre de Kalman de navigation, car il n'y a pas d'asservissement (*feedback*). Les sorties du FK (dont les entrées sont la différence entre les données GPS et INS) sont soustraites de la sortie de l'INS. La Figure 29 illustre le principe de ce mode de couplage.

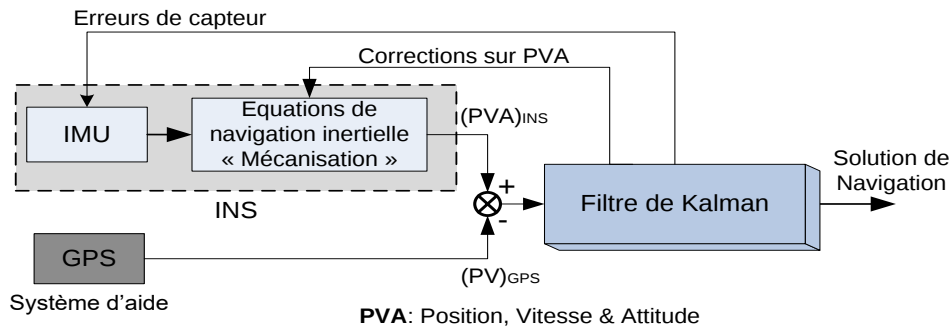


Hybridation INS-GPS : Mode faiblement de couplé en boucle ouverte

L'absence de correction (*feedback*) sur le système inertielle exige d'utiliser des centrales inertielle de bonne précision et à court terme.

b. Boucle fermée

Les sorties finales de la boucle ouverte précédentes sont réinjectées dans les équations de mécanisation de l'INS afin de corriger les positions, les vitesses et les attitudes pour éviter la propagation des erreurs du système. La Figure 30 illustre ce principe.



Hybridation INS-GPS : Mode faiblement couplé en boucle fermée

Les configurations faiblement couplées offrent l'avantage d'être fortement modulaires en précision et en coût. Le concepteur du système peut mettre en

application le modèle de son choix avec l'INS désiré dans la structure de navigation préférée (ouverte, fermée). N'importe quel capteur d'aide peut alors être ajouté au système de navigation (GPS par exemple.). Le retour d'état (de l'erreur) vers le système de navigation inertielle réduira les erreurs de l'INS. C'est particulièrement important pour les unités inertielles de précisions moyennes et basses parce que la boucle d'asservissement corrige efficacement les erreurs des capteurs [36].

Cette approche a été largement utilisée dans la dernière décennie en raison de sa flexibilité et ses performances élevées.

IV.2.1.3 Mode fortement couplé

Dans ce nouveau mode, les données brutes du GPS et celles de l'INS sont fusionnées à travers un filtrage non linéaire. Cette configuration (Figure 31) améliore très souvent l'intégrité du système global de navigation. En effet, elle apporte de meilleures performances et une plus grande robustesse que le système faiblement couplé. Toutefois, en contrepartie, le mode fortement couplé est plus cher à mettre en œuvre, plus difficile à développer et il nécessite, dans sa mise en œuvre, l'accès aux données brutes ce qui limite son utilisation par un large public. Enfin, nous soulignons qu'à notre tour, cette approche ne sera pas abordée dans ce travail.

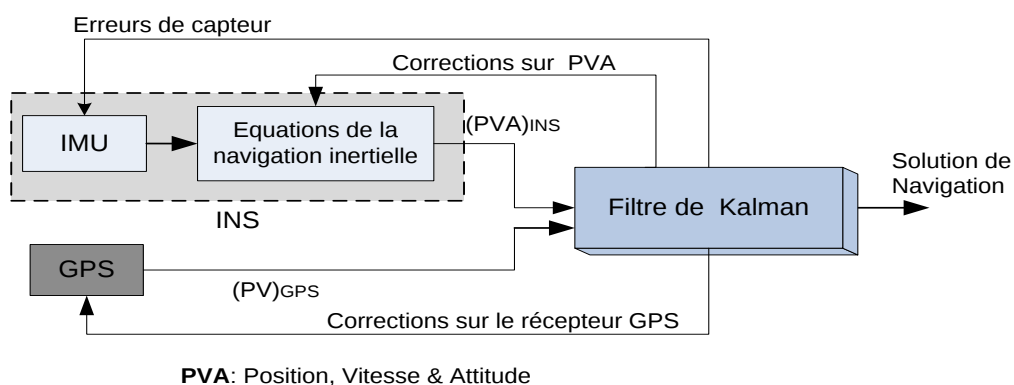


Figure 30. Hybridation INS/GPS : Mode fortement couplé

Le choix de la technique d'hybridation dépend de types de capteurs et les modèles utilisés, dans notre cas, le récepteur GPS utilisé est standard OEM4 ce qui exclut le mode fortement couplé.

Dans notre application, la centrale inertielle est représentée par l'unité Motion PakII de précision moyenne. Cette CI propage des erreurs de navigation relativement grandes dans un intervalle fixe de temps. Cela nécessite une boucle d'asservissement (retour de correction) dans la configuration de l'hybridation INS-GPS [37], afin de produire la compensation au niveau des biais et les équations de mécanisation.

IV.2.1.4 La mise à point du filtre

Plusieurs techniques sont proposées dans la littérature pour des systèmes faiblement couplés des mesures inertielles et GPS. Un filtre très approprié est bien le filtre de Kalman, qui est utilisé pour intégrer deux types de données. L'étape de prédiction, du filtre utilisé, est basée sur un modèle d'erreur d'INS. À cause de la non-linéarité du modèle de processus, nous utilisons un filtre de Kalman Étendu.

Tous d'abord, nous donnons le modèle d'erreur de l'INS, qui sera exploité pour établir le modèle d'état pour le filtre de Kalman Étendu

IV.2.1.5 Modèles d'erreur de l'INS

Nous avons choisi un mode d'intégration faiblement couplé (illustré dans la Figure 30) dont les équations de mécanisation du système inertiel vont évoluer à l'extérieur du filtre selon la forme discrète suivante [34] :

$$\begin{aligned} p_{k+1}^{lla} &= p_k^{lla} + (Dv^n) \times \Delta t \\ v_{k+1}^n &= v_k^n + (a_{en}^n)_k \times \Delta t \\ (R_b^n)_{k+1} &= (R_b^n)_k + \left(R_b^n \left(S(w_{nb}^b) \right) \right)_k \times \Delta t \end{aligned} \quad (39)$$

Avec

p^{lla} : Position en termes de Latitude, Longitude et Altitude.

v^n, a_{en}^n : Vitesse et accélération du mobile exprimées dans le repère de navigation.

$S(w_{nb}^b)$: Matrice de forme antisymétrique de w_{nb}^b (vitesse de rotation du mobile/navigation).

R_b^n : Matrice DCM.

D : Matrice de transformation du repère local n ou repère géographique LLA (Latitude, Longitude, Altitude).

$$D = \begin{bmatrix} (r_M + h) & 0 & 0 \\ -f_D & (r_T + h) \cos \phi & 0 \\ f_E & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (40)$$

r_M, r_T sont respectivement les rayons de courbure Méridional et Transversal de la terre.

Pour analyser l'erreur dans ce système, il faut le linéariser avant d'appliquer le filtre de Kalman. Dans ce cas, le modèle du processus va être sous la forme d'un modèle d'erreur issu des équations non-linéaires standard de navigation inertielle.

Après application de la linéarisation par série de Taylor [27] [34], les équations linéaires d'erreurs de notre système peuvent être décrites par :

$$\begin{pmatrix} \delta \dot{p}^{lla} \\ \delta \dot{v}^n \\ \delta \dot{\rho}^n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_{pp} & F_{pv} & F_{p\rho} \\ F_{vp} & F_{vv} & F_{v\rho} \\ F_{\rho p} & F_{\rho v} & F_{\rho\rho} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta p^{lla} \\ \delta v^n \\ \delta \rho^n \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ R_b^n & 0 \\ 0 & -R_b^n \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_{ib}^b \\ w_{ib}^b \end{pmatrix} \quad (41)$$

$$\delta p = [\delta\varphi, \delta\lambda, \delta h]^T$$

dont le vecteur d'état est défini par : $\delta x = [\delta p, \delta v, \rho]^T$ avec : $\delta v = [\delta v_n, \delta v_e, \delta v_d]^T$ (42)

$$\rho = [\varepsilon_N, \varepsilon_E, \varepsilon_D]^T$$

Les entités f_{ib}^b, w_{ib}^b sont les incertitudes dans les accéléromètres et les gyromètres (biais, facteur d'échelle et les non-linéarités...etc.).

$F \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ est la matrice de transition du modèle d'état obtenue par la linéarisation du modèle dynamique de l'erreur de l'INS (pour plus de détails, voir la référence [1]).

L'expression de la matrice F est complexe, mais dans la pratique, elle peut être ramenée à des formes plus simples par approximation de quelques termes, une forme est proposée dans [32], est donnée par les équations suivantes :

$$F_{pp} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad F_{pv} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad F_{p\rho} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (43)$$

$$F_{vp} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \tau_D^{-2} \end{bmatrix}, F_{vv} = \begin{bmatrix} 0 & -2w_{ie} \sin \lambda & 0 \\ -2w_{ie} \sin \lambda & 0 & 2w_{ie} \cos \lambda \\ 0 & -2w_{ie} \cos \lambda & 0 \end{bmatrix} \quad (44)$$

$$F_{vp} = \begin{bmatrix} 0 & f_D + 2g - f_N \\ -f_D - 2g & 0 & f_E \\ f_N & -f_E & 0 \end{bmatrix}, F_{\rho p} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (45)$$

$$F_{\rho v} = \begin{bmatrix} 0 & R_e^{-1} & 0 \\ -R_e^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, F_{\rho \rho} = \begin{bmatrix} 0 & -w_{ie} \sin \lambda & 0 \\ w_{ie} \sin \lambda & 0 & w_{ie} \cos \lambda \\ 0 & -w_{ie} \cos \lambda & 0 \end{bmatrix} \quad (46)$$

Avec : λ : latitude

$R \approx 6372795.5m$: rayon de la terre moyen

$w_{ie} \approx 7.292115 \times 10^{-5} rad/s$: vitesse de rotation de la Terre

$\tau_D \approx \sqrt{\frac{R}{2g}} = 520(s)$

f_N, f_E, f_D : accélérations du mobile projetées dans le repère NED.

IV.2.2 Modèle du filtre de Kalman pour l'hybridation INS-GPS

Puisque les systèmes inertiels de type strapdown sont mis en application avec une fréquence d'échantillonnage élevé (100Hz), le modèle du KF peut être ramené à sa forme discrète :

$$X_{k+1} = \phi_k X_k + w_k \quad (47)$$

Avec $X_k = [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z \ \Delta V_n \ \Delta V_E \ \Delta V_D \ \Delta \phi \ \Delta \theta \ \Delta \psi]^T$ est l'erreur respective sur la position, la vitesse (exprimées dans le repère de navigation NED) et l'orientation sur les trois axes du système à l'instant k .

ϕ_k est la matrice de transition donnée par : $\phi_k = \exp(F\Delta T) \approx I + F\Delta T$ et F est la matrice du processus défini dans les équations (31-34) et ΔT est la période d'échantillonnage de la centrale inertielle.

w_k est un bruit de matrice de covariance Q_{dk} donnée par :

$$Q_{dk} \approx \varphi_k G Q G^T \varphi_k^T \Delta t \quad (48)$$

Où : $G = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -R_b^n & 0 \\ 0 & R_b^n \end{bmatrix}$ et $Q = \text{diag}(\sigma_{ax}^2, \sigma_{ay}^2, \sigma_{az}^2, \sigma_{wx}^2, \sigma_{wy}^2, \sigma_{wz}^2)$ tel que les σ_a, σ_w sont respectivement

l'écart type des accéléromètres et des gyromètres respectivement.

Pour l'étape de correction, nous avons considéré les mesures GPS (positions ou positions et vitesses)

$$Z_k = H_k X_k + v_k \quad (49)$$

Z_k est l'observation en « position » ou en « position et vitesse », qui représente l'erreur entre les positions/vitesses INS et GPS exprimées dans le repère NED :

$$Z_k = \begin{pmatrix} (X_{INS} - X_{GPS})_N \\ (Y_{INS} - Y_{GPS})_E \\ (Z_{INS} - Z_{GPS})_D \end{pmatrix} \text{ ou } \begin{pmatrix} (X_{INS} - X_{GPS})_N \\ (Y_{INS} - Y_{GPS})_E \\ (Z_{INS} - Z_{GPS})_D \\ (V_{INS} - V_{GPS})_N \\ (V_{INS} - V_{GPS})_E \\ (V_{INS} - V_{GPS})_D \end{pmatrix} \quad (50)$$

X_{GPS} , Y_{GPS} , Z_{GPS} sont les positions GPS projetées dans repère NED (en utilisant les projections² adéquates selon la zone de navigation locale (voir Annexe B).

H_k est la matrice d'observation (position) donnée par l'expression suivante :

$$H_k = (I_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3}) \text{ ou } \left(\begin{array}{c|c|c} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ \hline 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{array} \right) \quad (51)$$

v_k est un bruit de covariance $R = \text{diag}(\sigma_{XGPS}^2, \sigma_{YGPS}^2, \sigma_{HGPS}^2)$ ou $R = \text{diag}(\sigma_{XGPS}^2, \sigma_{YGPS}^2, \sigma_{HGPS}^2, \sigma_{\delta VN}^2, \sigma_{\delta VE}^2, \sigma_{\delta VD}^2)$ et σ_{XGPS} , σ_{YGPS} , σ_{ZGPS} , $\sigma_{\delta VN}$, $\sigma_{\delta VE}$, $\sigma_{\delta VD}$ sont les écarts-type sur les mesures GPS.

a-Réglage des paramètres du filtre

Le réglage du filtre de Kalman consiste principalement à choisir les valeurs pour la matrice de covariances de modèle Q et la matrice de covariance de mesure R telle que :

La matrice $Q = \text{diag}(\sigma_{ax}^2, \sigma_{ay}^2, \sigma_{az}^2, \sigma_{wx}^2, \sigma_{wy}^2, \sigma_{wz}^2)$ dont σ_a, σ_w sont respectivement l'écart type des accéléromètres et des gyromètres respectivement, ces paramètres sont calculés à partir des enregistrements des données inertielles dans les tests statiques (sera vu en détail dans le chapitre V).

La matrice R est donnée par : $R = \text{diag}(\sigma_{XGPS}^2, \sigma_{YGPS}^2, \sigma_{HGPS}^2, \sigma_{\delta VN}^2, \sigma_{\delta VE}^2, \sigma_{\delta VD}^2)$.

Les variances des mesures GPS sont déterminées en fonction des valeurs PDOP (*Dilution of precision*, donnée fournie dans les trames GPS) d'une manière expérimentale selon cette équation :

$$R = \frac{PDOP^2 \times UERE^2}{3} I \quad (52)$$

UERE (*User Equivalent Range Error*) : désigne une variance fixée par défaut.

I : matrice identité de dimension appropriée.

IV.3 Algorithme vers l'implémentation

IV.3.1 Spécifications algorithmiques

La spécification algorithmique est le point de départ du processus d'implémentation matérielle d'une application sur une architecture. Cette spécification consiste à modéliser l'application sous la forme d'un algorithme dont les opérations sont ordonnées selon leurs ordres d'exécution et leurs dépendances de données [34]. Pour augmenter la lisibilité de l'algorithme et faciliter le test et la maintenance (en termes de code), nous avons adopté une approche modulaire en décomposant l'algorithme de navigation en deux (2) parties (Figure 32) :

- Algorithme de la navigation inertielle (INS),
- Algorithme de fusion de données INS-GPS à base de filtre de Kalman Étendu.

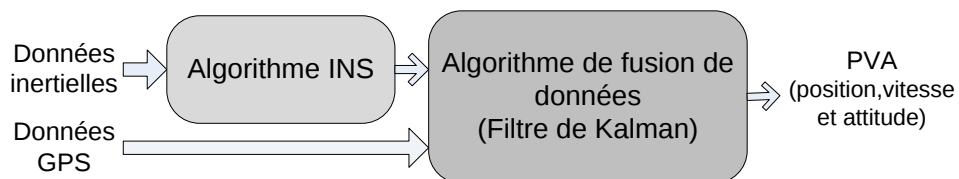


Figure 31. Décomposition de l'algorithme de la navigation

IV.3.1.1 Implémentation de l'algorithme de la navigation inertielle

L'algorithme suivant résume les équations de la navigation inertielles :

• Initialisation : - Angles d'orientation ($\varphi = 0, \theta = 0, \psi = \text{cap_initial}$), - Quaternions ($q_1, q_2, q_3, q_4$), • Pour chaque $k^{\text{ème}}$ donnée inertielle : - Accélération $A_k = [a_x, a_y, a_z]^T$ et Vitesses angulaires $\rho_k = [w_x, w_y, w_z]$ ▪ Calcul de la Matrice d'orientation DCM : $DCM_k = \text{Quat2DCM}([q_1, q_2, q_3, q_4]_k) \quad (\text{a.1})$ ▪ Équation de l'accélération $W_x = \text{PQR2Wx}([p, q, r]_k), W_x : \text{matrice anti-symétrique à partir de } [p, q, r]$ $U\dot{V}W_k = A_k + DCM_k \times [0 \ 0 \ g]^T - W_x \times UVW_{k-1} \quad (\text{a.2})$ ▪ Intégration de l'accélération $UVW_k = UVW_{k-1} + U\dot{V}W_k \times \Delta t \quad (\text{a.3})$ ▪ Transformation du repère (mobile → navigation) : $N\dot{E}D_k = DCM_k^T \times UVW_k \quad (\text{a.4})$ ▪ Intégration de la vitesse $NED_k = NED_{k-1} + N\dot{E}D_k \times \Delta t \quad (\text{a.5})$ ▪ Mise à jour des quaternions $[q_1, q_2, q_3, q_4]_{k+1} = \text{UpDateQuat}([q_1, q_2, q_3, q_4]_k, [w_x, w_y, w_z]_k) \quad (\text{a.6})$ ▪ Normalisation des quaternions $[q_1, q_2, q_3, q_4]_{k+1} = \text{NormalisationQuat}([q_1, q_2, q_3, q_4]_{k+1}) \quad (\text{a.7})$ • $k = k + 1$	
--	--

Avec φ, θ, ψ : les angles de roulis, de tangage et de lacet,

w_x, w_y, w_z : les vitesses angulaires fournies par l'INS,

A : le vecteur d'accélération mesurée par l'INS,

Δt : la période d'échantillonnage,

DCM : matrice d'orientation 'Direction Cosine Matrix'

$U\dot{V}W, UVW$: l'accélération et la vitesse du mobile,

$N\dot{E}D, NED$: la vitesse et la position exprimées dans le repère de navigation,

q_1, q_2, q_3, q_4 : les variables quaternions,

Quat2DCM : fonction pour calculer DCM à partir des quaternions,

PQR2Wx : fonction pour calculer la matrice W_x à partir des vitesses angulaires,

UpDateQuat : la mise à jour des quaternions,

NormalisationQuat : normalisation des quaternions.

Le schéma suivant illustre d'une manière détaillée les différentes étapes de l'algorithme de la navigation inertielle (Figure 33).

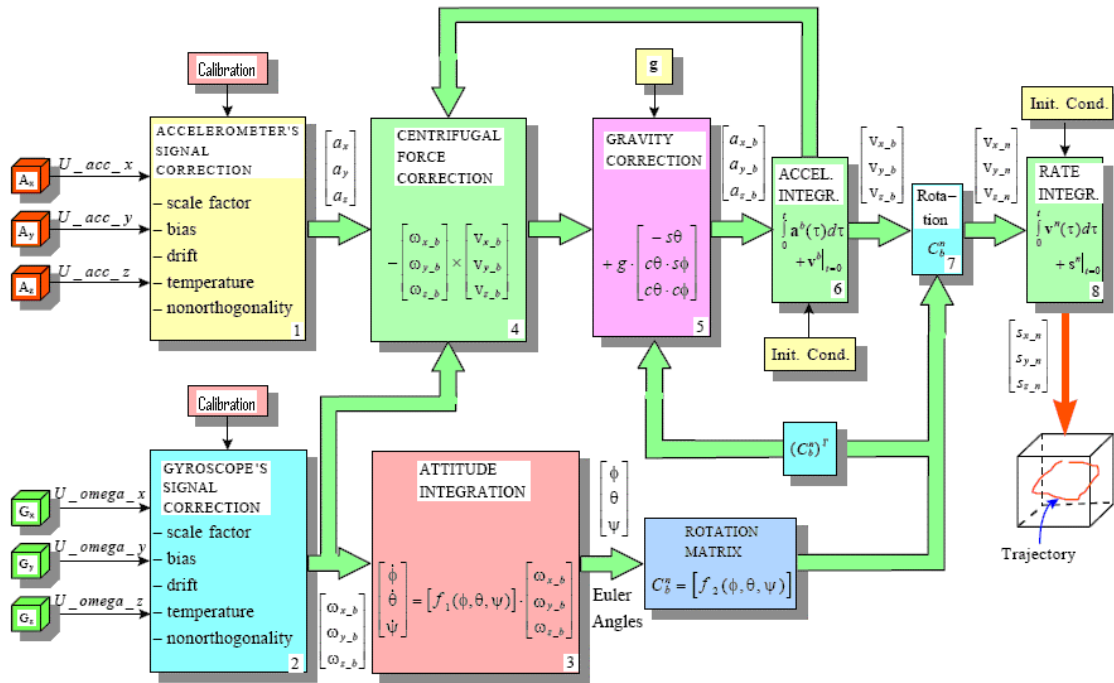


Figure 32. Flot de données de l'algorithme de la navigation inertielle

IV.3.1.2 Implémentation du filtre de Kalman

Rappelons que les équations du filtre du Kalman dans sa version discrète sont résumées dans le tableau suivant :

Modèle du système Modèle de mesure	$x_k = \Phi_{k-1}x_{k-1} + w_{k-1} \quad w_k \sim N(0, Q_k)$ $z_k = H_k x_k + v_k \quad v_k \sim N(0, R_k)$
Initialisation	$\hat{x}_0^- = E[x_0], P_0^- = \text{var}(x_0^-)$
Calcul du gain	$K_k = P_k^- H_k^T (R_k + H_k P_k^- H_k^T)^{-1}$
Mise à jour des mesures	$\hat{x}_0^+ = \hat{x}_0^- + K_k (\tilde{y}_k - \hat{y}_k)$
Mise à jour de la matrice de covariance	$P_k^+ = [I - K_k H_k] P_k^-$
Propagation de l'état	$\hat{x}_{k+1}^- = \Phi_k \hat{x}_k^- + G_k u_k \quad P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + Q_{dk} \quad (Q_d \approx G Q G^T \Delta T)$
Avec : x^-, x^+ : sont, respectivement, l'estimation a priori et a posteriori du vecteur d'état P^-, P^+ : sont, respectivement, la matrice covariance a priori et a posteriori de l'erreur $G = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -R_b^n & 0 \\ 0 & R_b^n \end{bmatrix}$ et $Q = \text{diag}(\sigma_{ax}^2, \sigma_{ay}^2, \sigma_{az}^2, \sigma_{wx}^2, \sigma_{wy}^2, \sigma_{wz}^2)$ avec σ_a et σ_w sont, respectivement, l'écart type des mesures accéléromètres et gyromètres	

Tableau 2. Les équations du filtre de Kalman discret [1, 48]

Selon Tableau 2, la complexité du traitement de filtre de Kalman est centrée autour de calcul du gain de Kalman à partir de la matrice de covariance d'incertitude P , ce calcul est appelé aussi la solution de l'équation matricielle de *Riccati* [32] (l'inversion d'une matrice formée par la matrice P). Cependant, dès les premières implémentations du filtre de Kalman sur les calculateurs (ordinateurs), il a été découvert que, même avec des données simulées, les valeurs estimées et les valeurs prédites par la matrice de covariance sont souvent différentes. Le problème est finalement lié aux erreurs d'arrondi des calculateurs, ce qui a ramené à mettre en œuvre des méthodes alternatives pour implémenter ce filtre.

Juste après la découverte du filtre de Kalman en 1960, l'International Business Machines Corporation (IBM) a présenté son ordinateur série-700 basé sur une unité arithmétique à virgule flottante de 36 bits. Cela a été considéré tout à fait révolutionnaire à l'époque, mais reste une solution matérielle insuffisante pour les

premières implémentations du filtre de Kalman. Ce problème d'implémentation a été évoqué par nombreux chercheurs à l'époque (McGee et Schmidt Battin) surtout pour les prévues missions de vol de la navette Apollo sur la lune. Le problème a finalement été résolu de façon satisfaisante au début des années 1970 [32].

Les causes du mauvais calcul du filtre de Kalman

Les facteurs qui contribuent au mauvais calcul (conditionnement) du filtre peuvent être résumés dans les points suivants :

1. La dynamique élevée des valeurs réelles des éléments des matrices F, Q, H, R , les mesures, ou les variables d'état, ceci est peut être causés par le mauvais choix de l'échelle ou les unités de mesure.
2. Mauvais conditionnement de la matrice de covariance P et $(HPH^T + R)$ sans tenir en compte les erreurs de calcul numérique.
3. Grandes dimensions des matrices, car le nombre d'opérations arithmétiques est proportionnel au carré ou au cube de dimension des matrices.
4. La précision limitée du calculateur cible, ce qui rend les erreurs d'arrondi relatives plus grandes.

IV.3.2 Implémentation du système de navigation

L'étape finale de l'implémentation du système de navigation consiste à assembler les briques soft de l'algorithme de l'hybridation INS-GPS, à savoir la partie de la navigation inertielle et la partie de fusion de données à base du filtre de Kalman.

Le schéma présenté ci-dessous (Figure 34) décrit l'architecture de notre système de navigation ainsi que les différentes étapes de calcul, à partir des données capteurs (IMU, GPS) jusqu'à l'obtention de la position du mobile (véhicule).

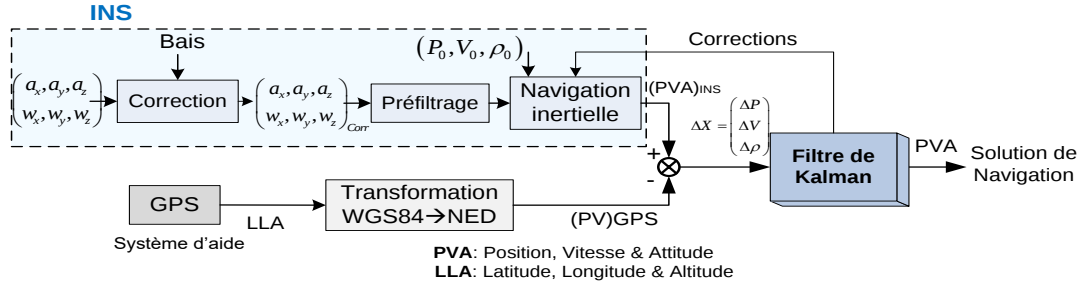


Figure 33. Architecture proposée du système de navigation hybride INS-GPS

L'hors de l'intégration les modules de calcul, l'architecture qui sera proposée doit tenir compte des problèmes de synchronisation et de flux de données, et soit adaptée à la technologie cible de la plateforme de l'implémentation.

IV.4 Analyse d'observabilité

L'analyse d'observabilité traditionnelle est inadéquate pour des scénarios de navigation extraordinaires car la matrice O devient très grande pour un système variant dans le temps d'ordre élevé, de sorte qu'elle faire monter des difficultés de calcul. Cette thèse vise à introduire une approche pratique pour la mesure de « degré d'observabilité » (=DoO), qui est délimitée par les n états pertinents du système et qui permet de connaître le degré de santé du système interne s'il est bon ou non en mesurant la sortie d'informations externes détectée. Dans notre système non linéaire, $H(t)=I_{3 \times 3}$ sont des constantes de temps. Ainsi, nous mettons l'observabilité en utilisant la condition booléenne.

$$rank(O_v) \stackrel{?}{=} rank(O_{v+1}) \quad (53)$$

$$O = \begin{bmatrix} N_0(t) \\ N_1(t) \\ \vdots \\ N_{v-1}(t) \end{bmatrix} \Rightarrow \begin{bmatrix} H_0(t) \\ H_0(t)F(t) + \frac{\partial}{\partial x} H_0(t) \\ \vdots \\ H_{v-1}(t)F(t) + \frac{\partial}{\partial x} H_{v-1}(t) \end{bmatrix} \Rightarrow \begin{bmatrix} H \\ HF \\ \vdots \\ HF^{v-1} \end{bmatrix} \quad (54)$$

Cependant, dans [47], l'innovation de la notion de « degré d'observabilité » reposait sur une approche quantitative. Nous obtenons une covariance d'erreur (P), à travers les plusieurs itérations du processus de filtre de Kalman étendu. L'écart entre

l'estimation et les valeurs de l'état réel est indiqué par cette erreur. De plus, l'analyse mathématique standard a été appliquée.

Description erreur normalisée (P')

$$P'(k) = \left(\sqrt{P(0)}\right)^{-1} P(k) \left(\sqrt{P(0)}\right)^{-1} \quad (55)$$

Où : $P(0)$ est la matrice de covariance d'erreur initiale, $P(k)$ est la matrice de covariance d'erreur actuelle. La matrice acquise peut être présentée en (56), P_{ij} et $P_{ij}(0)$ sont les éléments de la matrice de covariance d'erreur. La poursuite est obtenue par la somme de toutes les valeurs propres, après quoi on obtient la covariance d'erreur normalisée en (55). Les valeurs propres de $P''(k)$ sont sans dimension et bornées entre $0 < \lambda_i \leq n$, de sorte que le DoO est mieux défini, car l'erreur devient plus faible.

$$P'(k) \Rightarrow \begin{bmatrix} \frac{P_{11}}{P_{11}(0)} & \frac{P_{12}}{\sqrt{P_{11}(0)P_{22}(0)}} & \dots & \frac{P_{1n}}{\sqrt{P_{11}(0)P_{nn}(0)}} \\ \frac{P_{21}}{\sqrt{P_{22}(0)P_{11}(0)}} & \frac{P_{22}}{P_{22}(0)} & \dots & \frac{P_{2n}}{\sqrt{P_{22}(0)P_{nn}(0)}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{P_{n1}}{\sqrt{P_{nn}(0)P_{11}(0)}} & \frac{P_{n2}}{\sqrt{P_{nn}(0)P_{22}(0)}} & \dots & \frac{P_{nn}}{P_{nn}(0)} \end{bmatrix} \quad (56)$$

$$P''(k) = \frac{n}{tr(P'(k))} P'(k) \quad (57)$$

IV.5 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons abordé le système d'hybridation INS-GPS et leurs architectures. Ainsi, nous avons illustré une méthodologie qui permet de passer de l'algorithme vers une implémentation. Après avoir décortiqué l'algorithme de navigation, et pour la bonne visibilité et de bon contrôle de notre système d'intégration GPS-INS, nous avons présenter l'approche de "degré d'observabilité (DoO)" théoriquement, qui nous allons utiliser expérimentalement dans le chapitre V qui suit.

HAPITRE V

V Résultats et Discussions

V.1 Introduction

Après que nous avons étudié tous les concepts liés aux systèmes de navigation des véhicules présenté dans le chapitre III et les différentes architectures des systèmes et leurs conceptions dans le chapitre IV ont été détaillée ,il est intéressant de présenter dans ce chapitre dans un premier temps une définition des plateformes expérimentales utilisées dans notre projet ainsi leurs instrumentations (capteurs utilisés,..), dans deuxième temps, nous allons présenter les différentes étapes suivies pour aboutir au système final, commençant par la conception du prototype hors-ligne, qui consiste à exécuter l'algorithme initial codé sur MATLAB (c'est-à-dire avec des données de deux capteurs GPS et IMU).

V.2 Description du système

Notre système a pour objectif de récolter les données GPS et les données inertielles, en suite, calculer la pose du mobile (vecteur position, vitesse et attitude) par fusion des données INS-GPS, afin de bien illustrer l'architecture du système, la description du système matérielle est composée :

V.2.1 Partie capteurs

Notre démarche est d'adopter une stratégie *low-cost*, ce qui nous a ramené à utiliser des centrales inertielles de type MEMS à bas coût et un récepteur GPS grand public.

V.2.1.1 Récepteur OEM4

Sous-système GPS OEM4 ont été introduits pour la première fois sur le marché il y a plus de deux décennies, fournissant au monde des récepteurs GNSS multicanaux à double constellation et à double fréquence de haute précision (Figure 35.-a). Les trames GPS de format Rinex sont délivrées chaque seconde (fréquence de 1 Hz).

V.2.1.2 Capteur inertielle : Motion Pak II

L'unité de mesure inertielle utilisée dans notre système de navigation est la centrale BEI Motion Pak II. C'est une IMU basée sur des systèmes micro-électromécaniques (MEMS) à six axes et comporte trois accéléromètres et trois gyromètres à base de silicium montés dans un boîtier compact et robuste. Les accéléromètres du Motion Pak II mesurent l'accélération et les gyroscopes mesurent la vitesse angulaire dans trois directions perpendiculaires (Figure 35.-b). Ainsi, propriétés de l'IMU (Motion Pak II) sont indiquées dans le tableau 3.

Axe		X	Y	Z
Biais (mg2, /s)	Accéléromètre	± 125	± 125	± 125
	Gyromètre	± 5.0	± 5.0	± 5.0
Facteur d'échelle (mg2, °/s)	Accéléromètre	6.66 V/g	6.66 V/g	6.66 V/g
	Gyromètre	0.133	0.133	0.133
Alignement de l'axe d'entrée	Accéléromètre	1 V/°/s	1 V/°/s	1 V/°/s
	Gyromètre	1	1	1

Tableau 3. Propriétés de l'accéléromètre et du gyromètre



a. Récepteur OEM4



b. Centrale inertielle Motion Pak II

Figure 34. Capteurs

V.2.2 Data-logger

Data-logger utilise l'horloge nanoseconde dans le processeur Intel Core 2 Duo 2,66 GHz intégré pour fournir une échelle de temps relative sur toutes les mesures IMU. Les données sont collectées à partir des IMU, formatées selon un format standard commun et enregistrées dans des fichiers ASCII à valeurs séparées par des

virgules (CSV) pour une importation facile dans MATLAB et pour le traitement du signal et l'analyse des données.

V.2.3 Plateformes expérimentales

Les essais ont été menés sur un véhicule (Figure 36). Ce dernier a été instrumenté par une centrale inertielle IMU Motion PakII et un récepteur GPS de type OEM4, la centrale inertielle est placée dans une position proche du centre de gravité du véhicule, par contre, le module GPS est mis au-dessus du véhicule pour avoir une bonne visibilité vis-à-vis la constellation des satellites GPS. En contrepartie, aussi ce véhicule est équipé par une IMU de haute qualité CIMU. Les données de CIMU sont combinées avec les données de DGPS pour fournir une trajectoire de référence que nous utiliserons plus tard pour la comparaison (Figure 37).

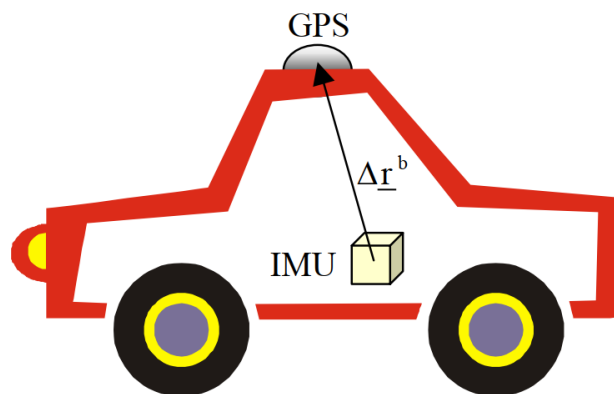


Figure 35. *Véhicule*



Figure 36. *Trajectoire de référence*

Les résultats des tests sont présentés dans la Figure.37 dont les essais sont effectués sur une piste proche de l'Université de Calgary, Alberta, Canada par Groupe de recherche multi-capteurs mobile (MMS), Université de Calgary.

V.2.4 Étapes à suivre pour notre système

La reconstruction de trajectoires à partir de données issues de capteurs GPS et IMU lors d'un déplacement de mobile(véhicule) terrestres sont passé par les étapes suivantes :

- a. Utiliser un récepteur GPS OEM4 standard et une IMU Motion Pak II pour récolter les données mesurées. En contrepartie, Les données DGPS combiné avec CIMU de haute qualité pour obtenir la vraie solution supposée pour la trajectoire. Le récepteur GPS joue le rôle d'un système d'aide à la navigation et de recalage pour le système de navigation inertielle
- b. Convertir les données GPS mesurée et de référence sous format Rinex avec des extensions (epp, obs, nav, gps) à un fichier d'extension (pos) par l'utilisation du logiciel RTKPOST-QT ver.2.4.3 Emlid b33.
- c. Convertir les données IMU récoltées sous format doubles binaires à 7 colonnes à un fichier d'extension ASCII par l'utilisation du logiciel HexToolkit.
- d. Synchroniser les données des deux capteurs, pour une solution de fusion fiable.
- e. Extraire l'information requise à partir de ces capteurs pour obtenir la position, la vitesse et l'orientation du véhicule.
- f. Une fois que l'information extraite synchronisée est disponible sur un PC :
 - Le FK (ou FKE) de l'algorithme de navigation INS-GPS codé dans MATLAB est appliqué, pour produire une solution cohérente de navigation
 - Le degré d'observabilité (DoO) de l'algorithme de navigation INS-GPS codé dans MATLAB est appliqué, pour mesurer le degré

d'observabilité afin d'avoir une bonne visibilité et un bon contrôle de notre système.

g. Comparaison entre la trajectoire mesurée et la trajectoire de référence

V.2.4.1 Données techniques

GPS (master) : OEM4

GPS (rover) : OEM4
MEMS IMU : Motion Pak II

Station Principale

Latitude : 51 04' 45.94275"
Longitude : -114 07' 57.68327"
Altitude : 1116.61 (m)
La hauteur de l'antenne : 0.16 (m)

IMU à Offset GPS

En avant : 0.00 (m)
A droite : 0.00 (m)
En haut : 0,85 (m) (IMU est sous l'antenne GPS)

IMU assembler axes

Y : en avant
X : à droite
Z : en haut

Format du fichier de données IMU (doubles binaires à 7 colonnes)

Temps (s), X-Gyro (deg/s), Y-Gyro (deg/s), Z-Gyro (deg/s)
X-Accel (m/s²), Y-Accel (m/s²), Z-Accel (m/s²)

Données du récepteur GPS OEM4

Les données GPS récoltées sous format Rinex et contient quatre types d'extensions sont : *.epp, *.obs, *.nav et *.gps.

 GPS_Master.epp	22/07/2020 2:45 PM	Fichier EPP	25 Ko
 GPS_Master.nav	22/07/2020 3:48 PM	Fichier NAV	34 Ko
 GPS_Master.obs	22/07/2020 3:58 PM	Fichier OBS	12 422 Ko
 GPS_Rover.epp	22/07/2020 4:02 PM	Fichier EPP	3 046 Ko
 GPS_Rover.gps	22/07/2020 5:02 PM	Fichier GPS	8 125 Ko
 GPS_Rover.nav	22/07/2020 5:04 PM	Fichier NAV	4 084 Ko
 GPS_Rover.obs	22/07/2020 5:10 PM	Fichier OBS	6 398 Ko

Figure 37. Données brutes du récepteur GPS

Ces données ont été décrypté à travers du logiciel RTKPOST-QT ver.2.4.3 Emlid b33.
Où on va charger les deux fichiers Rover.obs et Master.obs .

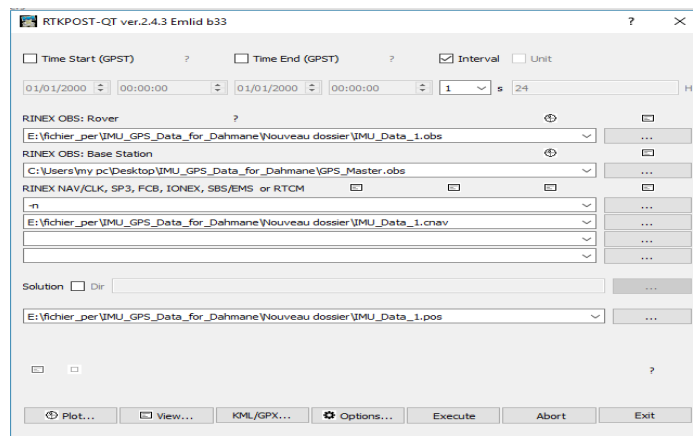


Figure 38. logiciel RTKPOST-QT ver.2.4.3 Emlid b33

Après l'exécution ce logiciel (Figure 39), on obtient le fichier ci-dessous dont extension *.pos (Figure 40).

```
% program : RTKPOST-QT ver.2.4.3 Emlid b33
% inp file : C:\Users\my pc\Desktop\IMU_GPS_Data_for_Dahmane\GPS_Master.obs
% inp file : C:\Users\my pc\Desktop\IMU_GPS_Data_for_Dahmane\GPS_Master.obs
% inp file : C:\Users\my pc\Desktop\IMU_GPS_Data_for_Dahmane\IMU_GPS_Data_for_Dahmane\GPS_Rover.nav
% obs start : 2003/03/04 20:52:10.0 GPST (week1208 247930.0s)
% obs end : 2003/03/05 00:53:46.0 GPST (week1208 262426.0s)
% ref pos : 89.903880959 51.463862413 -6355635.6424
%
% (lat/lon/height=WGS84/ellipsoidal,Q=1:fix,2:float,3:sbas,4:dgps,5:single,6:ppp,ns=# of satellites)
% GPST latitude(deg) longitude(deg) height(m) Q ns sdn(m) sde(m) sdu(m) sdne(m) sdeu(m) sdun(m) age(s) ratio
2003/03/04 23:59:59.000 51.079415162 -114.132637254 1115.9252 5 5 32.0156 32.0156 32.0156 -0.0000 -0.0000 0.0000 0.00 0.0
2003/03/05 00:00:00.000 51.079415295 -114.132636851 1115.9228 5 5 30.0000 30.0000 30.0000 0.0000 0.0000 0.0000 0.00 0.0
2003/03/05 00:00:01.000 51.079415275 -114.132636852 1115.9297 5 5 32.0156 32.0156 32.0156 0.0000 -0.0000 0.0000 0.00 0.0
```

Figure 39. Fichier GPS décrypté

Données du capteur inertiel : Motion Pak II

Les données IMU récoltées sous format binaire (Figure 41).

IMU_Data_1	22/07/2020 5:20 PM	Fichier BIN	27 233 Ko
IMU_Data_2	22/07/2020 5:23 PM	Fichier BIN	9 188 Ko

Figure 40. Données IMU

Fichier IMU_Data_1

Alignement : 254981 - 257314

Zupt 1 : 257784 - 257889 , Zupt 2 : 258116 - 258191 , Zupt 3 : 258417 – 258531, Zupt 4 : 258913 – 259033, Zupt 5 : 259397 – 259463 et Zupt 6 : 259863 – 259960

Arrêt de la journalisation du fichier IMU_Data_1, puis démarrage du fichier IMU_Data_2. Et le GPS fonctionnait tout le temps.

Fichier IMU_Data_2

Alignement : 260336 – 260650 et Zupt 1 : 261931 – 262015

Ces données ont été décrypté à travers du logiciel HexToolkit. Où on va charger les fichiers Rover.obs et Master.obs . Après l'exécution du logiciel (Figure 42) on obtient le fichier ci-dessous (Figure 43).

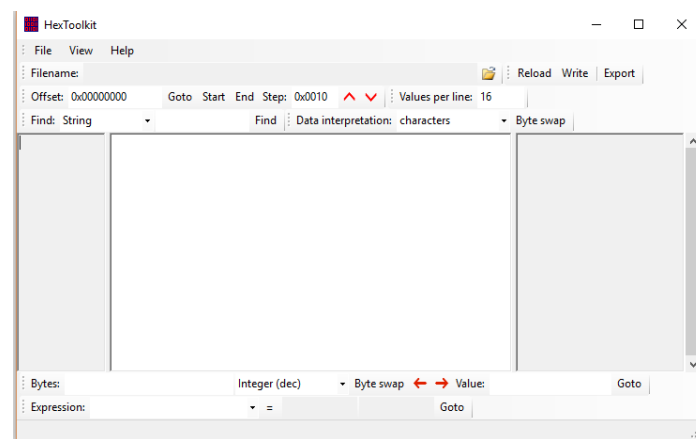


Figure 41. Logiciel HexToolkit

```
00000000: F5 58 C2 E9 25 20 0F 41 00 00 00 00 88 F3 BF B4 97 D0 5E 42 F6 F7 BF B4 97 D0 5E 42 49 FF BF CD CC CC CC
00000038: CB 70 3D FE 25 20 0F 41 ED 25 B4 97 D0 3F F5 BF B4 97 D0 5E 42 67 FA BF E4 38 8E E3 38 A7 FE BF 00 00 00 00
00000070: A1 88 B8 12 26 20 0F 41 42 7B 09 ED 25 9F F3 BF D1 5E 42 7B 09 0C F9 BF F7 12 DA 4B 68 60 FF BF 9A 99 99 99
000000a8: 77 A0 33 27 26 20 0F 41 00 00 00 00 00 17 F1 BF B4 97 D0 5E 42 F6 F7 BF BE 84 F6 12 DA A5 FF BF 67 66 66 66
```

Figure 42. Fichier IMU décrypté

V.2.5 Propriétés de l'IMU (Motion Pak II)

Dans la Figure 44, les résultats des valeurs d'entrée f_b^y et w_z sont clairement bruités. Lorsque la fusion GPS/INS n'est pas utilisée, le véhicule ne suit pas la trajectoire de référence dans toutes les directions, comme illustré à la Figure 45.

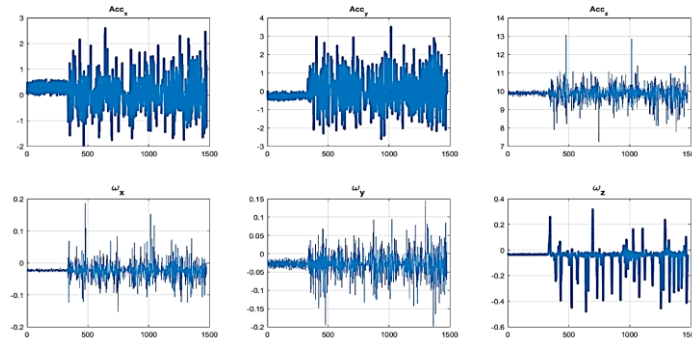


Figure 43. *Mesures IMU*

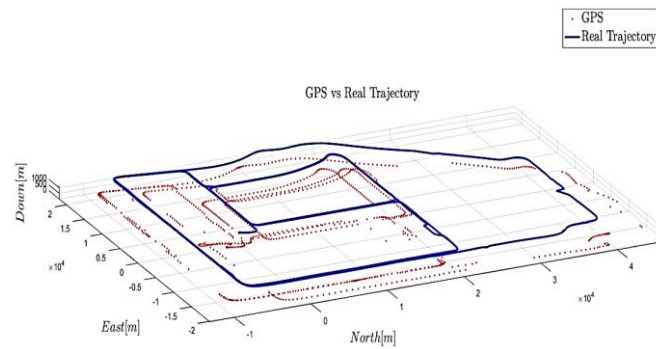


Figure 44. *Trajectoire réelle vs mesures GPS*

V.2.6 Résultats d'erreur de position

Nous avons réalisé les premiers tests pour les performances d'estimation au cours du temps. Tout d'abord, et comme indiqué, l'écart type (*standard deviation*) est figuré se forme des lignes pointillées en rouge. Le résultat illustré dans la Figure 46 montre qu'il y a une décroissance de la valeur initiale dans le temps.

Nous constatons que l'erreur d'angle géodésique (φ , λ) présente une petite variation au voisinage de zéro. Ceci est traduit par la faite que notre véhicule ne se déplace que de quelques mètres dans le cadre LLLN. Contrairement, l'altitude h est mise à l'échelle en mètres par rapport aux échantillons précédents, de sorte que l'erreur d'amplitude est beaucoup plus grande.

Le résultat illustré dans la Figure 47 montre que l'erreur de vitesse augmentent au cours de temps et se développent dans une marche aléatoire (*random walk*) et qu'il y a beaucoup de bruit sur v_N et v_E tandis que v_D réussit à se stabiliser après une période, cela peut être exprimé par l'imprécision de notre modèle *strapdown*.

Contrairement, l'erreur de position qui est corrigée par l'observation (mesure GPS) elle-même.

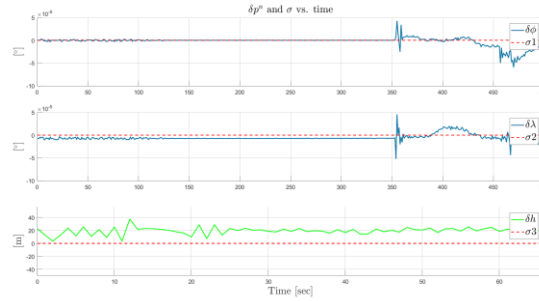


Figure 45. Erreur de position vs Temps

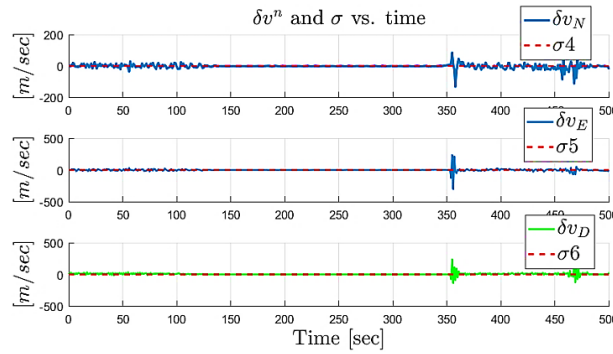


Figure 46. Erreur de vitesse vs Temps

En vérifions maintenant l'erreur d'angle d'Euler, telle qu'illustrée dans la Figure 48, décrit l'erreur d'angle d'Euler roulis ϕ , tangage θ et lacet obtenue à partir de la matrice de transformation R_b^n . Comme il apparaît, une petite variation s'est produite sur l'axe roulis ϕ , tangage θ . Par contre, une grande variation en lacet ψ . C'est logique car, la variation des mouvements planaires est liée au même mouvement de l'orientation du véhicule terrestre.

V.2.7 Résultats du degré d'observabilité (DoO)

Pour démontrer l'efficacité de cet algorithme d'intégration INS-GPS à base de filtre de Kalman dans un contexte de navigation pratique. En vérifions l'analyse DoO basée sur la section IV.4, et voir si nous pouvons déterminer quels états sont les mieux estimés ($\downarrow$ DoO) et lesquels sont les plus faibles ($\uparrow$ DoO). Comme la montre

clairement dans la Figure 49, il y a des courbures au démarrage du véhicule terrestre en $(\phi, \lambda$ et $h)$ Latitude, longitude et altitude respectivement et après, continue avec de nombreuses dérives et absences causées par deux capteurs IMU et GPS. Des solutions peuvent être proposées pour améliorer la qualité de positionnement en ajoutant d'autres types de capteurs (odomètre, compas...etc.), ces aspects peuvent être traités dans un autre contexte.

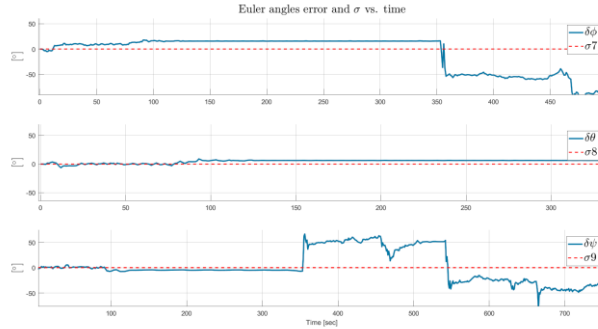


Figure 47. Erreur d'angle d'Euler vs temps

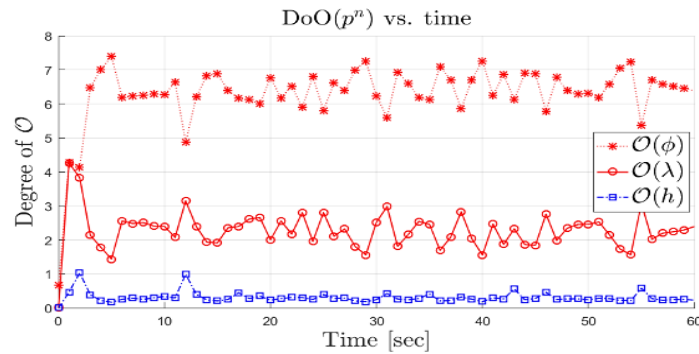


Figure 48. DoO d'erreur de position vs temps

Dans la Figure 50, les états de vitesse DoO, présentent une descente aiguë et après environ une seconde s'annulent. Cela peut s'expliquer par le couplage IMU position/vitesse au sein du mode faiblement couplé.

Nous constatons aussi dans la Figure 51, le véhicule est initialisé à l'arrêt où les mesures de bruit augmentent la mesure résiduelle. Mais une fois que le mouvement commence, le DoO des angles d'Euler s'annule immédiatement après, ce qui implique que l'estimateur parvient à bien réussir la mission d'estimation.

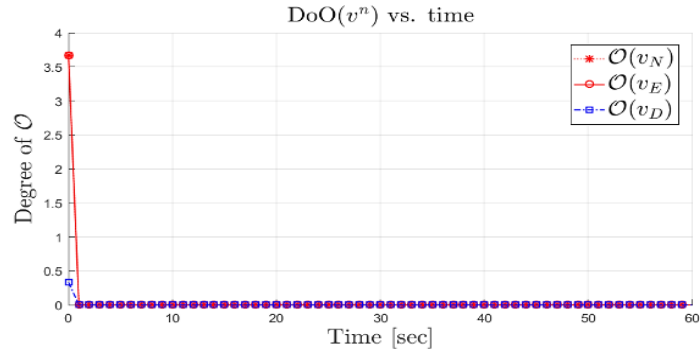


Figure 49. *DoO de l'erreur de vitesse vs temps*

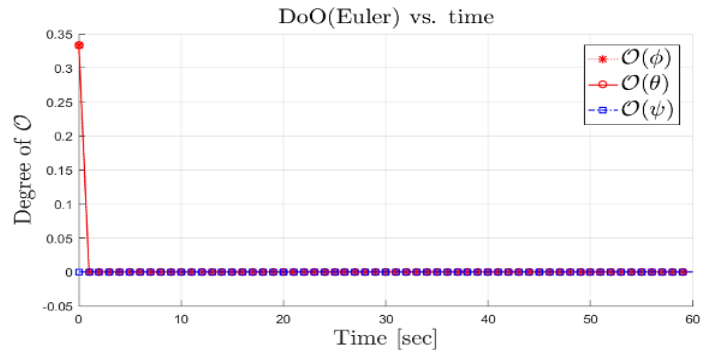


Figure 50. *DoO de l'erreur d'angle d'Euler vs temps*

V.2.8 Comparaison

V.2.8.1 Mesures GPS, trajectoires de référence et d'estimation

Nous constatons que le système hybride de navigation dans les Figures 52 et 53 assure une bonne précision tout le long du trajet, mais la précision se décroît dans les virages et les zones qui ont des couvertures GPS réduites. De plus, l'algorithme d'exécution n'a pas échoué pendant l'absence de signal GPS, démontrant l'efficacité de cet algorithme d'intégration INS-GPS à base de filtre Kalman Étendu dans un contexte de navigation pratique où à récompenser le signal pendant l'absence de GPS.

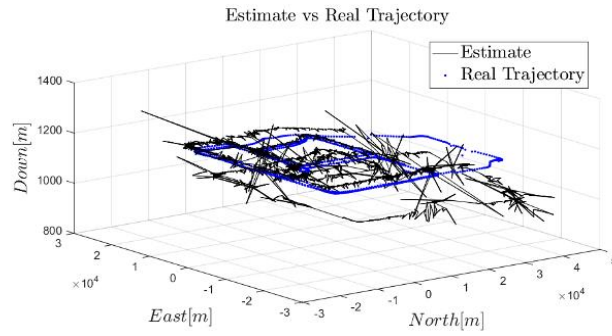


Figure 51. *Estimation vs trajectoire réelle*

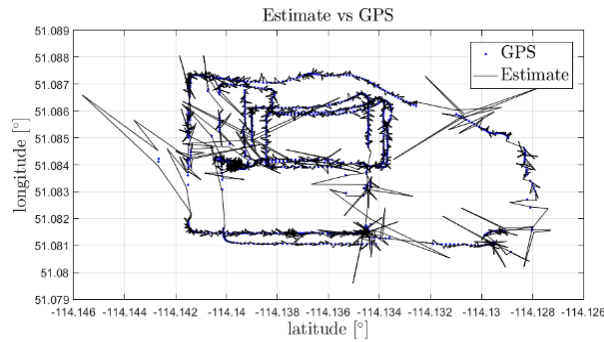


Figure 52. *Estimation vs mesures GPS*

V.2.8.2 Algorithmes Strapdown (*dead reckoning*), KF-INS et EKF (INS-GPS)

Dans le tableau 4 ci-dessous, nous verrons montrer en détail les erreurs de dérive pour KF-IMU, EKF (IMU-GPS) et Strap-Down pendant les six absences de GPS. Les erreurs de dérive fournies sont calculées par la racine carrée de la somme des erreurs au carré en latitude, longitude et altitude, et représentent ainsi les erreurs totales dans toutes les directions. Nous constatons que les meilleures performances sont acquises en utilisant EKF (IMU-GPS). Ceci à traduit que la présence des mises à jour de GPS chaque 1s pour les données IMU sont indispensable. Pour cela, le GPS représente le système de recalage pour corriger la solution de navigation.

Absences GPS	KF-IMU (m)	Strap-Down (m)	EKF (IMU-GPS) (m)
# 1	159.4	72.5	104
# 2	212.9	205.8	171
# 1	210.2	174	202
#4	181.8	240	214
#5	194.9	275.7	211
#6	90..49	300	101
Valeur moyenne	179.95	224.16	173.86

Tableau 4. *Résultats des tests de MP sur le terrain*

V.2.9 Conclusion

Cette section a été présentée les résultats des expériences menées sur un véhicule instrumenté et possédant les capteurs mentionnés ci-dessus : la centrale inertielle (BEI Motion Pak II), récepteur GPS (OEM4) et Data-logger.

Les résultats des tests ont été présentés en plusieurs étapes. D'abord, la base de données et la trajectoire de référence ont été présentées. Ensuite, les résultats d'intégration des données de l'INS et du GPS avec un post traitement hors-ligne, qui consiste à exécuter l'algorithme initial codé sur MATLAB. Ensuite, nous avons montré les résultats obtenus avec des essais effectués sur la piste. Nous avons discuté aussi de l'erreur estimée par le filtre d'intégration.

Pour démontrer l'efficacité de cet algorithme et de son pilotage par le filtre de Kalman dans un contexte de navigation pratique, la CI a été assistée par des capteurs accéléromètre et géomètre en cas de masquage du signal GPS. Les résultats de l'intégration GPS/INS ont été présentés en appliquant le concept de "degré d'observabilité (DoO)" qui a donné une meilleure visibilité et un bon contrôle pour notre système d'intégration GPS-INS. Enfin, nous avons comparé les résultats obtenus des différentes Algorithmes qui ont été appliqués.

VI Conclusion générale

VI.1 Conclusion

L'objectif de ce travail était de combiner et de traiter les données réelles fournies par les deux capteurs INS/GPS pour avoir une solution de positionnement précise et continue dans des environnements où le GPS n'est pas toujours accessible. A travers ce travail, nous avons présenté aussi un aperçu sur les plateformes matérielles qu'elle ait été utilisée.

La radionavigation par satellite et la navigation inertielle ont été plus particulièrement expliquée, ce qui a alors permis d'introduire la notion de navigation hybride dans le cas spécifique GNSS/INS. Ceci se basant sur un outil très puissant qui est le Filtre de Kalman Étendu.

En suite et pour la bonne visibilité et de bon contrôle de notre système d'intégration GPS-INS, nous avons introduit une approche pratique "degré d'observabilité (DoO)" pour mesurer le degré d'observabilité.

Il est considéré que les deux approches des systèmes intégrés GPS/INS basés sur EKF et le concept du DoO sont suffisamment durables pour être utilisées en conjonction avec des détecteurs à faible coût. Ceci a traduit que nous avons par ce travail atteint l'objectif qui nous été assigné.

Comme avec n'importe quelle méthodologie ou technique suggérée, il y a toujours un potentiel pour des recherches connexes avec des objectifs d'améliorer les performances du système ou rechercher une nouvelle approche inspirée de la méthodologie utilisée. Quelques recommandations et suggestions pour des travaux futurs sont fournies ci-dessous :

- Intégrer dans le système de navigation développé d'autre types des données capteurs, à savoir le compas et l'odomètre, afin d'avoir une solution de positionnement complète et peuvent opérer dans les conditions médiocres.
- Implémenter d'autre algorithme d'intégration pour la navigation plus complexe, comme le filtre particulaire (*Particle filter*), fournissant ainsi des performances plus élevées.

Enfin, nous pouvons dire que ce travail de thèse nous a permis de maîtriser certaines connaissances dans le domaine théorique et surtout dans les traitements des données pratiques, et de capitaliser une compétence certaine dans le domaine de localisation, et corriger certains concepts prérequis. D'un autre côté, ce travail nous a permis de découvrir le travail en groupe et la gestion d'un projet de recherche.

VI.2 Annexe A

VI.2.1 Quaternions

En générale, l'orientation entre deux repères set définit comme une séquence des rotations. Selon le théorème d'Euler, la transformation entre deux repères peut être représentée comme une seule rotation sur un axe fixe. Ce principe permet de définir la matrice de rotation DCM et les angles Euler (roulis, tangage et lacet) entre le repère mobile et le repère de navigation.

Le calcul de la DCM à partir des angles d'Euler pose les problèmes de la discontinuité et la complexité de traitement, ce qui conduit à opter pour d'autre méthode en se basant sur les quaternions

VI.2.1.1 Principe

Un quaternion est un type de nombre hypercomplexe introduit en 1843 par W.R. Hamilton. L'ensemble des quaternions, noté $\mathbb{H}$, constitue une extension de l'ensemble des nombres complexes, extension similaire à celle qui avait conduit de l'ensemble des nombres réels $\mathbb{R}$ à celui des nombres complexes $\mathbb{C}$.

Tout quaternion $\vec{q}$ est défini par un quadruplet de nombres réels, le premier élément étant un « scalaire », et les trois éléments restants formant un « vecteur », ou « imaginaire pur ».

$$\vec{q} = \underbrace{q_1}_{\text{scalar_part}} + \underbrace{q_2 \cdot \vec{i} + q_3 \cdot \vec{j} + q_4 \cdot \vec{k}}_{\text{vector_part}} \quad (\text{A.1})$$

VI.2.1.2 Quaternion de rotation

Le quaternion tel que défini ci-dessus peut également être utilisé pour représenter une rotation d'un vecteur dans un espace à trois dimensions. La rotation de l'angle θ autour de l'axe fixe D peut être représentée par le quaternion q , dont la

définition (équivalent à celui de l'équation A.1) est donnée ci-dessous dans l'équation suivante :

$$q = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) + \vec{u} \cdot \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (\text{A.2})$$

Tel que $\vec{u}$ est le vecteur unitaire de rotation autour de l'axe D .

Selon le principe du quaternion, il peut être démontré que, pour une petite rotation, la dérivée temporelle de quaternion q peut être exprimée en fonction de lui-même et la rotation du mobile. L'équation différentielle quaternion classique, tel qu'il figure dans l'équation (A.3) est utilisée pour calculer quaternion de rotation de du repère mobile (b) par rapport au repère navigation (n) :

$$\dot{q} = \frac{1}{2} q \circ w_{b/n}^{(b)} \quad (\text{A.3})$$

D'un point de vue pratique, une fois que le quaternion de rotation a été calculé, il est simple de trouver les valeurs des angles d'Euler. La matrice de rotation de la base mobile (b) à la barre de navigation (n) peut être exprimée en fonction des composants quaternion, mais aussi en fonction des angles d'Euler (roulis, tangage et lacet). Les deux expressions sont données ci-dessous, où R_{b2n} est la matrice DCM de rotation à partir de repère (b) vers (n).

$$R_{b2n} = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & s(\varphi)s(\theta)c(\psi) - c(\varphi)s(\psi) & c(\varphi)s(\theta)c(\psi) + s(\varphi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\varphi)s(\theta)s(\psi) - c(\varphi)c(\psi) & c(\varphi)s(\theta)s(\psi) + s(\varphi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\varphi)c(\theta) & c(\varphi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{A.4})$$

Avec $s(.)$ et $c(.)$ représentent respectivement le sinus et le cosinus.

$$R_{b2n} = \begin{bmatrix} q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 - q_4^2 & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 2(q_2q_4 - q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 + q_1q_4) & q_1^2 + q_3^2 - q_4^2 - q_2^2 & 2(q_4q_3 - q_1q_2) \\ 2(q_2q_4 - q_1q_3) & 2(q_3q_4 + q_1q_2) & q_1^2 + q_4^2 - q_2^2 - q_3^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A.5})$$

Il est facile de déterminer les angles d'orientation d'Euler (roulis ϕ , tangage θ et lacet ψ) en fonction des composants du quaternion. Les trois équations sont données ci-dessous (A.6) :

$$\begin{aligned}
\phi &= \arctan\left(\frac{2(q_4q_3 - q_1q_2)}{-1 + 2(q_1^2 + q_2^2)}\right) \\
\theta &= \arcsin(-2(q_2q_4 + q_1q_3)) \\
\psi &= \arctan\left(\frac{2(q_2q_3 - q_1q_4)}{-1 + 2(q_1^2 + q_4^2)}\right)
\end{aligned} \tag{A.6}$$

VI.2.1.3 Intégration des quaternions

L'équation A.3 représente l'équation différentielle de l'évolution des quaternions en fonction des vitesses angulaires fournis par la centrale, le quaternion initial est obtenu à partir de l'angle roulis, tangage et lacet initial.

L'équation A.3 peut être exprimée sous la forme suivante :

$$\dot{q}(t) = Q(t)q(t) \tag{A.7}$$

Avec

$$Q(t) = \begin{bmatrix} 0 & -w_z & w_y \\ w_z & 0 & -w_x \\ -w_y & w_x & 0 \end{bmatrix} \text{ et } w_x, w_y, w_z \text{ sont les vitesses angulaires fournies par la centrale}$$

La forme discrète par l'approximation du premier ordre est donnée par l'équation suivante :

$$q_{k+1} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} I & w_z\Delta t & -w_y\Delta t & w_x\Delta t \\ -w_z\Delta t & I & w_x\Delta t & w_y\Delta t \\ w_z\Delta t & -w_x\Delta t & I & w_z\Delta t \\ -w_x\Delta t & -w_y\Delta t & -w_z\Delta t & I \end{bmatrix} q_k \tag{A.8}$$

Dont Δt est la période d'échantillonnage et I est la matrice d'identité.

L'intégration des quaternions sera plus précise en utilisant une approximation d'ordre supérieur (équation A.9).

$$q_{k+1} = \left(\cos(\|w\|)I + \frac{\sin(\|w\|)}{\|w\|}W \right) q_k \tag{A.9}$$

Avec $w = [w_x, w_y, w_z]$, $\|w\| = \sqrt{w_x^2 + w_y^2 + w_z^2}$ et $W = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & w_z \Delta t & -w_y \Delta t & w_x \Delta t \\ -w_z \Delta t & 0 & w_x \Delta t & w_y \Delta t \\ w_z \Delta t & -w_x \Delta t & 0 & w_z \Delta t \\ -w_x \Delta t & -w_y \Delta t & -w_z \Delta t & 0 \end{bmatrix}$

VI.2.1.4 Normalisation des quaternions

À chaque calcul des quaternions, ces dernières doivent être normalisés afin de corriger les erreurs de calcul et de cumul «24 » :

$$q_i = \frac{q_i}{\sqrt{q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2}} \text{ pour } i = 1, \dots, 4. \quad (\text{A.10})$$

VI.3 Annexe B

VI.3.1 Transformations des coordonnées

VI.3.1.1 Coordonnées géodésiques (La norme WGS-84)

Plusieurs problèmes se posent lorsque l'on souhaite positionner un objet de manière absolue sur le globe terrestre :

- La terre n'est pas réellement un volume de forme régulière. Elle est généralement assimilée à un géoïde ou un ellipsoïde. Le géoïde est une surface équipotentielle coïncidant avec le "niveau moyen de la mer" et en chaque point perpendiculaire à la direction de la "*verticale locale*" (direction de la pesanteur). L'ellipsoïde est une surface mathématique coïncidant aussi bien que possible avec le "géoïde" et caractérisée en général par son "*demi-grand axe*" et "*l'aplatissement*". Suivant l'endroit du globe où l'on se trouve, certains modèles d'ellipsoïde sont localement plus justes que d'autres.
- Dans la plupart des applications, le monde est localement représenté sous la forme d'une carte plane. Or la projection d'une surface courbe sur un plan peut se faire de différentes façons, et requiert donc une loi de conversion entre les coordonnées géodésiques absolues et les coordonnées planes dans ce système de représentation.

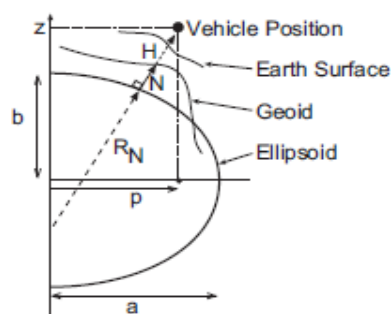


Figure B.1 Surface de la Terre par rapport au géoïde et l'ellipsoïde

VI.3.1.2 World Geodetic System (WGS 84)

Le « WGS 84 » est un système de référence terrestre. Mis au point par l'armée américaine en 1984, ce modèle modélise la surface de la planète sous la forme d'un ellipsoïde, référencé comme IAG-GRS80. Le WGS est un système tridimensionnel, les coordonnées géographiques expriment la position en termes de latitude, de longitude et de hauteur (λ, ϕ, h) . Celles-ci sont basées sur une référence d'ellipsoïde de révolution, qui est une approximation de la forme de la Terre.

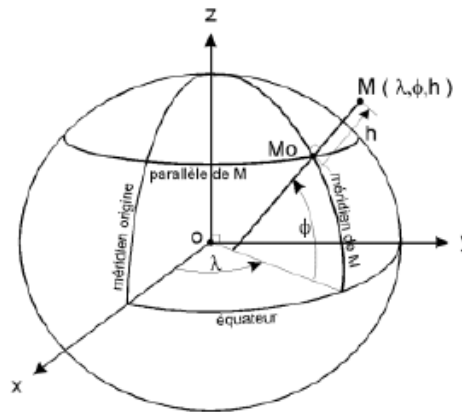


Figure B.2 Repère ECEF et Coordonnées géodésiques

Un point $M(\lambda, \phi, h)$ est reconnu par les coordonnées (latitude, longitude, hauteur) par rapport aux référentiels ECEF et WGS84. Ces coordonnées sont fournies par le GPS.

VI.3.1.3 Projections cartographiques

La projection cartographique est un ensemble de techniques géodésiques permettant de représenter la surface de la Terre dans son ensemble ou en partie sur la surface plane d'une carte.

Le choix d'une projection et le passage d'une projection à une autre compte parmi les difficultés mathématiques que les cartographes ont dû affronter. L'informatique a apporté des outils de calcul puissants pour traiter ces problèmes.

En Algérie, La représentation cartographique plane en vigueur adoptée par l'Algérie en 2003 est l'UTM. L'Algérie s'étale de l'Ouest à l'Est sur quatre fuseaux : le 29, 30, 31 et 32 soit de 9° à l'Ouest du méridien d'origine et à 12° à l'Est du méridien

d'origine. Le type de transformation utilisée pour la projection planaire est le système géodésique Nord Sahara 1959.

En France, la projection la plus utilisée est la nouvelle triangulation de la France (NTF). Elle est basée sur l'ellipsoïde Clarke 1880 IGN, dont les transformations de coordonnées sont basées sur la projection Lambert.

Références bibliographiques

- [1] J. A. Farrell. (2008). *Aided navigation GPS with high rate sensors*.
- [2] M. Hank, "Expérimentation d'une hybridation GPS, Centrale inertielle à partir de données acquises par la centrale TEM," Laboratoire des systèmes numériques, Ecole militaire polytechnique, Algérie, 2009.
- [3] M. A. Khettat, "Etude et conception d'une brique de capteurs génériques pour la centrale d'acquisition temps réel," Magister, Laboratoire Systemes Numériques, EMP, Alger, 2009.
- [4] A. Oussar, "Implémentation d'un système hybride INS-GPS sur architecture reconfigurable," Laboratoire des systèmes numériques, Ecole Militaire Polytechnique, Algérie, 2012.
- [5] M. S. Grewal and A. P. Andrews, *Kalman Filtering: Theory and Practice using MATLAB*. USA: John Wiley and Sons, 2001.
- [6] M. S. GREWAL, *et al.*, *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*. USA: WILEY-INTERSCIENCE, 2007.
- [7] E. Nebot and H. Durrant-Whyte, "Initial calibration and alignment of low-cost inertial navigation units for land vehicle applications," *Journal of Robotic Systems*, vol. 16, pp. 81–92, 1999.
- [8] P. Zhang and J. GU, "Navigation with IMU/GPS/Digital Compass with Unscented Kalman Filter," in *Proceedings of the IEEE Int. Conf. on Mechatronics & Automation*, Niagara Falls, Canada, 2005, pp. 1497 - 1502
- [9] V. G. Dikshit and P. R. Mahapatra, "Medium-Coupled Bus-Based INS-GPS Sensor Fusion for Accurate and Reliable Positioning," in *Proceedings of ESAV'08*, Capri, Italy, 2008.
- [10] M. G. Petovello, *et al.*, "Development and Testing of a Real-Time GPS/INS Reference System for Autonomous Automobile Navigation," *Proceedings of ION GPS-01*, pp. 2634-2641, September 2001 2001.
- [11] C. Hide and T. Moore, "GPS and Low Cost INS Integration for Positioning in the Urban Environment," *The 18th Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation*, 2005.
- [12] J. Wang, *et al.*, "GPS/INS Integration : A Performance Sensitivity Analysis," *Wuhan University Journal of Natural Sciences*, vol. 8, pp. 508-516, 2003.
- [13] S. Rezaei and R. Sengupta, "Kalman filter-based integration of DGPS and vehicle sensors for localization," *IEEE Transactions On Control Systems Technology*, vol. 15, pp. 1080-1088, November 2007 2007.
- [14] R. Wolf, *et al.*, "A Kalman Filter for the Integration of a Low Cost INS and an attitude GPS," Institute of Geodesy and Navigation, Munich, Germany, 1996.
- [15] P. Srikumar and C. D. Deori, "Simulation of Mission and navigation Functions of the UAV - Nishant," Aeronautical Development Establishment, Bangalore.
- [16] S. J. Randle and M. A. Horton, "Low Cost Navigation Using Micro - Machined Technology," presented at the IEEE Intelligent Transportation Systems Conference, Boston, USA, 1997.
- [17] A. Brown and D. Sullivan, "Precision Kinematic Alignment Using a Low-Cost GPS/INS System," in *ION GPS 2002*, Portland, Oregon, 2002.
- [18] S. W. Moon, *et al.*, "Implementation of a Loosely Coupled GPS/INS integrated system," Chungnam National University, South Korea.

- [19] O. S. Salychev, *et al.*, "LOW COST INS/GPS INTEGRATION : CONCEPTS AND TESTING," presented at the Institute of Navigation National Technical Meeting, Anaheim, 2000.
- [20] J. H. Kwon, "Airborne Vector Gravimetry Using GPS/INS," The Ohio State University, Columbus, Ohio 2000.
- [21] S. Rönnbäck, "Development of a INS/GPS navigation loop for an UAV," Master thesis, Department of Computer Science and Electrical Engineering, Luleå University of Technology, 2000.
- [22] J. D. Gautier, "GPS/INS GENERALIZED EVALUATION TOOL (GIGET) FOR THE DESIGN AND TESTING OF INTEGRATED NAVIGATION SYSTEMS," PhD Thesis, THE DEPARTMENT OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, STANFORD UNIVERSITY, USA, 2003.
- [23] D. M. Mayhew, "Multi-rate Sensor Fusion for GPS Navigation Using Kalman Filtering," Master Thesis, Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 1999.
- [24] E. D. KAPLAN, "Understanding GPS, Principles and Applications, " Boston, Mass: Artech House, 1996.
- [25] B. W. PARKINSON, and JR, J. J. S., "Global Positioning System: Theory and Applications Volume 1, " American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1996.
- [26] V. Bonato, *et al.*, "A floating-point Extended Kalman filter implementation for autonomous mobile robots," in *Int. Conf. on Field Programmable Logic and Applications, Proceedings*, 2007, pp. 576-579.
- [27] V. Bonato, *et al.*, "An FPGA Implementation for a Kalman Filter with Application to Mobile Robotics," in *Int. Symposium on Industrial Embedded Systems*, 2007, pp. 148-155.
- [28] W. F. Abdelfatah, *et al.*, "2D mobile multi-sensor navigation system realization using FPGA based Embedded processors," in *24th Canadian Conference on IEEE Electrical and Computer Engineering (CCECE)*, 2011, pp. 1218 - 1221
- [29] A. Islam, *et al.*, "A design methodology for the implementation of embedded vehicle navigation systems," in *IEEE Int. Conf. on Electro/Information Technology*, 2009, pp. 297 - 300.
- [30] F. X. Cao, *et al.*, "Low cost SINS/GPS integration for land vehicle navigation," in *Intelligent Transportation Systems, 2002. Proceedings. The IEEE 5th International Conference on*, 2002, pp. 910-913.
- [31] S. Panzieri, *et al.*, "An outdoor navigation system using GPS and inertial platform," *Mechatronics, IEEE/ASME Transactions on*, vol. 7, pp. 134-142, 2002.
- [32] Y. Li, *et al.*, "A low-cost field re-configurable real-time GPS/INS integrated system – design and implementation," in *International Global Navigation Satellite Systems Society IGNSS Symposium 2007*, The University of New South Wales, Sydney, Australia, 2007.
- [33] G. El Hadji Amadou, "*Localisation garantie d'automobiles. Contribution aux techniques de satisfaction de contraintes sur les intervalles*," Doctorat, Université de Technologie de Compiègne, France, 2006.
- [34] D. H. Titterton and J. L. Weston. (2004). *Strapdown Inertial Navigation Technology* (2nd ed.).

- [35] S. Jie, *et al.*, "Design and implementation of MIMU/GPS integrated navigation systems," in *Position Location and Navigation Symposium, 2002 IEEE*, 2002, pp. 99-105.
- [36] Y. Li, *et al.*, "Performance of a Low-cost Field Re-configurable Real-time GPS/INS Integrated System in Urban Navigation," presented at the Position, Location and Navigation Symposium, IEEE/ION, Monterey, California, 2008.
- [37] X. Wang and W. Ni, "An improved particle filter and its application to an INS/GPS integrated navigation system in a serious noisy scenario," *Measurement Science and Technology*, vol. 27, no. 9, Sep. 2016.
- [38] D. Kubrak, "Etude de l'hybridation d'un récepteur GPS avec des capteurs bas coûts pour la navigation personnelle en milieu urbain," *École Nationale Supérieure des Télécommunications de Paris, France*, 2007.
- [39] M. Bakula, M. Uradziński, and K. Krasuski, "Network code DGNSS positioning for faster L1-L5 GPS ambiguity initialization," *Sensors*, vol. 20, no. 19, pp. 5671, Oct. 2020,
- [40] S. SUKKARIEH and E. M, " A High Integrity IMU/GPS Navigation Loop for Autonomous Land Vehicle Applications," *IEEE transactions on robotics and automation*, vol. 15 1999.
- [41] J. Farrell and M. Barth, *The Global Positioning System and Inertial Navigation*: McGraw-Hill Professional 1999.
- [42] J. Sola, "Reconstitution de l'état d'un micro drone par fusion de données," *Département Avionique et systèmes ENSICA* 2003.
- [43] E. BEKIR. (2007). *Introduction to Modern Navigation Systems*.
- [44] T. Nischan, "GFZRNx - RINEX GNSS Data Conversion and Manipulation Toolbox (Version 1.05)," *Helmholtz Centre Potsdam /GFZ German Research Centre for Geosciences*, Jan 2016.
- [45] K. Krasuski, J. Cwiklak, K. Cur, "Determination of the precise trajectory of an aircraft flight in aviation experiments in Poland" In *Contemporary Navigation*, J. Cwiklak, Ed., 1st ed., Publisher of Military University of Aviation: Dęblin, Poland, 2019, vol.1, pp. 87–97
- [46] E.-H. Shin, "Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications," Master, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Canada, 2001.
- [47] F. M. Ham and R. G. Brown, "Observability, Eigenvalues, and Kalman Filtering," in *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-19, no. 2, pp. 269-273, March 1983, doi: 10.1109/TAES.1983.309446
- [48] S. G. Mohinder and P. A. Angus. (2008). *Kalman Filtering – Theory and Practice Using MATLAB (3 rd ed.)*.
- [49] M. Hank, "Expérimentation d'une hybridation GPS, Centrale inertielle à partir de données acquises par la centrale TEM," *Laboratoire des systèmes numériques, Ecole militaire polytechnique, Algérie*, 2009.
- [50] M. A. Khettat, "Etude et conception d'une brique de capteurs génériques pour la centrale d'acquisition temps réel," *Magister, Laboratoire Systemes Numériques, EMP, Alger*, 2009.
- [51] A. Oussar, "Implémentation d'un système hybride INS-GPS sur architecture reconfigurable," *Laboratoire des systèmes numériques, Ecole Militaire Polytechnique, Algérie*, 2012.
- [52] M. Specht, J. Szmaglinski, C. Specht, W. Koc, A. Wilk, K. Czaplewski, K. Karwowski, P. Dabrowski, P. Chrostowski, S. Grulkowski, "Analysis of positioning

- methods using Global Navigation Satellite Systems (GNSS) in Polish State Railways (PKP),* Szczecin, Sci. J. Marit. Univ, pp.62, 26–35 June. 2020
- [53] K. Krasuski., A. Ciećko, M. Bakula, and D. Wierzbicki, “New strategy for improving the accuracy of aircraft positioning based on GPS SPP solution,” *Sensors*, vol. 20, no. 17, pp.4921, Aug. 2020
 - [54] M. Bakula, M. Uradziński, and K. Krasuski, “*Network code DGNSS positioning for faster L1-L5 GPS ambiguity initialization,*” *Sensors*, vol. 20, no. 19, pp. 5671, Oct. 2020
 - [55] M. Grzegorzewski, “*Navigating an aircraft by means of a position potential in three-dimensional space,*” *Annual of Navigation*, vol.9, pp. 1–111, Sep. 2005.
 - [56] K. Krasuski, J. Cwiklak, K. Cur, “Determination of the precise trajectory of an aircraft flight in aviation experiments in Poland” In *Contemporary Navigation*, J. Cwiklak, Ed., 1st ed., Publisher of Military University of Aviation: Dęblin, Poland, 2019, vol.1, pp. 87–97.
 - [57] M. S. Grewal. and A. P, Andrews, “*Kalman, Filtering: Theory and Practice using MATLAB,*” The USA, John Wiley, and Sons,
 - [58] A. G. Quinchia, and C. Ferrer, “*A low-cost GPS&INS integrated system based on an FPGA platform,*” In *International Conference on Localization and GNSS*, Tampere, Finland, Jun. 2011,
 - [59] Han, H., Wang, J., Du, M.: *A fast SINS initial alignment method based on RTS forward and backward resolution.* J. Sens. 2017.
 - [60] J. Wang, et al., “*GPS/INS Integration: A Performance Sensitivity Analysis,*” *Wuhan University Journal of Natural Sciences*, vol. 8, pp. 508-516, 2003.
 - [61] S. Jie, et al., “*Design and implementation of MIMU/GPS integrated navigation systems,*” in *Position Location and Navigation Symposium*, 2002 IEEE, 2002, pp. 99-105.
 - [62] Y. Li, et al., “*Performance of a Low-cost Field Re-configurable Real-time GPS/INS Integrated System in Urban Navigation,*” presented at the *Position, Location and Navigation Symposium*, IEEE/ION, Monterey, California, 2008.
 - [63] Y. Li, et al., “*A low-cost field re-configurable real-time GPS/INS integrated system – design and implementation,*” in *International Global Navigation Satellite Systems Society IGNSS Symposium 2007*, The University of New South Wales, Sydney, Australia, 2007.
 - [64] V. Bonato, et al., “*A floating-point Extended Kalman filter implementation for autonomous mobile robots,*” in *Int. Conf. on Field Programmable Logic and Applications*, Proceedings, 2007, pp. 576-579.
 - [65] V. Bonato, et al., “*An FPGA Implementation for a Kalman Filter with Application to Mobile Robotics,*” in *Int. Symposium on Industrial Embedded Systems*, 2007, pp. 148-155.
 - [66] W. F. Abdelfatah, et al., “*2D mobile multi-sensor navigation system realization using FPGA based Embedded processors,*” in *24th Canadian Conference on IEEE Electrical and Computer Engineering (CCECE)*, 2011, pp. 1218 - 1221
 - [67] A. Islam, et al., “*A design methodology for the implementation of embedded vehicle navigation systems,*” in *IEEE Int. Conf. on Electro/Information Technology*, 2009, pp. 297 - 300.

Résumé

Le travail présenté dans cette thèse consiste à la combinaison des données réelles fournies par les deux capteurs INS et GPS pour avoir une solution de positionnement précise et continue dans des environnements où le GPS n'est pas toujours accessible. Ainsi, nous sommes appelés à réaliser une hybridation de ces mesures pour un positionnement suffisamment précis. L'approche d'hybridation est basée sur le filtre de Kalman étendu. Ensuite, nous avons présenté aussi un aperçu sur les plateformes matérielles qu'elle ait été utilisée. En fin et pour la bonne visibilité et de bon contrôle de notre système d'intégration GPS-INS, nous avons introduit une approche pratique "degré d'observabilité (DoO)" pour mesurer le degré d'observabilité.

Mots Clés : Navigation, Hybridation INS-GPS, IMU, DoD, Filtre de Kalman.

ABSTRACT

The work presented in this thesis consists of the combination of real data provided by the two INS/GPS sensors to have a precise and continuous positioning solution in environments where GPS is not always accessible. Therefore, we are called upon to carry out hybridization of these measurements for sufficiently precise positioning. The hybridization approach is based on the extended Kalman filter. Then, we also presented an overview on the hardware platforms it has been used. Finally, and for the good visibility and good control of our GPS-INS integration system, we have introduced a practical "degree of observability (DoO)" approach to measure the degree of observability.

Key words: Navigation, Integration INS-GPS, DoO, IMU, Kalman Filter.

ملخص

ارتأينا من خلال العمل المقدم في هذه الأطروحة والذي يعتمد على مجموعة من البيانات الحقيقية التي يوفرها جهازي استشعار INS و GPS تم استخدامها للحصول على حل دقيق ومستمر لتحديد المواقع في البيئات التي لا يمكن الوصول فيها دائمًا إلى نظام تحديد المواقع العالمي (GPS). وبالتالي، نحن مطالبون بإجراء تهجين لهذه القياسات لتحديد المواقع بدقة كافية. يعتمد نهج التهجين على مرشح كالمان الممتد. بعد ذلك، قدمنا أيضًا نظرة عامة على الأنظمة الأساسية للأجهزة التي تم استخدامها. أخيرًا، ومن أجل الرؤية الجيدة والتحكم الجيد في نظام التكامل GPS-INS الخاص بنا، فقد قدمنا نهجًا عمليًا "درجة الملاحظة (DoO)" لقياس درجة إمكانية الملاحظة.

مفاتيح : تحديد الموقع، تهجين GPS-INS، درجة الملاحظة، مرشح KALMAN.