



Université Libanaise

École Doctorale
Sciences Et Technologies



THESE EN COTUTELLE

Pour obtenir le grade de Docteur délivré par

**L'Université de LILLE1
Sciences et Technologies**

Et

**L'Université Libanaise
Ecole Doctorale des Sciences et Technologie**

Spécialité : Contrôle Industriel

Présentée et soutenue publiquement par

KADDOUR Mahmoud

1/11/2016

Contribution à la Surveillance et au contrôle de l'intégrité d'un système de localisation GNSS

Directeur de thèse : **Mr. El Badaoui El Najjar Maan et Mr. Moubayed Nazih**

Membre du Jury

<i>Mr. Ruichek Yassine</i>	Professeur à l'Université de Technologie de Belfort-Montbéliard (UTBM)	Rapporteur
<i>Mr. Diab Mohamad</i>	Associate Prof à Rafik Hariri University (RHU)	Rapporteur
<i>Mr. Sahmoudi Mohamad</i>	Maître des Conférences à l'Institut supérieur de l'aéronautique et de l'espace ISAE - SUPAERO	Examineur
<i>Mr. Khalil Mohamad</i>	Professeur à l'Université Libanaise Faculté de Génie 1	Examineur
<i>Mr. El Badaoui El Najjar Maan</i>	Professeur à l'Université Lille1	Directeur
<i>Mr. Moubayed Nazih</i>	Professeur à l'Université Libanaise Faculté de Génie 1	Directeur
<i>Mr. Naja Ziad</i>	Docteur ingénieur au CNAM	Membre Invité

Remerciements

En préambule de ce mémoire, je tiens à remercier toutes les personnes qui ont contribué à la réalisation et l'aboutissement de ce travail.

Je tiens particulièrement à remercier Mr. El Badaoui El Najjar Maan, Professeur à l'Université Professeur à l'Université Lille et Mr. Moubayed Nazih, Professeur à l'Université Libanaise Faculté de Génie 1, qui ont été mes directeurs de thèse. Je les remercie pour leur disponibilité et les conversations régulières que nous avons eues sur ce travail, leur rigueur et notamment pour leur art consommé de la synthèse dès qu'il s'agit d'avoir une vue d'ensemble ou encore d'étudier un point précis. Mais au-delà des qualités scientifiques, ce sont surtout les qualités humaines que je voudrais souligner.

Je tiens à remercier Mr. Ruichek Yassine, Professeur à l'Université de Technologie de Belfort-Montbéliard (UTBM), et Mr. Diab Mohamad, Associate Prof à Rafik Hariri University (RHU) pour avoir accepté d'être les rapporteurs et membres du jury de cette thèse.

Je tiens également à remercier Mr. Khalil Mohamad, Professeur à l'Université Libanaise Faculté de Génie 1, et Mr. Sahmoudi Mohamad, Maître des Conférences à l'Institut supérieur de l'aéronautique et de l'espace ISAE - SUPAERO d'avoir accepté de participer à ce jury, et de juger ces travaux. Je ne peux oublier de remercier Mr. Naja Ziad pour son aide et son orientation depuis toujours.

Je ne saurais oublier les autres membres du laboratoire présents et « passés », que je remercie entre autre pour leurs encouragements, leur soutien et la sympathie qu'ils m'ont témoignée pendant ces années au laboratoire : Firas ZAKARIA, Souhayb KASS, Khaled SAFI, Ahmad MHEISH, Yousef EL TRABOULSI, Joelle EL HAGE. Je tiens à remercier l'ensemble des personnes du laboratoire pour leur accueil, leur sympathie et leur disponibilité.

Je souhaite remercier mes parents, mes frères Alaa, Taha et Amer et ma sœur Zeina pour leur soutien illimité à tout moment de ma vie. Merci, merci.... Je ne le dirais jamais assez.

Table des matières

<i>Liste des figures</i>	VII
<i>Liste des algorithmes</i>	X
<i>Résumé</i>	XI
<i>Abstract</i>	XI
Chapitre 1 : Introduction générale	1
1.1. Introduction	2
1.2. Contexte général	2
1.3. Contributions	3
1.4. Plan de la thèse	4
1.5. Liste des publications	5
Chapitre 2 : Introduction aux systèmes GNSS	7
2.1. Introduction du GNSS	8
2.2. Les principes généraux de positionnement par un système GNSS	8
2.3. Les systèmes GNSS	9
2.4. Description du système GNSS	11
2.4.1. <i>Le secteur spatial</i>	11
2.4.2. <i>Le secteur de contrôle</i>	12
2.4.3. <i>Le secteur de l'utilisateur</i>	13
2.5. Erreurs modélisables	13
2.5.1. <i>Les sources d'erreurs modélisables</i>	13
2.5.2. <i>Systèmes d'augmentations</i>	15
2.6. Erreurs non modélisables	18
2.6.1. <i>Les sources d'erreurs non modélisables</i>	19
2.6.2. <i>Mitigation d'erreurs non modélisables</i>	19
2.7. Performances de la solution de navigation	20
2.8. Les mesures GNSS	22
2.8.1. <i>La mesure de pseudo-distance</i>	22
2.8.2. <i>Mesure sur la phase de l'onde porteuse</i>	24
2.8.3. <i>Mesure sur la fréquence Doppler</i>	26
2.9. Impact de la géométrie satellite-utilisateur sur le positionnement	27
2.10. Conclusion	29
Chapitre 3 :	31

Etat de l'art des méthodes d'estimation de position et des algorithmes de contrôle et de surveillance d'intégrité.	31
3.1. Introduction	32
3.2. Estimation de l'état	33
3.2.1. La méthode des Moindres Carrés	34
3.2.2. Le filtrage Bayésien récursif.....	35
3.3. RAIM et Diagnostic des mesures GNSS	38
3.3.1. Méthode basée sur l'utilisation d'un vecteur de parité	40
3.3.2. Moindre carré résiduel	42
3.3.3. MCR-RAIM pondéré	47
3.3.4. Méthode de contrôle et surveillance de l'intégrité du positionnement basée sur la mesure de phase (CRAIM).....	49
3.4. Les algorithmes AAIM	51
3.5. Intégrité de positionnement des systèmes GNSS	54
3.5.1. Traitement des défauts multiples dans le contexte de l'AAIM	55
3.5.2. Traitement des défauts multiples dans le contexte RAIM	55
3.5.3. Une nouvelle méthode de CSI	56
3.6. Conclusion	57
Chapitre 4 :	59
Méthodes de localisation avec diagnostic des mesures GNSS.	59
4.1. Introduction	60
4.2. Comparaison entre un FK et un FI	62
4.3. Méthode de localisation avec un diagnostic à base d'un banc d'observateurs à entrée inconnue	64
4.3.1. Modèle d'évolution	64
4.3.2. Modèle d'observation	65
4.3.3. Initialisation du FIE.....	70
4.3.4. Changements de configuration des satellites.....	72
4.3.5. L'information mutuelle	76
4.3.6. L'approche proposée.....	78
4.3.7. Plateforme expérimentale	81
4.3.8. Résultats de la première méthode - discussions.....	83
4.3.9. Conclusion de la première méthode.....	86
4.4. Méthode de localisation basée sur la projection des mesures dans l'espace informationnel. 87	
4.4.1. Formulation du problème	87

4.3. 10.	<i>Modèle d'évolution</i>	89
4.4. 2.	<i>Projection de défauts de mesures GNSS dans l'espace informationnel</i>	90
4.4. 3.	<i>Résultats de l'algorithme PI avec des données réelles</i>	92
4. 5.	<i>Conclusion du chapitre</i>	93
Chapitre 5 :		96
<i>Approche informationnelle pour la surveillance et le contrôle de l'intégrité d'une localisation GNSS</i>		96
5. 1.	<i>Introduction</i>	97
5. 2.	<i>Approche informationnelle pour une haute intégrité d'une localisation GNSS</i>	99
5. 2.1.	<i>Méthode IRAIM</i>	100
5. 2.2.	<i>Méthode d'optimisation d'ordre d'observations</i>	104
5. 2.3.	<i>Algorithme d'isolation</i>	114
5. 3.	<i>Résultats et discussions de la performance de l'approche proposée</i>	115
5. 3. 1.	<i>Résultats des simulations</i>	115
5. 3. 2.	<i>Les résultats de l'application réelle</i>	120
5. 4.	<i>Conclusion</i>	124
Chapitre 6 : <i>Conclusions et perspectives</i>		126
6. 1.	<i>Conclusion</i>	127
6. 2.	<i>Perspectives</i>	129
<i>Bibliographie</i>		131

Liste des figures

<i>Figure 2. 1 : Le système de localisation satellitaire.</i>	8
<i>Figure 2. 2 : Principe de localisation par satellites.</i>	9
<i>Figure 2. 3 : Orbites des satellites autour de la terre.</i>	12
<i>Figure 2. 4 : Le secteur de contrôle de système GPS.</i>	12
<i>Figure 2. 5 : Différentes erreurs provenant du milieu traversé.</i>	13
<i>Figure 2. 6 : Schématisation d'un GPS différentiel.</i>	15
<i>Figure 2. 7 : Les augmentations GBAS.</i>	16
<i>Figure 2. 8 : Schématisation de technique de positionnement cinématique temps réel.</i>	16
<i>Figure 2. 9 : Principe du SBAS.</i>	17
<i>Figure 2. 10 : Erreurs provenant de l'environnement de réception.</i>	19
<i>Figure 2. 11 : Le temps d'alerte.</i>	21
<i>Figure 2. 12 : Principe de la mesure GPS par temps de vol TOA (Time Of Arrival).</i>	23
<i>Figure 2. 13 : Comparaison du signal reçu et du signal du récepteur.</i>	25
<i>Figure 2. 14 : Position optimale des satellites.</i>	28
<i>Figure 2. 15 : Mauvaise position des satellites.</i>	28
<i>Figure 3. 1 : Méthode statistique pour l'estimation d'état d'un système dynamique.</i>	32
<i>Figure 3. 2 : L'architecture générale d'un système de contrôle d'intégrité GNSS.</i>	33
<i>Figure 3. 3 : Algorithme de RAIM de base.</i>	39
<i>Figure 3. 4 : Distribution de la variable de test sous l'hypothèse H_0 et sous l'hypothèse H_1.</i>	44
<i>Figure 3. 5 : Relation linéaire entre la norme de l'erreur de position horizontale et le défaut de mesure.</i>	47
<i>Figure 3. 6 : Le processus de l'algorithme de CRAIM basé sur un filtre de Kalman.</i>	49
<i>Figure 3. 7 : Relation entre les variables de test de la méthode MSS.</i>	53
<i>Figure 4. 1 : Variation du nombre d'opérations en fonction du nombre d'observations.</i>	63
<i>Figure 4. 2 : La relation entre les mesures GNSS.</i>	67
<i>Figure 4. 3 : L'initialisation du FIE.</i>	71

<i>Figure 4. 4 : Exemple de marginalisation sur ξ —</i>	73
<i>Figure 4. 5 : Un scénario potentiel pour le positionnement par système GNSS sur deux instants successifs</i>	74
<i>Figure 4. 6 : Deuxième scénario éventuel pour le positionnement par système GNSS pendant deux instants successifs</i>	76
<i>Figure 4. 7 : Schéma bloc de la première méthode proposée</i>	78
<i>Figure 4. 8 : Schéma bloc de la méthode de diagnostic proposée</i>	80
<i>Figure 4. 9 : Interface Real-time goGPS</i>	82
<i>Figure 4. 10 : Trajectoire sans la couche de contrôle et surveillance d'intégrité proposée</i>	83
<i>Figure 4. 11 : $realR\varphi$ et $realR\rho$ pour satellite 21</i>	85
<i>Figure 4. 12 : $LLT\varphi$ et $LLT\rho$ pour satellite 21</i>	85
<i>Figure 4. 13 : Trajectoire 1 avec (bleu) est sans (rouge) la méthode de diagnostic proposée</i>	86
<i>Figure 4. 14 : Trajectoire 2 avec (bleu) est sans (rouge) la méthode de diagnostic proposée</i>	86
<i>Figure 4. 15 : La projection sur l'espace informationnel des observations sans défauts</i>	91
<i>Figure 4. 16 : La projection sur l'espace informationnel des observations avec défauts</i>	91
<i>Figure 4. 17 : Trajectoire obtenue sans la méthode PI proposée</i>	92
<i>Figure 4. 18 : Trajectoire obtenue avec la méthode diagnostic proposée en bleu</i>	93
<i>Figure 5. 1 : Architecture proposée pour une localisation GNSS avec haute intégrité</i>	99
<i>Figure 5. 2 : Schéma bloc de l'algorithme IRAIM</i>	103
<i>Figure 5. 3 : Description du modèle analytique d'une observation GNSS</i>	105
<i>Figure 5. 4 : Ordre optimal des observations GNSS</i>	107
<i>Figure 5. 5 : l'effet de la qualité de prédit sur la nature d'ordre des observations GNSS (ordre non optimale)</i>	108
<i>Figure 5. 6 : l'effet de la qualité de prédit sur la nature d'ordre des observations GNSS (ordre optimale)</i>	109
<i>Figure 5. 7 : Schéma bloc de la méthode d'optimisation proposée</i>	112
<i>Figure 5. 8 : L'angle et la norme du pas d'optimisation</i>	113
<i>Figure 5. 9 : L'algorithme d'isolation des observations erronées</i>	114
<i>Figure 5. 10 : Les nombres des observations erronées à chaque instant de la trajectoire simulée</i>	116
<i>Figure 5. 11 : Trajectoire de référence (étoile noire) vs Trajectoire sans CSI (étoile rouge)</i>	116
<i>Figure 5. 12 : L'IVPL et l'IVPE du processus de fusion de données sans CSI</i>	117
<i>Figure 5. 13 : L'IHPL et l'IHPE du processus de fusion de données sans CSI</i>	117

<i>Figure 5. 14 :L'IVPL et l'IVPE du processus de fusion de données avec CSI.</i>	118
<i>Figure 5. 15 : L'IHPL et l'IHPE du processus de fusion de données avec CSI.</i>	118
<i>Figure 5. 16 : Trajectoire de référence (étoile noire) vs trajectoire estimée avec CSI (étoile bleue).</i>	119
<i>Figure 5. 17 : L'erreur en information sans CSI (rouge) vs l'erreur en information avec CSI (bleu).</i>	119
<i>Figure 5. 18 : Trajectoire estimée sans l'utilisation de la méthode CSI.</i>	120
<i>Figure 5. 19 : L'IVPL et l'IVPE de la trajectoire 1 'avec' et 'sans' l'utilisation de la méthode CSI.</i>	121
<i>Figure 5. 20 : L'IHPL et l'IHPE de la trajectoire 1 'avec' et 'sans' l'utilisation de la méthode CSI.</i>	121
<i>Figure 5. 21 : Trajectoire 1 estimée 'avec' (bleu) et 'sans' (rouge) utilisation de la méthode CSI.</i>	122
<i>Figure 5. 22 : Trajectoire 2 estimée sans l'utilisation de la méthode CSI (rouge).</i>	122
<i>Figure 5. 23 : L'IVPL et l'IVPE de la trajectoire 2 'avec' et 'sans' l'utilisation de la méthode CSI.</i>	123
<i>Figure 5. 24 : L'IHPL et l'IHPE de trajectoire 2 'avec' et 'sans' l'utilisation de la méthode CSI.</i>	123
<i>Figure 5. 25 : La trajectoire 2 estimée avec CSI (bleu) est sans CSI (rouge).</i>	124

Liste des algorithmes

<i>Algo 3. 1 : Algorithme de filtre de kalman.</i>	36
<i>Algo 3. 2 : Algorithme de filtre de kalman étendu.</i>	37
<i>Algo 3. 3 : Algorithme de filtre informationnel étendu.</i>	38
<i>Algo.4. 1 : Les étapes de l'algorithme de la méthode de localisation proposée.</i>	80
<i>Algo.4. 2 : Les étapes de l'algorithme PI proposé.</i>	92
<i>Algo 5. 1 : Les étapes de l'algorithme d'IRAIM.</i>	103
<i>Algo 5. 2: L'algorithme de la boucle d'optimisation</i>	113
<i>Algo 5. 3: L'algorithme de la boucle d'IRAIM</i>	114

Contribution à la surveillance et au contrôle de l'intégrité d'un système de localisation GNSS

Résumé

La décennie en cours a marqué l'arrivée irrésistible et irréversible des systèmes GNSS dans la société en les rendant accessibles à tous et indispensables à de nombreux utilisateurs. L'amélioration des performances et de la fiabilité des systèmes GNSS est parmi les facteurs qui concourent au développement exponentiel du champ des applications et de services GNSS. Cette amélioration repose sur l'utilisation des méthodes d'estimation de la géo-position qui assure un niveau d'intégrité très élevé. Pour cela, ces méthodes doivent intégrer une couche de surveillance d'intégrité bien élaborée.

Dans ce travail, nous proposons des approches de contrôle et de surveillance d'intégrité d'une estimation d'une géo-position avec des mesures GNSS. Nous avons fait le choix de développer des approches basées sur un formalisme informationnel : filtre informationnel d'une part, et outils de la théorie de l'information d'autre part. Des résidus basés sur l'information mutuelle sont développés. Avec un seuillage adéquat, ces résidus permettent de détecter et d'exclure des mesures GNSS erronées. Dans ce contexte, d'autres idées ont été également mises à profit afin de robustifier les méthodes développées comme la projection des observations GNSS dans l'espace informationnel ainsi que des fonctions d'optimisation de la prédiction d'un filtre.

Les méthodes proposées sont testées et validées avec des données réelles acquises avec un véhicule expérimental équipé de plusieurs systèmes GNSS ouverts.

Mots clés : localisation, filtre informationnel, diagnostic, théorie de l'information, fonction d'optimisation, RAIM, système GNSS.

Abstract

The current decade has marked the irresistible and irreversible arrival of the GNSS systems in society by making them accessible and essential to many users. Improved performance and reliability of GNSS systems is among the factors that contribute to the exponential development of the field of GNSS applications and services. This improvement is based on the use of estimation methods of geo-positioning which ensures a very high level of integrity. For this, these methods must incorporate a layer of well-developed autonomous integrity monitoring.

In this work, we propose approaches for autonomous integrity monitoring of position estimation using GNSS measurements. We have chosen to develop approaches based on an informational formalism: Informational filter on the one hand and tools of the information theory of the other. Residuals based on mutual information are developed. With an appropriate thresholding, these residuals can detect and exclude GNSS erroneous measurements. In this context, other ideas were also developed in order to robustify the developed methods as the projection of GNSS observations in the information space and the development of optimization function in order to ameliorate the prediction of a filter.

The proposed methods are tested and validated with real data acquired with an experimental vehicle with several open GNSS systems.

Key words: localization, information filter, diagnosis, information theory, optimization function, RAIM, GNSS system.

Chapitre 1 : Introduction générale

Sommaire

<i>1.1. Introduction</i>	<i>2</i>
<i>1.2. Contexte général.....</i>	<i>2</i>
<i>1.3. Contributions</i>	<i>3</i>
<i>1.4. Plan de la thèse</i>	<i>4</i>
<i>1.5. Liste des publications</i>	<i>5</i>

1.1. Introduction

La navigation d'un véhicule d'un point à un autre nécessite le calcul de sa position dans un repère absolu. Les systèmes GNSS sont devenus la source par excellence de ce type d'information. En effet dans cette dernière décennie, les systèmes GNSS sont largement utilisés dans tous les modes de navigation dans les différents domaines du transport terrestre, maritime, aéronautique et ferroviaire.

Un système GNSS (GNSS pour Global Navigation Satellite System) consiste en une constellation de satellites naviguant sur une orbite terrestre diffusant des informations sur leur position dans le temps et dans l'espace. Les utilisateurs d'un système GNSS utilisent ces informations pour estimer leurs coordonnées géographiques (longitude, latitude), la vitesse de déplacement et l'heure. Les stations de contrôle terrestre d'un système GNSS utilisent les informations diffusées afin de mettre à jour les informations transmises par les satellites (paramètres d'horloge, éphémérides), contrôler leur bon fonctionnement et surveiller le système.

La détérioration que les signaux subissent durant leurs parcours entre un satellite et un récepteur et qui affectent les mesures GNSS sont la principale raison des incertitudes des méthodes d'estimation d'un positionnement GNSS. L'intégration d'une couche de contrôle et de surveillance d'intégrité de l'estimation d'une position permet la détection et l'exclusion des mesures erronées. Par conséquent, elle permet de maximiser la certitude de l'estimation et son niveau élevé d'intégrité.

1.2. Contexte général

L'intégrité d'un système de localisation et la supervision de celle-ci sont devenues des critères essentiels pour le fonctionnement sûr des systèmes de navigation autonomes en milieu extérieur comme en milieu intérieur. L'objectif est de développer des approches de localisation par fusion de données GNSS. Sur ce dernier point, des méthodes adaptées de détection, d'isolation et d'identification de défauts capteurs doivent être développées. Nos développements sont orientés vers l'utilisation des approches informationnelles basées sur l'utilisation des techniques de filtrage et de métriques informationnelles. Ces outils méthodologiques permettent de manipuler et de quantifier la quantité d'information apportée par une observation en utilisant des métriques comme : l'entropie de Shannon, l'information mutuelle, ces métriques permettent de juger la pertinence des

observations. L'utilisation des filtres informationnels avec une configuration décentralisée [1], [2] permet d'intégrer une couche de diagnostic et de gestion de capteurs. Le résultat de cette couche permettra la reconfiguration automatique de la méthode afin d'écarter les capteurs défaillants de la procédure de fusion ou d'utiliser uniquement les capteurs les plus pertinents en suivant les objectifs fixés.

La détection et la localisation des mesures défaillantes peuvent être dirigées soit par les données (Data-Driven techniques) [3], [4], soit par l'information (Information Driven techniques) [5], [6]. Le premier type est facile à comprendre, le principal critère pour écarter ou sélectionner une mesure capteur est directement lié à l'objectif de l'application. Le second ne prend pas directement en compte l'objectif mais plutôt l'information globale, le but étant de maximiser l'information. Les techniques basées sur l'information sont nombreuses. La première tâche à réaliser est d'avoir un moyen de quantifier l'information globale. Pour cela les métriques informationnelles peuvent être des excellents outils à explorer.

Du point de vue méthodologique, l'objectif des travaux de la thèse consiste à développer des approches de fusion multi-sources basées sur les estimateurs/observateurs d'état avec une couche de détection de défauts à base de modèle analytique. L'utilisation d'une méthode de détection à base de modèle analytique permet la mise en place des architectures diverses de détection, d'isolation et d'identification de défauts capteurs. L'exploitation de données avec une approche Top-Down (Information-Driven techniques) permet, en utilisant des métriques informationnelles, une sélection des données pertinentes et facilite la distinction défaut/sans défaut. Une attention particulière dans ce travail sera consacrée à la conception de méthodes qui permettent la détection et l'isolation de défauts capteurs.

1.3. Contributions

Les contributions de cette thèse sont résumées ci-dessous :

Développement d'une méthode de diagnostic des mesures de phase des signaux GNSS dans l'objectif de détecter le 'cycle slip' des mesures GNSS. La méthode proposée met en œuvre un banc de Filtre Informationnel Etendu (FIE) à entrée inconnue. Basés sur les notions de l'information mutuelle et de l'entropie conditionnelle, ces filtres permettent la génération de résidus informationnels sensibles aux défauts des mesures GNSS;

Développement d'une méthode qui propose une solution au problème des erreurs multiples dans les mesures de pseudo-distance. La méthode est basée sur la projection des mesures dans l'espace informationnel afin de détecter et exclure les mesures erronées;

Développement d'une méthode de détection et exclusion de mesures GNSS erronées multiples. Cette méthode est composée de trois parties principales: tout d'abord, la méthode IRAIM a été élaborée afin de détecter l'ensemble des observations GNSS erronées. Ensuite, une fonction d'optimisation est proposée afin de trier les observations en fonction de leur qualité. Enfin, les mesures erronées sont isolées en utilisant de nouveau la couche IRAIM développée.

Validation des méthodes proposées sur un parcours urbain et des données GNSS brutes en utilisant le logiciel goGPS (Matlab).

1.4. Plan de la thèse

La thèse est organisée comme suit :

Comme le système GNSS constitue l'élément central de nos travaux de recherche, le deuxième chapitre porte sur la radiolocalisation. Il dresse un bref état de l'art en décrivant les mesures et le fonctionnement du système de localisation par satellites. En plus, leur principe serviront pour la modélisation et la formalisation des problèmes traités dans la suite du manuscrit.

Le Chapitre 3 présente l'état de l'art des méthodes d'estimation et de contrôle de l'intégrité de la localisation. La première partie introduit les estimateurs utilisés pour estimer la position. La seconde partie fournit les bases théoriques et mathématiques relatives aux algorithmes de contrôle et de surveillance d'intégrité.

Le Chapitre 4 présente une adaptation des algorithmes de Contrôle et de Surveillance d'Intégrité (CSI) au filtrage informationnel étendu. La métrique « information mutuelle » est utilisée dans cette méthode pour détecter les erreurs de mesure de phase. Dans ce chapitre, nous présenterons tout d'abord une comparaison entre le Filtre Kalman Etendu (FKE) et le FIE. Ensuite, les modèle d'observations GNSS, le modèle d'évolution et le FIE sont présentés. Une méthode de CSI basée sur l'information mutuelle pour détecter et exclure les mesures erronées est proposée également dans ce chapitre. Une seconde méthode CSI basée sur une représentation d'observations GNSS dans l'espace d'information est présentée dans la suite de ce chapitre. Enfin, Les méthodes

CSI seront alors appliquées sur un jeu de données réelles, pour montrer les performances de détection et d'exclusion de mesures GNSS erronées.

Le chapitre 5 abordera la localisation en milieu urbain en introduisant une méthode originale. La méthode proposée est basée sur la forme informationnelle de la méthode RAIM ainsi qu'une fonction d'optimisation de **trriage** de mesures. Cette fonction d'optimisation est intégrée dans la méthode CSI afin de trier et sélectionner les meilleures mesures suivant leur qualité, ce qui permet d'orienter le processus d'identification et d'isolation des observations GNSS erronées. Finalement, les performances de l'approche proposée sont testées d'abord avec des données simulées et ensuite validées avec des données réelles.

Le Chapitre 6 conclut la thèse et ouvre les perspectives sur les évolutions possibles des approches proposées et sur les nouveaux problèmes soulevés

1.5. *Liste des publications*

Revue

- Kaddour, M., M. E. El Najjar, Z. Naja, N. Aït Tmazirte, and N. Moubayed. "Autonomous integrity monitoring for GNSS vehicle localization using Informational RAIM and a recursive sort algorithm." *Journal of Intelligent & Robotic Systems, Springer*. Date of submission: 1 March 2016.

Conférences internationales avec actes

- Kaddour, M., N. Ait Tmazirte, M. E. El-Najjar, Z. Naja, and N. Moubayed. "Autonomous integrity monitoring for GNSS localization using informational approach and iono-free measurements." In *Cyber Security, Cyber Warfare and Digital Forensic (CyberSec), 2014 Third International Conference on*, pp. 64-69. IEEE, 2014.
- Kaddour, M., M. E. El Najjar, Z. Naja, N. Aït Tmazirte, and N. Moubayed. "Fault detection and exclusion for GNSS measurements using observations projection on information space." In *Digital Information and Communication Technology and its Applications (DICTAP), 2015 Fifth International Conference on*, pp. 198-203. IEEE, 2015.
- Kaddour, M., N. Aït Tmazirte, M. E. El Najjar, Z. Naja, and N. Moubayed. "Fault detection and exclusion of cycle slips for carrier-phase in GNSS positioning." In *Information Fusion (Fusion), 2015 18th International Conference on*, pp. 393-398. IEEE, 2015.

Chapitre 2 : Introduction aux systèmes GNSS

Sommaire

2. 1. Introduction du GNSS	8
2. 2. Les principes généraux de positionnement par un système GNSS	8
2. 3. Les systèmes GNSS	9
2. 4. Description du système GNSS	11
2.4. 1. Le secteur spatial	11
2.4. 2. Le secteur de contrôle	12
2.4. 3. Le secteur de l'utilisateur	13
2. 5. Erreurs modélisables	13
2.5. 1. Les sources d'erreurs modélisables	13
2.5. 2. Systèmes d'augmentations	15
2. 6. Erreurs non modélisables	18
2. 6.1. Les sources d'erreurs non modélisables	19
2. 6.2. Mitigation d'erreurs non modélisables	19
2. 7. Performances de la solution de navigation	20
2. 8. Les mesures GNSS	22
2. 8. 1. La mesure de pseudo-distance	22
2. 8. 2. Mesure sur la phase de l'onde porteuse	24
2. 8. 3. Mesure sur la fréquence Doppler	26
2. 9. Impact de la géométrie satellite-utilisateur sur le positionnement	27
2. 10. Conclusion	29

L'objectif de ce chapitre est de présenter les principes fondamentaux du positionnement GNSS (dite Global Navigation Satellite System), ses différents systèmes d'augmentations ainsi que les principes du contrôle d'intégrité.

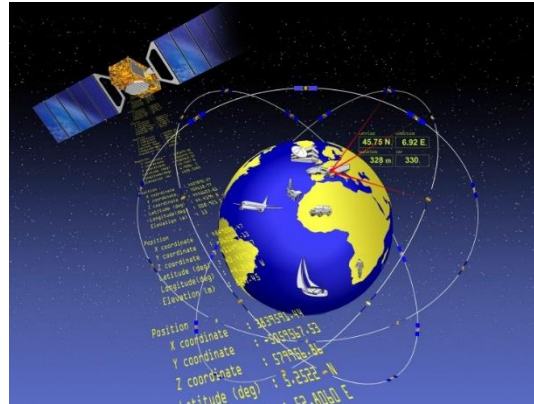


Figure 2. 1 : Le système de localisation satellitaire.

2. 1. Introduction du GNSS

Le GNSS (Global Navigation Satellite System) est un système de navigation par satellite. Il inclut les systèmes de positionnement Américain - GPS, Russe - GLONASS, Européen - Galileo et Chinois - Beidou (également appelé COMPASS) ainsi que plusieurs systèmes régionaux de navigation par satellite [1]. Un système GNSS a pour objectif de fournir les positions d'un utilisateur équipé d'un récepteur GNSS situé sur le globe. Ces systèmes peuvent être considérés comme des systèmes de positionnement très précis, continu et en temps réel. Ces caractéristiques sont dues au développement exponentiel, aux champs d'applications de ces systèmes et des services qu'ils fournissent qui sont devenus stratégiques pour plusieurs secteurs militaires, transport (aérien, maritime et terrestre), économique....

Les satellites GNSS complètent deux tours par jour autour de la terre suivant des orbites bien précises et transmettent de façon continue trois types d'information: le numéro du satellite, sa position dans l'espace et le temps de transmission de l'information. Les récepteurs GNSS profitent de ces informations pour calculer leurs distances par rapport aux satellites GNSS, puis en utilisant la triangulation, ils peuvent calculer la position exacte de l'utilisateur.

2. 2. Les principes généraux de positionnement par un système GNSS

La position donnée par le système GNSS est celle de l'antenne du récepteur de l'utilisateur. Le principe de la détermination de cette position est la trilatération (figure 2.2) : on mesure la distance entre l'utilisateur et un certain nombre de satellites dont on connaît les positions. Ensuite, nous

pouvons obtenir des sphères centrées sur les satellites. L'intersection de ces sphères permet de reconstituer les trois informations de position de l'utilisateur (latitude, longitude et hauteur ellipsoïdale). La distance par rapport à chaque satellite est obtenue grâce à sa relation de proportionnalité avec le temps de parcours du signal émis par chaque satellite respectif. En effet, connaissant t_s^i , l'heure exacte d'émission d'un message par un satellite S_i et l'heure exacte de réception de ce message t_r , sur le récepteur r , on peut en déduire le temps de propagation du signal. En multipliant ce temps par la célérité de la lumière, on obtient la distance du satellite S_i au récepteur r .

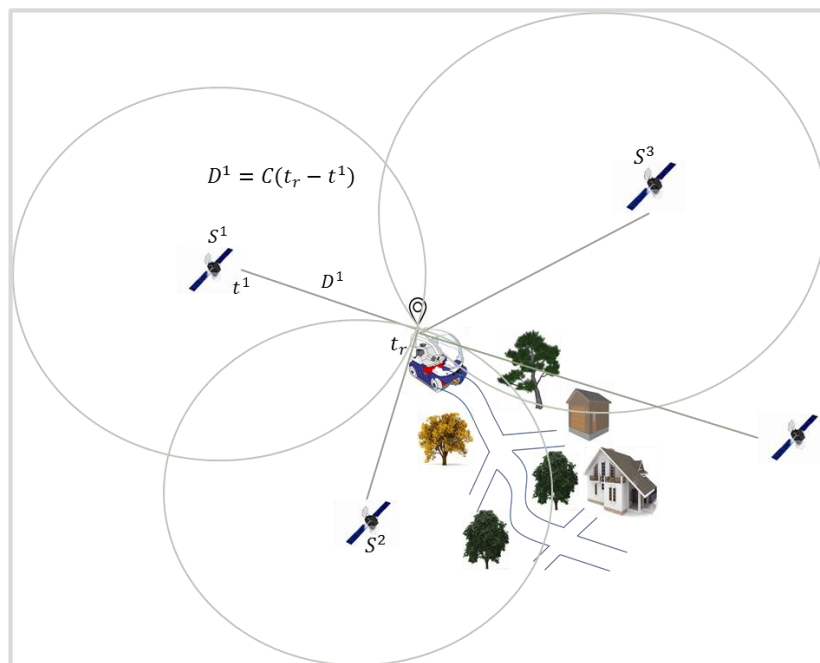


Figure 2. 2 : Principe de localisation par satellites.

Dans le cas idéal, trois satellites suffisent pour déterminer la position du récepteur. En effet, l'intersection des trois sphères distinctes donne deux points. L'un de ces deux points se situe loin de la surface du globe terrestre et n'est donc pas crédible. En réalité, quatre satellites au moins sont nécessaires, si on prend en compte les erreurs d'horloge. En effet, on peut remarquer que la distance mesurée est erronée par le décalage temporel entre le temps GPS et celui du récepteur. Ce décalage, pouvant prendre de grandes valeurs, est considéré comme une quatrième variable à estimer.

2. 3. Les systèmes GNSS

Actuellement, il existe plusieurs systèmes GNSS en pleine action et d'autres en cours de développement. Les systèmes en fonctionnement sont GPS et GLONASS. L'Union européenne a

déjà mis quatorze satellites (début 2016) en espace et elle va bientôt lancer d'autres satellites pour former sa propre constellation GNSS (Galileo). Beidou est le système de navigation et de positionnement par satellites chinois qui devrait être opérationnel en 2020. En dehors de ce type de système, il y a également des systèmes régionaux tel que le système Japonais Quasi Zenith satellite (QZSS), et le système de navigation par satellite Regional Indian (IRNSS). Les systèmes GNSS sont brièvement décrits dans la suite :

Global Positioning System (GPS) est aujourd'hui le système de GNSS le plus utilisé et le plus ancien. Il a été créé en 1973 par le ministère de la Défense des États-Unis et est devenu pleinement opérationnel au cours de l'année 1995. La constellation GPS est formée de 24 satellites répartis sur 6 orbites circulaires inclinées de 55 degrés par rapport au plan de l'équateur à une altitude moyenne de 20200 km.

Les satellites GPS transmettent de façon continue deux signaux BPSK avec fréquence porteuse L1 (1575,42 MHz) et L2 (1227,60 MHz). Un code pseudo-aléatoire C/A de 1,023 MHz est modulé sur la porteuse L1 et l'autre code P de 10,23 MHz est modulé à la fois sur les porteuses L1 et L2. Le P-code peut être chiffré et appelé P(Y). Ce code est réservé pour des applications militaires. Le signal L2 est modulé par le code P seulement. Les deux signaux sont aussi modulés par le message de navigation qui a un débit binaire de 50 bits/sec et transporte les données d'éphéméride de satellite [7]–[9].

GLONASS Le système GNSS russe GLONASS a été développé par l'ex-Union soviétique parallèlement au développement de GPS. GLONASS, avec une constellation de 24 satellites, est devenu pleinement opérationnel au cours de 1995. Mais, par manque de financement par le gouvernement russe, en 2001 le système était dans un état de délabrement et par conséquence seulement six satellites étaient opérationnels.

Plus tard, le gouvernement a procédé à une restauration du système avec une augmentation substantielle du financement. En Octobre 2011, l'opération de 24 satellites a finalement été restaurée. Les satellites GLONASS sont placés dans trois plans orbitaux à une altitude d'environ 19,100 km de telle manière à ce qu'ils couvrent toute la Russie et les régions polaires [7], [10], [11].

Galileo Réalise l'impact des applications GNSS dans l'économie Européenne présente et future. L'Union Européenne a développé Galileo avec comme objectif d'avoir un système GNSS

indépendamment du système GLONASS russe et GPS américain. Le système a été conçu pour avoir une constellation de 30 satellites (27 opérationnels et 3 pièces de rechange actives), qui occupent trois plans orbitaux à 56 degrés d'inclinaison et à une altitude de 23 222 km.

BeiDou a commencé comme un système de démonstration. BeiDou est maintenant dans la troisième étape de son développement. La Chine a développé BeiDou avec comme objectif de fournir une couverture mondiale autour de l'an 2020. Le système dispose de deux types de service: un service ouvert et un service autorisé [10], [12].

Indian Regional Navigational Satellite System (IRNSS) est un projet de système autonome de navigation régionale construit et contrôlé par le gouvernement indien. Il doit permettre une précision absolue de 20 mètres sur l'Inde et jusqu'à 1500 à 2000 km au voisinage. L'objectif principal est l'obtention d'un système entièrement sous contrôle indien, le segment spatial, terrestre et les récepteurs étant développés par l'Inde. Le projet a été approuvé par le gouvernement indien en mai 2006, avec un objectif de développement en 6 à 7 ans [13], [14].

Quasi-Zenith Satellite System (QZSS) est développé par le Japon avec un premier lancement en 2008. Il sera constitué de trois satellites géostationnaires permettant le transfert de temps et une augmentation du GPS. Il couvrira le Japon et sa région [15], [16].

2.4. Description du système GNSS

Dans cette section, on présente les trois secteurs qui constituent le système GNSS (spatiale, contrôle et utilisateur).

2.4.1. Le secteur spatial

Le secteur spatial orbital : Ces satellites évoluent à une altitude d'environ 20200 km et mettent 12 heures pour effectuer une rotation autour de la terre (figure 2.3). Chaque satellite possède un oscillateur qui fournit une fréquence fondamentale calibrée par des horloges atomiques. Il transmet régulièrement des signaux horaires, la description de l'orbite suivie (éphéméride) et diverses autres informations appelées « GNSS data » qui comportent : almanachs, état des satellites, décalage d'horloge des satellites.

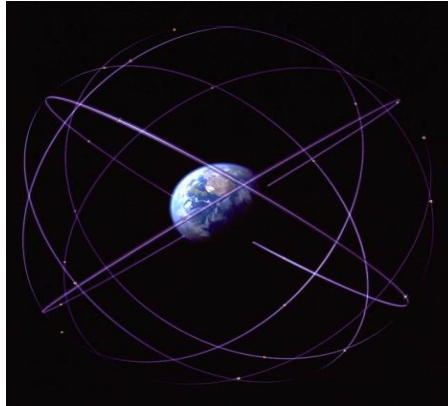


Figure 2. 3 : Orbites des satellites autour de la terre.

2.4. 2. Le secteur de contrôle

Le secteur de contrôle : La partie "contrôle" permet de piloter et surveiller le système. Il est composée de :

- Plusieurs stations au sol situées à travers le monde. Elles écoutent les signaux émis par les satellites;
- Des antennes au sol qui transmettent les données aux satellites et assurent leur pilotage;
- Un centre de calcul et de maintenance.

Le rôle du secteur de contrôle est de calculer les éphémérides et les almanachs permettant de calculer en temps réel les positions des satellites, et de remettre à jour régulièrement le message de navigation transmis par chaque satellite. En effet, le rôle principal de ce secteur est de vérifier la bonne marche du système, d'alerter les utilisateurs sur les dysfonctionnements éventuels. La figure 2.4 montre le secteur de contrôle de système GPS.



Figure 2. 4 : Le secteur de contrôle de système GPS.

2.4. 3. *Le secteur de l'utilisateur*

Enfin, le secteur de l'utilisateur : La partie "utilisateur" comprend l'ensemble des récepteurs civils et militaires qui reçoivent les informations des satellites. Pour déterminer la position, la vitesse et le temps, au moins quatre signaux satellites de la constellation GNSS sont nécessaires.

2. 5. *Erreurs modélisables*

Les erreurs modélisables sont des erreurs indépendantes de l'environnement proche de récepteur et qui par conséquent surviennent même en environnement dit "open sky" ou dégagé. On mentionne les erreurs provenant des satellites, puis les erreurs provenant du milieu traversé, qui représentent le poste d'erreur le plus important, puis les erreurs provenant du mouvement des satellites, puis les erreurs provenant du récepteur. Ensuite, on présente les systèmes d'augmentation qui peuvent utiliser pour corriger ce type d'erreurs.

2.5. 1. *Les sources d'erreurs modélisables*

Les erreurs provenant des satellites : Les satellites ont à leur bord des horloges atomiques qui contrôlent toutes les opérations de temps et notamment la génération du signal diffusé. Ces horloges sont par définition très stables. Mais, elles ont une faible dérive au cours du temps [17], [18]. En raison de cette faible dérive, les satellites s'éloignent de leurs orbites théoriques. Un des rôles des stations de contrôle au sol est d'estimer cette dérive et de transmettre les paramètres de correction de dérive d'horloge aux satellites qui ensuite les diffusent dans leur message de navigation.

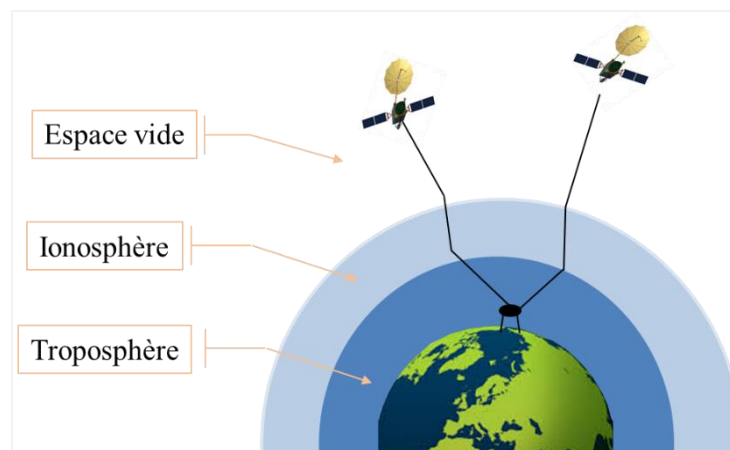


Figure 2. 5 : Différentes erreurs provenant du milieu traversé.

Les erreurs provenant du milieu traversé : Les signaux GNSS issues des satellites du système GNSS orbitant à 20200 km d'altitude doivent, tout d'abord, traverser l'ionosphère. Le signal GNSS est alors perturbé comme toute onde électromagnétique traversant un milieu conducteur (l'ionosphère est composée d'ions et d'électrons). Cette perturbation se manifeste par un retard et conduit à une surestimation du temps de propagation du signal et donc à une surestimation de la distance satellite-récepteur (figure 2.5). D'un point de vue théorique, l'ionosphère est un milieu dispersif [19] ce qui signifie simplement que la perturbation ionosphérique dépend de la fréquence du signal. Basé sur cette propriété, si le récepteur est bi-fréquence, il est possible d'éliminer les effets ionosphériques par combinaison d'observables [20]. Lorsque l'on ne dispose pas de mesures bi-fréquence, il est toujours possible de modéliser partiellement le retard ionosphérique en utilisant le modèle de Klobuchar [21].

La troposphère est une couche atmosphérique en contact avec le sol qui s'élève à une altitude comprise entre 10 et 20 kilomètres, des pôles à l'équateur respectivement. Le temps de propagation de l'onde électromagnétique traversant la troposphère est également affecté par la teneur en vapeur d'eau. Il serait donc nécessaire de connaître cette quantité avec précision tout le long du trajet suivi par l'onde pour établir les imprécisions sur les mesures GNSS qui en découlent. La variation de la vitesse de propagation des ondes à travers cette couche atmosphérique dépend de la température, de la pression, de l'humidité et de l'altitude. Il existe plusieurs modèles pour corriger l'allongement troposphérique, comme le modèle de Hopfield [22] qui est implanté dans la plupart des récepteurs.

Les erreurs provenant du mouvement des satellites : Les effets relativistes sont dus au fait qu'il y a une différence de champ gravitationnel et surtout une grande différence de vitesse entre celle d'un satellite et celle d'un récepteur. Cela se traduit par une dilatation du temps et un décalage des fréquences [19]. Ainsi, vont être modifiés :

- Le décalage d'horloge du satellite par rapport au temps GPS,
- Le décalage d'horloge du récepteur par rapport au temps GPS,
- Le signal satellite par rapport au récepteur (courbures et retards dus à la gravitation terrestre).

Kaplan [7] a développé une méthode pour éliminer l'effet relativiste fondée sur les changements de repère.

Les erreurs provenant du récepteur : Le récepteur lui-même induit des erreurs de mesure. Tout simplement, cette erreur (∂_t) est le décalage entre l'horloge de récepteur par rapport au temps GPS. Il existe plusieurs méthodes pour corriger ∂_t . Par exemple, la méthode de moindre carrées peut estimer ∂_t .

2.5.2. *Systèmes d'augmentations*

En complément de modèles d'erreurs, des systèmes de correction des erreurs modélisables ont été développés afin d'améliorer les performances du système GNSS. On appelle ces systèmes complémentaires "systèmes d'augmentation", on les classe selon deux catégories : les infrastructures au sol et les infrastructures spatiales.

2.5.2.1. *Les infrastructures au sol*

Les systèmes d'augmentation terrestres sont basés sur le positionnement relatif, où, une référence est nécessaire pour calculer puis transmettre des corrections aux utilisateurs

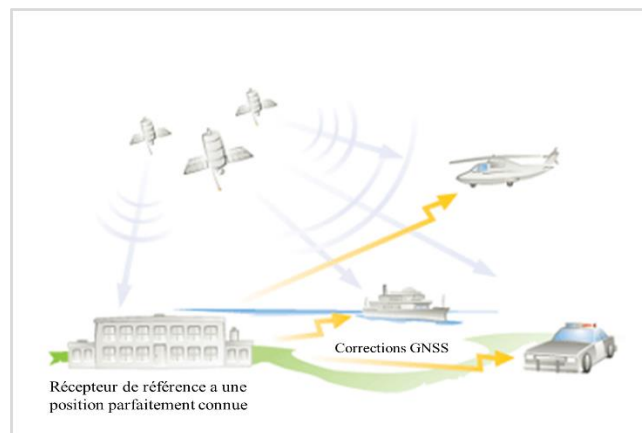


Figure 2.6 : Schématisation d'un GPS différentiel.

Differential GPS (DGPS) est une technique conçue pour améliorer la précision du GPS. Le principe fondamental du DGPS est que deux récepteurs (ou plus) observant les mêmes satellites feront des erreurs de mesure d'autant plus semblables que ces récepteurs seront proches les uns des autres. En plaçant un récepteur dit de référence sur une position parfaitement connue, il est possible de calculer sa position théorique et de la comparer aux mesures fournies par les signaux des satellites de positionnement. La différence de valeurs donne l'erreur de mesure. Cette erreur mesurée sur le récepteur de référence peut ensuite servir à corriger les erreurs de mesure des récepteurs placés sur des positions inconnues dans la zone couverte par le DGPS (figure 2.6). La précision du positionnement par satellites passe alors de 15 mètres à quelques mètres.

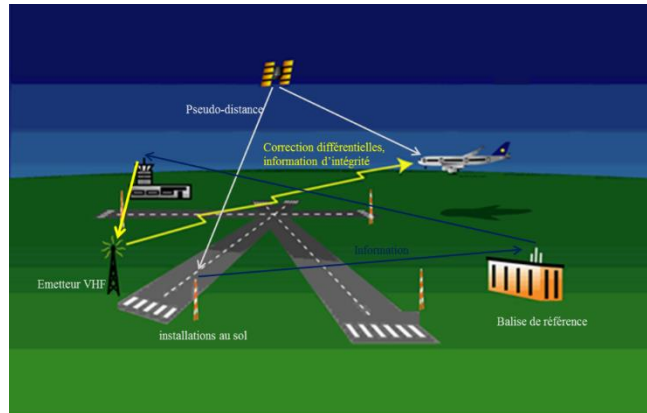


Figure 2. 7 : Les augmentations GBAS.

Ground Based Augmentation System (GBAS) : Dans [23], [24], l'auteur montre que le GBAS est un ensemble de stations de radio terrestres qui considère les messages de corrections et d'intégrité provenant des différents satellites en vue et les émet sur les fréquences VHF à l'avion lorsque celui-ci s'approche du sol. Le GBAS est basé sur le principe GNSS pour évaluer l'erreur de chaque mesure GNSS. GBAS peut améliorer les performances du système de navigation dans un rayon de trentaine de kilomètres. La figure 2.7 représente le principe des augmentations GBAS.

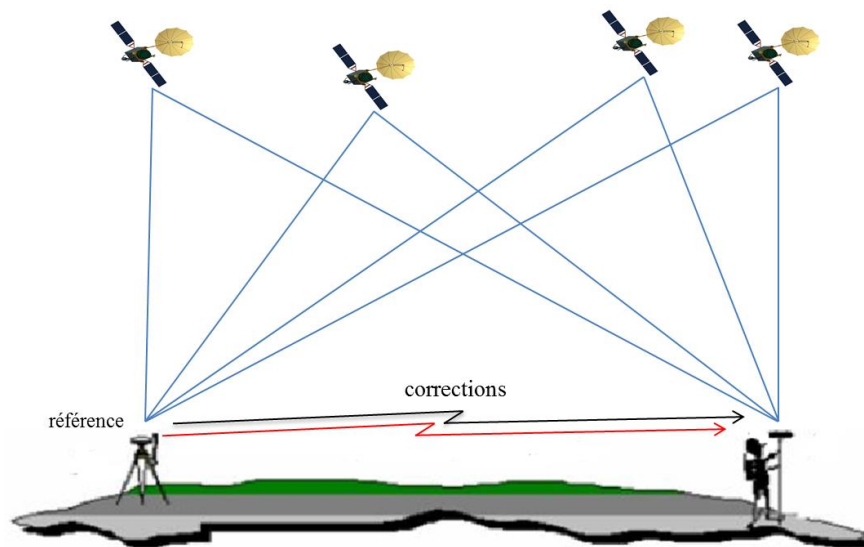


Figure 2. 8 : Schématisation de technique de positionnement cinématique temps réel.

Real Time Kinematic (RTK) : La technique de positionnement (figure 2.8) cinématique temps réel est une technique de positionnement par satellite basée sur l'utilisation de mesures de la phase des ondes porteuses des signaux émis par les systèmes GNSS et elle est similaire à la

technique DGPS. Mais, la technique RTK nécessite des récepteurs bi-fréquences L1 et L2. Cependant, la station de référence fournit des corrections en temps réel sur les mesures de phase et de code, ensuite ces corrections permettant d'atteindre une précision de l'ordre du centimètre.

2.5.2.2. Les infrastructures spatiales

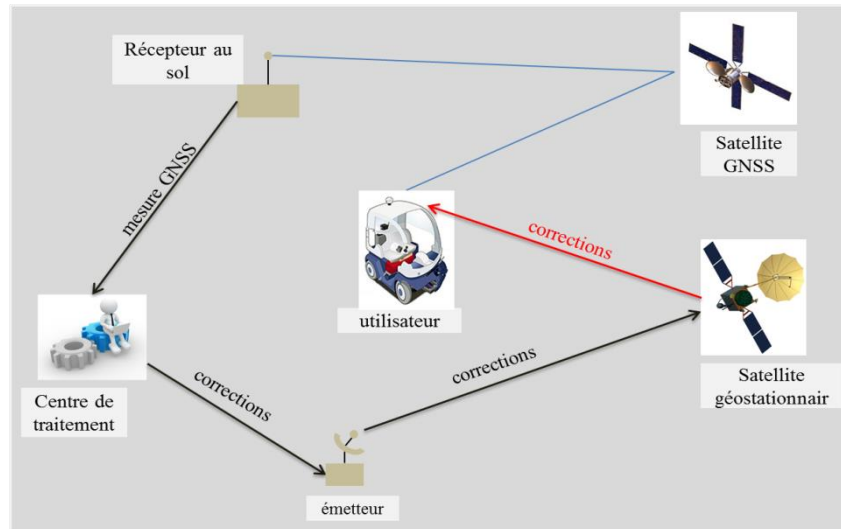


Figure 2. 9 : Principe du SBAS.

Ils désignent les systèmes permettant de corriger les erreurs contenues dans les mesures des satellites en utilisant les informations provenant d'un réseau de stations au sol diffusées par l'intermédiaire des satellites géostationnaires [23]. Contrairement au système GBAS, le système SBAS (dit Satellite-Based Augmentation System) fournit un ensemble de corrections différentielles permettant de compenser les erreurs liées aux éphémérides, à l'ionosphère et à la dérive d'horloge de satellites GNSS. Le principe des augmentations SBAS est représenté dans la figure 2.9. Le système SBAS est composé de trois parties : l'infrastructure terrestre, les satellites et les récepteurs SBAS. L'infrastructure terrestre est composée de différentes stations terrestres qui captent les informations provenant des satellites. Ensuite, une station principale collecte ces informations pour calculer les corrections différentielles associées aux satellites. Ces informations sont transmises par une station émettrice vers les satellites géostationnaires. Ensuite, ces satellites envoient les corrections associées à chaque satellite à l'utilisateur (figure 2.9). Trois SBAS sont actuellement exploités dans le monde, couvrant des zones géographiques spécifiques : le « Wide Area Augmentation System » (WAAS) en Amérique du Nord, le « European Global Navigation Overlay System » (EGNOS) en Europe et le « Multi-transportation Satellite Augmentation System » (MSAS) en Asie.

Il existe également des sociétés privées qui proposent des corrections par SBAS, parmi lesquelles OmniSTAR qui offre un service de diffusion de corrections via satellites géostationnaires payant. C'est un système de diffusion de corrections GPS différentielles en temps réel couvrant l'Europe et l'Amérique du Nord. Les corrections sont issues d'un ensemble de stations de base situées à travers le monde. Il utilise ce réseau de stations de référence (ou stations de base) pour mesurer les erreurs induites dans le signal GPS. Ces données de référence sont ensuite transmises au centre de contrôle où elles sont vérifiées quant à leur intégrité et à leur fiabilité, puis envoyées par liaison ascendante à un satellite géostationnaire qui diffuse les données. Le centre de contrôle utilise une solution VRS (Virtual Reference Station) pour fusionner les informations des stations de base. Le principe est de modéliser finement les différentes sources d'erreurs en s'appuyant sur les stations de base, puis d'interpoler l'influence de ces erreurs à proximité de l'utilisateur en simulant les données d'une station virtuelle.

Citons également les trois opérateurs suivants : Orphéon (initialement Acthyd), Sat-Info (www.sat-info.fr) et Teria (www.reseau-teria.fr). Ils proposent un service privé payant basé sur un réseau dense de stations de référence, concentrant leurs corrections sur un serveur internet.

Ces systèmes d'augmentations permettent de compenser les erreurs propres au système de positionnement par satellites mais peuvent ne pas corriger systématiquement les erreurs dues à l'environnement, lorsque les signaux sont déviés par de hautes constructions ou des montagnes voisines, créant ainsi les phénomènes de trajets multiples et masquage.

2. 6. Erreurs non modélisables

Les problèmes majeurs de l'utilisation des GNSS pour le transport terrestre sont les erreurs non modélisables qui proviennent de l'environnement de réception. Ces types d'erreurs ont des caractères aléatoires et varient d'un lieu à un autre. Par exemple, dans l'environnement urbain, certains obstacles changent au cours du temps (végétation, construction de bâtiments,...), ou ne sont pas fixes (véhicules, camion,...). Ces types d'erreurs peuvent se manifester par deux phénomènes: masquage et multi-trajets.

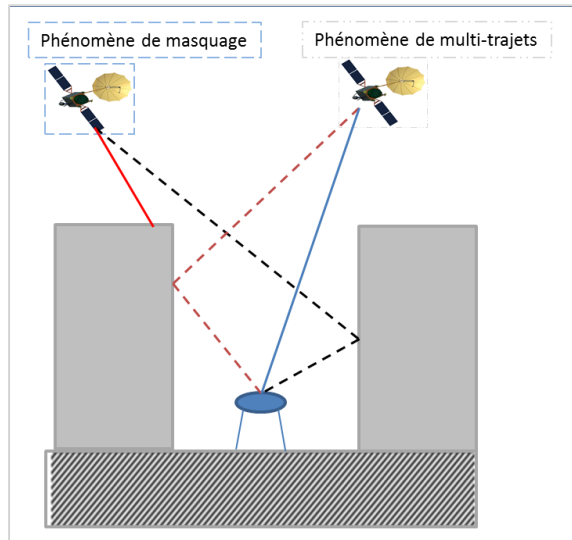


Figure 2. 10 : Erreurs provenant de l'environnement de réception.

2. 6.1. Les sources d'erreurs non modélisables

Le phénomène de multi-trajets est dû à la réflexion des ondes radios, émises par les satellites, par les infrastructures en milieu urbain (typiquement les bâtiments et les immeubles). Ces réflexions vont souvent augmenter la distance du trajet des ondes (entres satellite et récepteur) et donc aussi la durée de propagation de l'onde. Le récepteur va alors calculer une distance satellite-récepteur faussée et donc commettre une erreur sur l'estimation de la position (figure 2.10).

Le phénomène de masquage se produit lorsque le signal direct (dit LOS: Line Of Sight) est bloqué par différents obstacles (figure 2.10). La fréquence de ce phénomène dépend de l'environnement d'évolution d'un véhicule, la hauteur des obstacles et de la largeur des rues [25].

2. 6.2. Mitigation d'erreurs non modélisables

Les erreurs dues à l'environnement de réception ne sont pas modélisées mais il existe plusieurs techniques agissant à différents étages des récepteurs permettent de filtrer, atténuer ou encore éliminer ce type d'erreur de mesures [26], [27]. Ces traitements peuvent être réalisés au niveau des différents blocs de l'architecture d'un récepteur.

La sélection de l'antenne peut être une première action afin d'éliminer l'effet de la réflexion des signaux GNSS. Il existe plusieurs types d'antenne pour répondre à cet objectif. L'antenne Choke Ring est le premier type. Ce type d'antenne rejette les signaux GNSS avec une basse élévation et les multi trajets. En fait, la polarisation de signal GNSS change lorsqu'il se réfléchit

sur une surface [28]. En effet, le signal GNSS a une polarisation circulaire droite. La polarisation devient circulaire gauche lorsqu'il y a une réflexion [29]. L'antenne polarisée est le deuxième type d'antenne, il rejette les signaux n'ayant pas la bonne polarisation. Par ailleurs, la taille de ces antennes est non négligeable. De plus, le choix de ce type d'antennes a un coût sur le système d'acquisition.

En plus, les réflexions des signaux peuvent être également éliminées par une méthode de traitement du signal [30]. Toutefois, ces méthodes rencontrent des difficultés lorsque le signal direct et le signal réfléchi est court. De plus, l'emploi de ces méthodes complexifie l'architecture du récepteur et il en devient donc plus coûteux.

Enfin, les signaux GNSS réfléchis peuvent être traités avec le processus d'estimation de la position. En fait, ces méthodes reposent sur des architectures et des stratégies différentes. Mais, ils tirent tous partie de la redondance d'informations pour détecter et identifier un défaut de mesure GNSS. Deux contextes sont dans ce cas considérés : le contexte RAIM qui utilise uniquement la redondance de mesures GNSS disponibles à un instant donné afin d'exclure une mesure identifiée comme erronée [31]–[33], et le contexte AAIM (Pour Aircraft Autonomous Integrity Monitoring en anglais) qui repose sur l'hybridation des mesures satellitaires avec des données provenant des capteurs supplémentaires disponibles pour l'utilisateur afin de garantir les performances du système de navigation [34], [35].

2. 7. Performances de la solution de navigation

La performance des solutions de navigation est quantifiée par les paramètres suivants [35], [36] :

- ❖ **Précision** : La précision d'un système de navigation est une mesure du degré de conformité entre les positions estimées et les vraies positions, c'est à dire l'erreur de position. Si l'erreur de position est modélisée comme une distribution normale avec moyenne nulle, la précision est environ deux fois l'écart type.
- ❖ **Disponibilité** : La disponibilité d'un système de navigation est une mesure de performance qu'on obtient en divisant la durée durant laquelle le système a fourni des informations de navigation avec un niveau de performance correspondant aux contraintes fixées par la durée totale durant laquelle on aurait souhaité qu'il l'ait. En général, la disponibilité est

exprimée sous forme de pourcentage. En d'autres termes, la disponibilité correspond au pourcentage de temps où le système de navigation est capable de détecter les mesures satellitaires erronées.

- ❖ **Continuité** : La continuité du service est la capacité du système de navigation à fournir en continu une information de navigation en respectant les contraintes de précision et d'intégrité imposées par le type d'opération [37]. La continuité du service appelée risque de continuité, est exprimée en termes de probabilité que le service soit interrompu. En d'autres termes, la continuité d'un service est la capacité du système de navigation de détecter les mesures erronées et exclure ces mesures à partir du processus d'estimation de position.

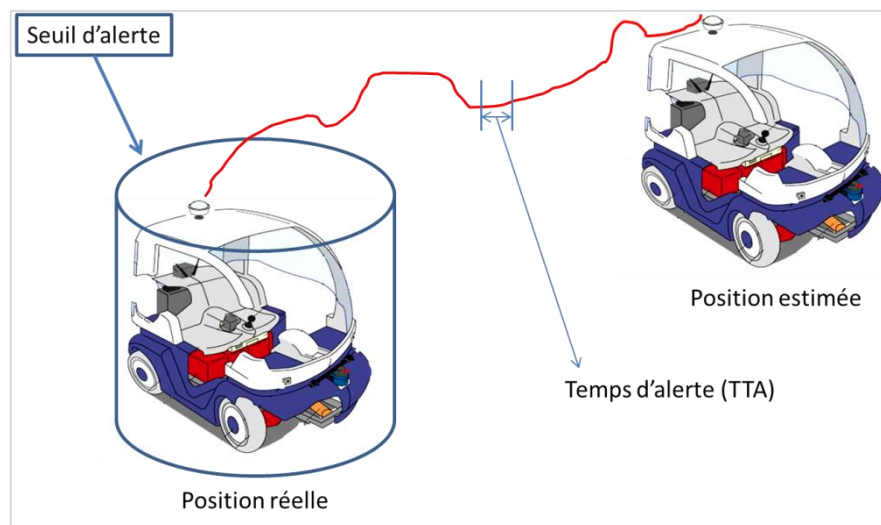


Figure 2. 11 : Le temps d'alerte.

- ❖ **L'intégrité** se définit par une mesure de confiance que l'on peut accorder à la précision de positionnement fourni par le système de navigation. L'intégrité comprend aussi la capacité du système à fournir en un temps maximum prédéfini des alertes réelles de fonctionnement lorsque le système est en défaillance. L'intégrité est définie par le temps d'alerte, les seuils d'alerte, et le risque d'intégrité.

- ∞ Le temps d'alerte TTA (dite Time-To-Alert en anglais) est le temps maximal autorisé pour que le système alerte l'utilisateur de la présence d'une défaillance (figure 2.11).
- ∞ Les seuils d'alertes désignent les erreurs de position maximales que le système de navigation peut avoir en respectant les contraintes d'intégrité. Ces seuils sont

définis pour l'erreur de positions verticale et horizontale. Ainsi, ces seuils sont nommés respectivement VAL (dite Vertical Alert Limit en anglais) et HAL (dite Horizontal Alert Limit en anglais).

- ∞ Le risque d'intégrité est la probabilité qu'une erreur de position dépasse le seuil d'alerte sans être détectée par le système de navigation dans un temps d'alerte donné. Elle est exprimée selon le type d'opération.

2. 8. *Les mesures GNSS*

Différentes mesures peuvent être employées pour déterminer la position, la vitesse et le temps d'un récepteur GNSS. Dans cette section, nous introduisons les mesures de Pseudo-distance, la mesure sur la phase de l'onde porteuse et la mesure de Doppler.

2. 8. 1. *La mesure de pseudo-distance*

La mesure de pseudo-distance (ou la mesure de code) est en termes simples, une mesure du temps de propagation requis pour qu'une marque horaire transmise par un satellite atteigne le récepteur sur Terre. Ces marques horaires sont codées sur les ondes porteuses par la technique de modulation de phase. Le temps est fourni avec une très grande précision par les oscillateurs des satellites : de l'ordre de 10^{-14} secondes. Afin qu'un récepteur puisse reconnaître le satellite observé, chaque satellite transmet un code qui lui est propre. Une réplique de la séquence du code est générée par le récepteur en même temps que le satellite. Le décalage que doit subir la réplique afin de coïncider avec le code reçu correspond au temps de propagation du signal pour parcourir la distance satellite-récepteur (figure 2.12). Cette différence de temps multipliée par la vitesse de la lumière dans le vide (environ 3.108 m/s) donne une mesure de distance. Cette mesure est erronée entre autres suite à la propagation de l'onde dans l'atmosphère, ainsi que par les erreurs de synchronisation entre les horloges du satellite et du récepteur. Une erreur de 1/1000 de seconde représente une erreur de distance de 300 km. Pour ces raisons, cette mesure de distance est appelée pseudo-distance.

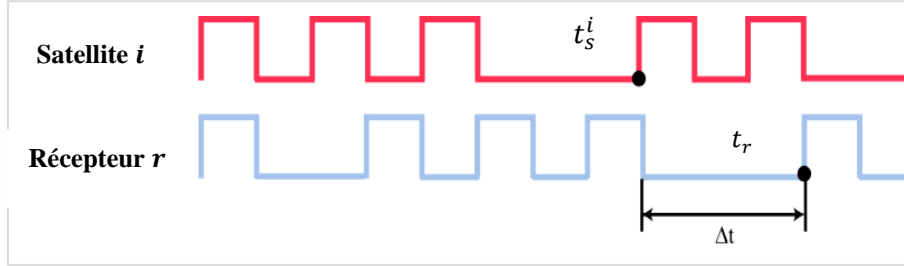


Figure 2. 12 : Principe de la mesure GPS par temps de vol TOA (Time Of Arrival).

Le décalage temporel peut également être calculé par la différence entre le temps de réception t_r et le temps d'émission t_s^i .

$$\Delta t = t_r - t_s^i \quad (2. 1)$$

Où t_s^i est donné dans le référentiel de temps du satellite et t_r est donné dans le référentiel de temps du récepteur.

On peut déduire la distance p_i entre le récepteur et le satellite i :

$$p_i = (t_r - t_s^i) c \quad (2. 2)$$

$$p_i = \sqrt{(x_s^i - x_r)^2 + (y_s^i - y_r)^2 + (z_s^i - z_r)^2} \quad (2. 3)$$

Où c désigne la célérité de la lumière dans le vide, p_i représente la distance entre le satellite i et le récepteur, $[x_s^i, y_s^i, z_s^i]$ les coordonnées du satellite i et $[x_r, y_r, z_r]$ les coordonnées du récepteur.

En pratique, ni le récepteur ni le satellite ne sont parfaitement synchronisés avec l'heure GPS: ils présentent tous les deux un décalage ∂_t et ∂_t^i par rapport au temps GNSS. Le temps de propagation peut être reformulé de la manière suivante :

$$\Delta t = (t_r - t_s^i) - (\partial_t^i - \partial_t) \quad (2. 4)$$

Par conséquent, la mesure de pseudo-distance (ρ_i) est égale à :

$$\begin{aligned}\rho_i &= c. (t_t - t_i^S) - c. (\partial_t^i - \partial_t) + \varepsilon_i \\ &= p_i - c. (\partial_t^i - \partial_t) + \varepsilon_i\end{aligned}\tag{2. 5}$$

Où ε_i est l'erreur de pseudo-distance pour le satellite i .

ε_i peut être développée comme la somme de plusieurs erreurs :

$$\varepsilon_i = T_i + Ion_i + M_i + \epsilon_i\tag{2. 6}$$

Ion_i est la réfraction dans l'ionosphère, T_i représente la réfraction dans la troposphère, M_i désigne l'erreur de multi-trajets et ϵ_i est le bruit des mesures. Le bruit de mesure est estimé à moins de 1% de la longueur du signal sur lequel se fait la mesure, dans le cas d'une mesure de phase comme dans celui d'un calcul de pseudo-distance.

Plusieurs méthodes d'estimation de position comme les moindres carrés et le filtre de Kalman utilisent la mesure pseudo-distance pour estimer la position, le biais d'horloge et la vitesse. Aussi, ces méthodes peuvent également exploiter d'autres mesures GNSS, tels que la mesure Doppler (D) et Phase (φ) pour lisser la position estimée à l'aide de mesure pseudo-distance.

2. 8. 2. *Mesure sur la phase de l'onde porteuse*

La mesure de phase est utilisée pour des applications qui nécessitent plus de précision. Elle exploite directement la phase sur les ondes porteuses L1 et L2 en déterminant le déphasage entre le satellite S_i et le récepteur r (figure 2.13). Le principe de la mesure de phase est la comparaison de la phase de l'onde reçue par le récepteur avec la phase d'une onde générée à l'intérieur du récepteur, qui est une réplique du signal du satellite. Ce mode de mesure est plus compliqué à mettre en œuvre que celui basé sur le code. Pour cela, il existe des récepteurs spécifiques permettant d'exploiter le code et la phase. Le traitement des données se fait en mode post-opérateur « en temps différé » mode de traitement cinématique en temps différé à l'aide de logiciels spécialisés. On peut aussi traiter ces signaux en temps réel, on parle alors de RTK. Théoriquement, la différence de phases oscille entre 0 et 2π radians. La mesure de phase peut être convertie en mètres puisqu'on connaît la longueur de l'onde porteuse. Malheureusement, le nombre entier de longueurs d'onde initial contenu dans la distance récepteur-satellite n'est pas mesurable par le récepteur. Cette inconnue est appelée l'ambiguïté de phase initiale (N). Par contre, le

récepteur va même de compter le nombre entier de cycles (ainsi que la partie fractionnaire) cumulés depuis « l'époque » (ou le temps) d'observation initiale, s'il n'y a pas d'interruption dans la réception du signal. Les interruptions provoquent des sauts de cycles et sont principalement causées par les obstructions (bâtiments, montagnes, arbres,...) entre les satellites et le récepteur. La mesure de phase peut être interprétée comme une mesure précise de la variation de la distance récepteur-satellite depuis l'époque initiale.

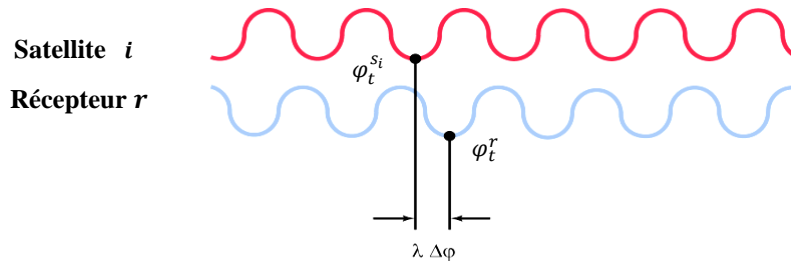


Figure 2. 13 : Comparaison du signal reçu et du signal du récepteur.

La mesure de phase est la différence entre la phase de porteuse de satellite et de récepteur.

$$\varphi_t^i = \varphi_t^r - \varphi_t^{s_i} \quad (2. 7)$$

Où φ_t^r est la phase de récepteur à l'instant t_r et $\varphi_t^{s_i}$ représente la phase de satellite i à l'instant t_s^i ,

La porteuse peut être développée en faisant apparaître la fréquence f_t de l'onde porteuse à chaque instant ainsi que la valeur de la phase à l'origine notée φ_0 .

$$\varphi_t = t f_t + \varphi_0 \quad (2. 8)$$

Par conséquent, la mesure de phase est égale à :

$$\varphi_t^i = (t_r f_t - t_s^i f_t) + (\partial_r f_t - \partial_t^i f_t) + (\varphi_0^r - \varphi_0^{s_i}) + \xi_{\varphi_i} \quad (2. 9)$$

Où φ_0^r est la phase initiale de récepteur et $\varphi_0^{s_i}$ est la phase initiale de satellite i , ξ_{φ_i} est l'erreur de phase pour le satellite i . ξ_{φ_i} peut être développée comme la somme de plusieurs erreurs

:

$$\xi_{\varphi_i} = T_i - Ion_i + M_i + \epsilon_{\varphi_i} \quad (2.10)$$

ϵ_{φ_i} est le bruit de mesure de phase.

La mesure de phase peut être écrite sous la forme :

$$\varphi_t^i = \Delta f_t + \partial f_t + N_t^i + \xi_{\varphi_i} \quad (2.11)$$

Où N_t^i est l'ambiguïté de phase du satellites i .

2. 8. 3. *Mesure sur la fréquence Doppler*

Les mesures doppler donnent une information sur la vitesse relative du récepteur par rapport au satellite. Elles sont utilisées comme une mesure supplémentaire pour obtenir une meilleure estimation de la vitesse de récepteur, ou bien pour lisser le code et obtenir une meilleure précision [38], [39].

Les mesures doppler sont définies comme la différence entre la fréquence du signal reçu mesurée par le récepteur et la fréquence du signal source émise par le satellite [8].

Equation d'observation : Elle est déduite du rapport entre ces deux fréquences et exprimée par l'équation suivante :

$$\frac{f_r}{f_{s_i}} = \frac{1 - \frac{\|\vec{v}_{rel}\| \cdot \cos\theta}{c}}{\sqrt{1 - \frac{\|\vec{v}_{rel}\|^2}{c^2}}} \quad (2.12)$$

Où f_r représente le fréquence reçue par le récepteur r , f_{s_i} la fréquence émise par le satellite i , θ est l'angle entre \vec{v}_{rel} et le rayon LOS entre r et s_i , $\vec{v}_{rel} = \vec{v}_{s_i} - \vec{v}_r$ désigne la vitesse relative entre récepteur-satellite; \vec{v}_r le vecteur vitesse récepteur et \vec{v}_{s_i} le vecteur vitesse satellite s_i .

En utilisant le développement en série de Taylor, (1.12) devient :

$$\frac{f_r}{f_{s_i}} = \left(1 - \frac{\|\vec{v}_{rel}\| \cdot \cos\theta}{c}\right) \left(1 + \frac{\|\vec{v}_{rel}\|^2}{2c^2} + \frac{3\|\vec{v}_{rel}\|^4}{8c^4} + \dots\right) \quad (2.13)$$

Où $\|\vec{v}_{rel}\| \ll c$. Par conséquent, on utilise le premier terme dans la série de Taylor. On peut considérer le second ordre dans cette série, pour des raisons de précision.

La vitesse radiale satellite-récepteur est liée à la vitesse relative récepteur-satellite par :

$$\dot{\rho}_i = \frac{d\rho_i}{dt} = (\vec{v}_{s_i} - \vec{v}_r) \cdot \frac{\vec{p}_{s_i} - \vec{p}_r}{\|\vec{p}_{s_i} - \vec{p}_r\|} = \|\vec{v}_{s_i} - \vec{v}_r\| \cdot \cos\theta \quad (2.14)$$

Où $\dot{\rho}_i$ est la variation de code de satellite s_i , \vec{p}_{s_i} est le vecteur de position du satellite i et \vec{p}_r est le vecteur de position du récepteur.

En utilisant le premier terme de développement en série de Taylor, on obtient l'expression suivante du rapport:

$$\frac{f_r}{f_{s_i}} = 1 - \frac{\dot{\rho}_i}{c} \quad (2.15)$$

Finalement, D_{s_i} (mesure doppler), est exprimée par :

$$D_{s_i} = f_{s_i} - f_r = \frac{\dot{\rho}_i}{c} \cdot f_{s_i} \quad (2.16)$$

D_{s_i} détermine le sens de mouvement du satellite s_i par rapport au récepteur. Quand D_{s_i} est positif, le satellite i s'approche du récepteur sinon D_{s_i} est négatif.

La mesure de Doppler peut finalement être représentées par l'équation suivant :

$$D_{s_i} = \frac{\dot{\rho}_i}{c} \cdot f_{s_i} + \Delta f + \epsilon_{D_i} \quad (2.17)$$

Où ϵ_{D_i} représente le bruit de mesure D_{s_i} et Δf est lié à l'erreur d'horloge de récepteur.

2. 9. *Impact de la géométrie satellite-utilisateur sur le positionnement*

Les erreurs affectant la précision du positionnement par les méthodes GNSS sont également liées à la géométrie des satellites [33]. Dilution de précision (DOP : Dilution Of Precision) est la métrique utilisée pour spécifier l'effet multiplicatif de la géométrie satellite sur la précision d'un système GNSS. Le DOP dépend seulement de la géométrie des satellites: nombre de satellites visibles, leurs altitudes, l'angle de vision.

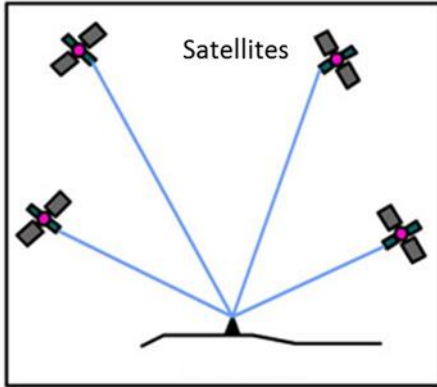


Figure 2. 14 : Position optimale des satellites.

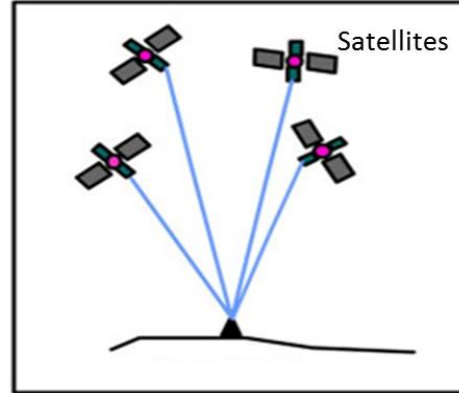


Figure 2. 15 : Mauvaise position des satellites.

Un bon coefficient DOP, dans le sens où il indique une mesure plutôt fiable, est proche de 1. Plus la valeur du coefficient est élevée, moins la mesure est précise [31]. La figure 2.14 montre la répartition optimale des satellites dans le ciel, ils sont éloignés entre eux. Le facteur DOP sera donc proche de 1. Par contre, la figure 2.15 montre la mauvaise répartition des satellites, ils sont très proches, ceci qui conduit à une valeur élevée de DOP.

Le DOP est identifié comme étant la variance de l'erreur de position. À partir de l'équation de la pseudo-distance :

$$\rho_i = p_i - c \cdot \delta t \quad (2. 18)$$

On utilise le développement en série de Taylor pour linéariser le modèle d'observation de mesure de pseudo-distance. Une description détaillée de linéarisation peut être trouvée dans [7], [40]. L'équation de linéarisation est la suivante :

$$\Delta \rho_i = h_x^i \Delta x_r + h_y^i \Delta y_r + h_z^i \Delta z_r - c \cdot \Delta t \quad (2. 19)$$

La forme matricielle de l'équation de linéarisation peut être donnée par :

$$\Delta \rho = H \cdot \Delta X \quad (2. 20)$$

Où $\Delta \rho$ est le vecteur des observations de pseudo-distance, H est la matrice des observations.

Ensuite, la matrice Θ de DOP est calculée à partir de H comme suit :

$$\Theta = [H^T H]^{-1} = \begin{bmatrix} \Theta_{(1,1)} & - & - & - \\ - & \Theta_{(2,2)} & - & - \\ - & - & \Theta_{(3,3)} & - \\ - & - & - & \Theta_{(4,4)} \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Il existe plusieurs types de DOP :

$$\text{DOP Globale : } GDOP = \sqrt{\Theta_{(1,1)} + \Theta_{(2,2)} + \Theta_{(3,3)} + \Theta_{(4,4)}}$$

$$\text{DOP de Précision : } PDOP = \sqrt{\Theta_{(1,1)} + \Theta_{(2,2)} + \Theta_{(3,3)}}$$

$$\text{DOP d'Horizontal : } HDOP = \sqrt{\Theta_{(1,1)} + \Theta_{(2,2)}}$$

$$\text{DOP de Vertical : } VDOP = \Theta_{(3,3)}$$

$$\text{DOP temporelle : } TDOP = \Theta_{(4,4)}$$

2.10. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté les principes de la localisation avec le système GNSS, les différents secteurs du système GNSS, les différentes sources des erreurs des mesures GNSS, les systèmes d'augmentation satellitaires, et les différentes mesures GNSS. Ces mesures sont les clés d'un positionnement intègre et précis.

Nous avons vu pour obtenir une estimation de position intègre et précise, il faut au moins quatre satellites GNSS en vue avec une configuration convenable et avec un rapport signal sur bruit suffisant. Un réglage standard de ce type induit de nombreuses indisponibilités du positionnement GNSS en milieu urbain.

Enfin, une dernière caractéristique essentielle de tout système de radiolocalisation réside dans la sensibilité aux multi-trajets. Une voie pour aborder ce problème consiste à développer de nouveaux corrélateurs [41]. Une autre voie intéressante qui permet, en plus, d'améliorer la précision, la disponibilité et l'intégrité de la localisation. Elle consiste à aborder le problème avec une solution multi-capteurs ou multi-sources d'informations. Dans le chapitre suivant, nous présentons les algorithmes classiques de contrôle d'intégrité. Les difficultés qu'ils posent pour les architectures classiques de contrôle d'intégrité sont finalement soulignées.

Chapitre 3 :

Etat de l'art des méthodes d'estimation de position et des algorithmes de contrôle et de surveillance d'intégrité.

Sommaire

3. 1. Introduction.....	32
3. 2. Estimation de l'état	33
3.2. 1. La méthode des Moindres Carrés	34
3.2. 2. Le filtrage Bayésien récursif.....	35
3. 3. RAIM et Diagnostic des mesures GNSS.....	38
3.3. 1. Méthode basée sur l'utilisation d'un vecteur de parité.....	40
3.3. 2. Moindre carré résiduel	42
3.3. 3. MCR-RAIM pondéré	47
3.3. 4. Méthode de contrôle et surveillance de l'intégrité du positionnement basée sur la mesure de phase (CRAIM)	49
3. 4. Les algorithmes AAIM.....	51
3. 5. Intégrité de positionnement des systèmes GNSS.....	54
3.5. 1. Traitement des défauts multiples dans le contexte de l'AAIM	55
3.5. 2. Traitement des défauts multiples dans le contexte RAIM	55
3.5. 3. Une nouvelle méthode de CSI	56
3. 6. Conclusion.....	57

3.1. Introduction

Le Contrôle et la Surveillance de l'Intégrité (CSI) a pour objectif général de caractériser l'état de fonctionnement (normal ou défaillant) et de garder l'intégrité d'un système de positionnement lorsqu'il est en fonctionnement. Afin de garantir l'intégrité de fonctionnement du système, des fonctions ont été mises en place pour détecter, localiser et isoler les mesures défaillantes inutilisables pour estimer la position.

SCI est une étape de diagnostic intégrée dans la méthode de fusion de données pour la localisation, elle vise à caractériser plus précisément la cause première et la nature de défaut. La détection, la localisation et le diagnostic du défaut doivent être rapides, précis et fiables afin de permettre de réagir au plus tôt et de manière adaptée (reconfiguration de la commande, arrêt du système, mise en sécurité, ...).

L'objectif de ce chapitre est d'introduire les principes de bases de la méthode de fusion de données pour la localisation avec des méthodes statistiques, et de présenter des méthodes de SCI pour la localisation.

Dans la première partie de ce chapitre, on cherche à estimer la position cartésienne d'un récepteur GNSS à partir de mesures de distances synchrones acquises au même instant d'échantillonnage par des méthodes statistiques. La figure 3.1 montre une schématisation d'une méthode statistique basique pour l'estimation de l'état d'un système dynamique. X_t désigne l'état courant à l'instant t , \tilde{X}_t représente l'état prédit à l'instant t et ζ_t est le vecteur de mesures à l'instant t et ces mesures sont réels et bruités. A l'instant t , le nouvel état X_t et l'incertitude associée sont estimés en utilisant la nouvelle mesure ζ_t et les informations probabilistes.

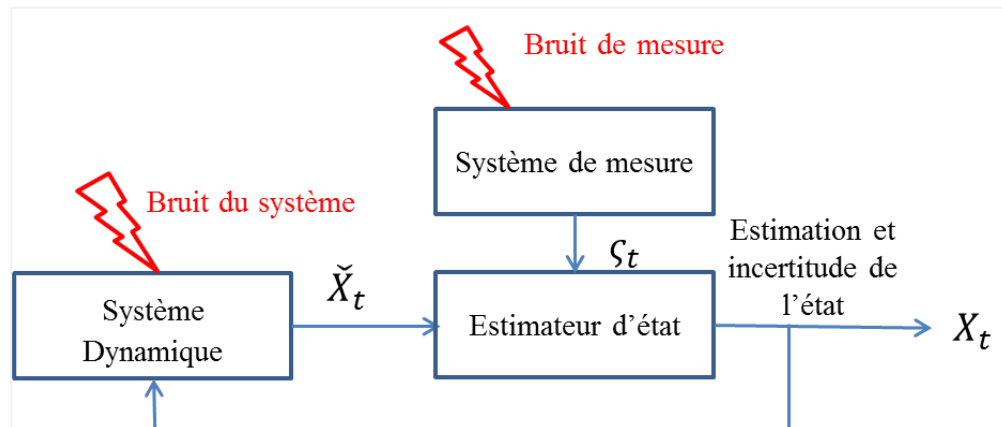


Figure 3.1 : Méthode statistique pour l'estimation d'état d'un système dynamique.

Une méthode de CSI est toujours couplée à un algorithme d'estimation. Il repose sur plusieurs tests statistiques construits à partir des mesures reçues. Certaines tests statistiques permettent la détection d'anomalie, d'autres réalisent l'identification d'erreurs. Ces variables de test, dont le comportement statistique est généralement connu, sont alors utilisées dans des tests d'hypothèses. L'architecture générale d'un système de contrôle d'intégrité GNSS est décrite par la figure 3.2.

La majorité des méthodes de CSI qu'on trouve dans la littérature sont des méthodes qui se limitent au cas de détection et de l'exclusion d'un seul défaut de mesure GNSS à chaque instant. Afin de prendre en compte des défauts de mesures multiples et simultanés, certains algorithmes de CSI modifient les architectures de détection et exclusion des défauts [1].

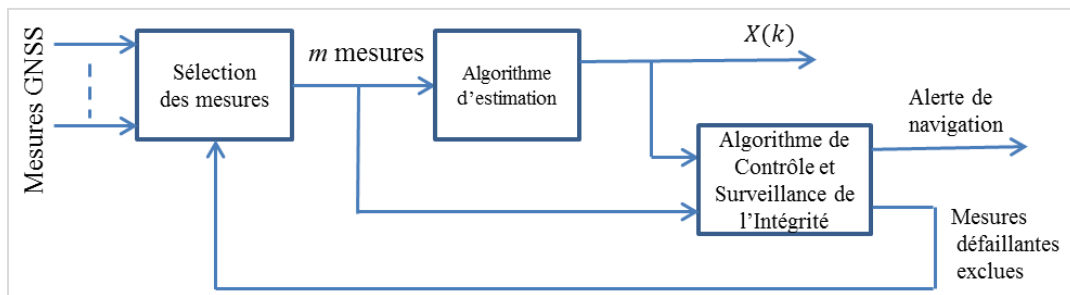


Figure 3. 2 : L'architecture générale d'un système de contrôle d'intégrité GNSS

Les algorithmes CSI sont distingués en deux catégories : la première catégorie, dite RAIM (pour Receiver Autonomous Integrity Monitoring, les termes Anglo-Saxons), est traitée dans la partie 3.3. Dans cette catégorie, l'algorithme d'estimation de position utilise seulement les mesures GNSS sans outil de navigation externe. La deuxième catégorie dite AAIM (pour Aircraft Autonomous Integrity Monitoring, les termes Anglo-saxons), est traitée dans la partie 3.4. Dans cette deuxième catégorie, l'algorithme d'estimation de position couple les mesures GNSS avec d'autres mesures proprioceptives, comme une centrale inertielle, par exemple.

On présente dans la partie 3.5 les nouvelles méthodes CSI qui peuvent prendre en compte de défauts de mesures multiples et simultanées et les gérer avec l'algorithme de contrôle d'intégrité adapté. Enfin, le chapitre se termine par une conclusion.

3. 2. Estimation de l'état

Dans cette section, les estimations de position par la méthode moindres carrées et les filtrages bayésiens récursifs seront présentés.

3.2. 1. La méthode des Moindres Carrés

La méthode de Moindre Carrée (MC) est une méthode d'ajustement statistique qui a pour objectif de résoudre une équation du type " $\zeta = H.X + \varrho$ " qui n'a pas de solution exacte [42]. Dans cette expression X est une variable aléatoire de dimension m (x_1, x_2, \dots, x_m), ζ représente un vecteur des mesures de dimension n ($\zeta_1, \zeta_2, \dots, \zeta_n$), ϱ le bruit sur les observations et H est une matrice déterministe de dimension ($m \times n$). La meilleure estimation X est celle qui minimise la norme du vecteur $\varrho = H.X - \zeta$:

$$\|\varrho\|^2 = (H.X - \zeta)^T (H.X - \zeta) \quad (3.1)$$

En minimisant et en dérivant, on obtient l'équation suivante :

$$H^T.H.X = H^T.\zeta \quad (3.2)$$

Ensuite, on estime l'état :

$$X = G.\zeta \quad (3.3)$$

$$G = (H^T.H)^{-1}.H^T \quad (3.4)$$

Où, G est le gain de MC.

Contrairement à la méthode moindre carrée, la méthode de Moindre Carrée Pondérée (MCP) estime la position avec un critère de confiance sur la mesure. Par exemple, dans [43], le critère de confiance de mesures est calculé en utilisant l'élévation des satellites. Le critère de confiance introduit par MCP, est en théorie, l'inverse de la matrice de variance-covariance des observations [43].

La solution d'une MCP est représentée par l'équation suivante :

$$X = G_p.\zeta \quad (3.5)$$

$$G_p = (H^T.R^{-1}.H)^{-1}.H^T.R^{-1} \quad (3.6)$$

Où, G_p est le gain de MCP.

En général, la solution d'une MCP donne de meilleurs résultats que celle d'une MC.

3.2.2. Le filtrage Bayésien récursif

Le filtrage Bayésien, est une approche probabiliste qui utilise des observations et un modèle analytique pour estimer de façon récursive une densité de probabilité qui représente l'état du système [44]. La récursivité est introduite pour estimer l'état courant à l'instant t en fonction de l'estimation de l'état précédent $t - 1$ après une mise à jour de l'état courant avec les observations courantes à l'instant t .

3.2.2.1. Le filtre de Kalman

Le Filtre de Kalman (FK) a été présenté pour la première fois par R. E. Kalman en 1960 [45]. FK est une méthode d'estimation bayésienne récursive qui utilise une modélisation statistique et des modèles gaussiens [45].

Les variables à observer avec un FK sont : la moyenne X_t et la variance P_t . Un FK comporte deux étapes principales : une étape de prédiction et une étape de correction. Dans l'étape de prédiction, le FK utilise l'état à l'instant précédent pour calculer une prédiction de l'état à l'instant courant. Dans l'étape de correction, le FK utilise les observations à l'instant courant pour corriger l'état prédit dans le but d'obtenir une estimation plus précise. Le FK s'emploie sous les hypothèses suivantes :

- La représentation d'état est linéaire,
- Les bruits d'observation et d'état sont non-corrélés et avec une distribution gaussienne.

Le modèle d'état linéaire est défini comme suit :

$$\begin{cases} \check{X}_t = F_t \cdot X_{t-1} + v_t \\ \zeta_t = H_t \cdot X_t + \varpi_t \end{cases} \quad (3.7)$$

Où F_t et H_t sont respectivement les matrices du modèle d'évolution et des observations, \check{X}_t représente l'état prédit à l'instant t , v_t et ϖ_t sont respectivement les bruits du système et d'observation.

Un FK est donné par l'algorithme suivant :

Etape de prédiction :

$$\check{X}_t = F_t \cdot \hat{X}_{t-1}$$

$$\check{P}_t = F_t \cdot \hat{P}_{t-1} \cdot F_t^T + Q_t$$

Etape de correction :

$$S_t = H_t \cdot \check{P}_t \cdot H_t^T + R_t$$

$$K_t = \check{P}_t \cdot H_t^T \cdot S_t^{-1}$$

$$\hat{P}_t = \check{P}_t - K_t \cdot S_t \cdot K_t^T$$

$$\hat{X}_t = \check{X}_t + K_t (\zeta_t - H_t \cdot \check{X}_t)$$

Algo 3. 1 : Algorithme de filtre de kalman.

Q_t et R_t sont respectivement les matrices de covariance des bruits du système et d'observation, K_t est le gain de Kalman, \check{X}_t et \check{P}_t sont respectivement le vecteur d'état et la matrice covariance calculer par la prédicion et \hat{X}_t et \hat{P}_t sont respectivement le vecteur d'état et la matrice covariance estimés.

Dans notre cas, le modèle d'observation est non linéaire, on utilise le Filtre de Kalman Etendu (FKE)[46], qui utilise la linéarisation du modèle d'observation.

Le modèle d'état dans notre cas est défini comme suit :

$$\begin{cases} \check{X}_t = f(X_{t-1}) + v_t \\ z_t = h(X_t) + \varpi_t \end{cases} \quad (3.8)$$

Contrairement au FK, l'FKE linéarise les fonctions non-linéaire du modèle d'évolution f et du modèle d'observation h , cette linéarisation peut être effectuée par un développement de Taylor de premier ordre.

Un FKE est donné par l'algorithme suivant :

Etape de prédiction :

$$\check{X}_t = F_t \cdot \hat{X}_{t-1}$$

$$\check{P}_t = F_t \cdot \hat{P}_{t-1} \cdot F_t^T + Q_t$$

Etape de correction :

$$S_t = H_t \cdot \check{P}_t \cdot H_t^T + R_t$$

$$K_t = \check{P}_t \cdot H_t^T \cdot S_t^{-1}$$

$$\hat{P}_t = \check{P}_t - K_t \cdot S_t \cdot K_t^T$$

$$z_t = h(X_t)$$

$$\check{z}_t = h(\check{X}_t)$$

$$\hat{X}_t = \check{X}_t + K_t (z_t - H_t \cdot \check{X}_t)$$

Algo 3. 2 : Algorithme de filtre de kalman étendu.

Où H_t et F_t sont les matrices des modèles d'évolution et d'observation définies comme étant les Jacobiennes des fonctions non-linéaires du modèle d'origine. Ces matrices sont définies par les formules suivantes :

$$F_t = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{\check{x}_t} \quad (3.9)$$

$$H_t = \left. \frac{\partial h}{\partial x} \right|_{x_t} \quad (3.10)$$

3.2.2. 2. *Le filtre d'information*

Le Filtre Informationnel (FI) est la forme informationnelle de FK [47]. Il est basé sur les mêmes hypothèses d'un FK. Il est aussi composé de deux étapes qui sont : étape de prédiction et étape de correction. Mais dans le FI, la moyenne X_t et la variance P_t sont respectivement remplacées par le vecteur d'information y_t et la matrice d'information Y_t . Ils sont définis par :

$$Y_t = P_t^{-1} ; y_t = P_t^{-1} \cdot X_t \quad (3.11)$$

Dans notre cas, nous employons le Filtre d'Informationnel Etendue (FIE). Car, le modèle d'observation est non linéaire.

Un FIE est donné par l'algorithme suivant :

Etape de prédiction :

$$M_t = [F_t^{-1}]^T \hat{Y}_{t-1} F_t^{-1}$$

$$C_t = M_t [M_t + Q_t^{-1}]^{-1}$$

$$L_t = J - C_t$$

$$\check{Y}_t = L_t M_t L_t^T + C_t Q_t^{-1} C_t^T$$

$$\check{y}_t = L_t [F_t^{-1}]^T \check{y}_t$$

Etape de correction :

$$\hat{Y}_t = \check{Y}_t + I_t$$

$$\hat{y}_t = (1 - H_t^T \check{Y}_t^{-1}) \check{y}_t + i_t$$

$$I_t = H_t^T R_t^{-1} H_t$$

$$i(k) = H_t^T R_t^{-1} (\zeta_t - H_t \cdot \check{X}_t)$$

Algo 3. 3 : Algorithme de filtre informationnel étendu.

\check{y}_t et \check{Y}_t sont respectivement le vecteur d'information et la matrice d'information prédits par l'étape de prédiction, \hat{y}_t et \hat{Y}_t sont respectivement le vecteur d'information et la matrice d'information estimés après correction.

3. 3. *RAIM et Diagnostic des mesures GNSS*

RAIM est une méthode de contrôle et de surveillance de l'intégrité qui a été classée par l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI). Cette méthode a pour objectif la détection de défaut dans une méthode FDE (Fault Detection and Exclusion) [36]. Une méthode de RAIM utilise le diagnostic par redondance analytique de mesures GNSS seulement pour réaliser la détection de mesures erronées. Cela revient à effectuer un test de cohérence entre les mesures de pseudo-distance et l'estimation fournie par un estimateur de position dans l'objectif de contrôler et de surveiller l'intégrité de l'estimation d'une position de systèmes GNSS avant qu'elle soit

fournie à l'utilisateur [7], [31], [32]. Lorsqu'il n'y a pas de redondance et un nombre d'observations suffisant, on dit qu'un RAIM ne peut pas être réalisé (Figure 3.3).

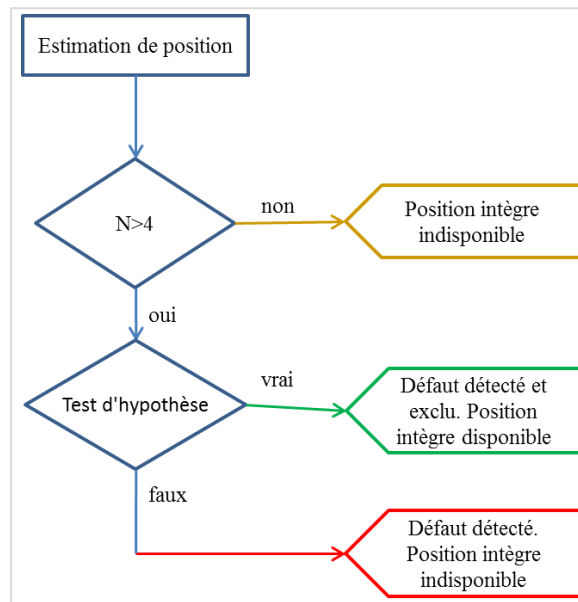


Figure 3. 3 : Algorithme de RAIM de base.

Les trois paramètres de base d'une méthode de RAIM sont l'hypothèse statistique, le seuil de décision et le niveau de protection. L'hypothèse statistique est définie pour déterminer la présence d'un défaut de mesure GNSS. Après l'élaboration d'une hypothèse statistique, un seuil de décision peut être déterminé à partir du modèle de probabilité pour un niveau de confiance donné. Le niveau de protection est la borne supérieure de l'erreur de position, qui est comparée au seuil de décision pour décider si les mesures GNSS sont utilisables ou non.

Il y a généralement deux types de niveaux de protection, les niveaux de protection horizontale et verticale (HPL et VPL). Le niveau de protection peut être déterminé en utilisant les informations pertinentes de l'estimateur.

Conceptuellement, le RAIM détecte une défaillance de positionnement par une comparaison entre le niveau de protection et un seuil d'incertitude basé sur la probabilité non détection (P_{md}^1) et probabilité fausse alarme (P_{fa}^2). Pour atteindre cet objectif, un seuil de détection est réglé pour maximiser la probabilité de P_{md} avec probabilité de P_{fa} constant.

¹ Quand une mesure aberrante n'est pas détectée, on parle de non détection.

² Une alerte s'adresse à un utilisateur tandis qu'une alarme est un évènement interne qui peut conduire à déclencher une alerte le cas échéant

Dans la littérature, on trouve quatre méthodes qui peuvent être considérées comme des variantes ou comme une extension de la RAIM classique. La méthode de comparaison de gamme [48], la méthode Moins Carré Résiduel (MCR) [49], la méthode de parité [50] et la méthode de contrôle et surveillance de l'intégrité du positionnement basé sur la mesure de phase (CPRAIM – Carrier Phase Receiver Autonomous Integrity Monitoring, les termes Anglo-saxons) [34]. Nous attirons l'attention que les méthodes présentées dans ce paragraphe ne peuvent détecter qu'une seule mesure défaillante à la fois.

3.3.1. Méthode basée sur l'utilisation d'un vecteur de parité

Afin de détecter les erreurs dans les mesures, cette section décrit une approche classique basée sur l'utilisation de vecteur de parité [50].

On définit le vecteur de parité :

$$p_t = P_t * \rho_t \quad (3.12)$$

P_t est une matrice de projection orthogonale à la matrice d'observations H [51], [52].

Vecteur de parité (p_t) est une fonction de défaut de mesures GNSS (b_t). Où, $E[p_t]$ est égal à zéro s'il n'existe pas de défaut dans les mesures observées ($b_t = 0$) et $E[p_t]$ est différent de zéro, s'il y a un défaut ($b_t \neq 0$). Ainsi, p_t peut être utilisé pour la détection de défaut de mesures.

Avec une matrice de mesures $H_t [m \times n]$ de rang n , il est possible de trouver une matrice P_t orthogonale à H_t tel que $\text{rang}[P_t] = m - n$, $P_t \cdot P_t^T = I_M$ et $P_t \cdot H_t = 0$. Puis, on construit une matrice A:

$$A = \begin{bmatrix} Hi \\ P_t \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Où $Hi [n \times m]$ est l'inverse généralisé de H .

$$\begin{bmatrix} \text{espace d'état} \\ \dots\dots\dots \\ \text{espace de parité} \end{bmatrix} = A [\text{espace de mesures}] \quad (3.14)$$

L'équation suivante représente une transformation linéaire avec une matrice H_t de l'espace de mesures de $\text{rang}[m]$ vers deux sous-espaces : un espace d'état $\text{rang}[n]$ et un espace de parité $\text{rang}[m - n]$.

Le vecteur de parité $((m - n) \times 1)$ est donné par :

$$p_t = P_t \cdot \rho_t \quad (3.15)$$

$$p_t = P_t \cdot (\varpi_t + b_t) \quad (3.16)$$

Les éléments de p_t sont conjointement normalement distribués, caractérisés par leur moyenne et covariance :

$$E[p_t] = b_t \quad (3.17)$$

Et

$$COV(p_t) = \sigma^2 \cdot I_{m-n} \quad (3.18)$$

La matrice P_t peut être calculée directement à partir de H :

$$P_t = I - (H_t^T \cdot H_t)^{-1} \cdot H_t^T \quad (3.19)$$

La détection de défaut est basée sur l'hypothèse statistique. L'hypothèse est :

$$\begin{cases} D_t > T_t \rightarrow \text{une erreur est détectée } (H_2) \\ D_t < T_t \rightarrow \text{aucun erreur n'est détectée } (H_1) \end{cases} \quad (3.20)$$

Où D est la variable de décision, T_t est le seuil de détection, H_1 est l'hypothèse nulle ($b = 0$), et H_2 est l'hypothèse de présence d'une faute ($b \neq 0$). Si $D_t > T_t$, une erreur est détectée ; sinon aucun problème n'est détecté. La performance du test est caractérisée par la probabilité des fausses alarmes (P_{fa}) et la probabilité de non détection (P_{md}) :

$$P_{fa} = p[D_t > T_t | H_1] \quad (3.21)$$

$$P_{md} = p[D_t < T_t | H_2] \quad (3.22)$$

La variable de décision considérée est le carré de l'amplitude de vecteur de parité, ce qui est équivalent à la forme quadratique $D_t = p_t^T p_t$. Cette variable de décision est populaire dans la littérature [49], [53].

Basé sur le P_{fa} requis, les mesures redondantes $(m - n)$ et l'écart de bruit de mesure, on calcule le seuil (T_t) [50] :

$$T_t = \sigma_n^2 \cdot B^{-1}(P_{fa}|m - n) \quad (3.23)$$

B est la fonction de probabilité du chi-carré (χ^2) [40].

3.3. 2. *Moindre carré résiduel*

Le moindre Carrée Résiduel (MCR) a été conçu pour contrôler et surveiller l'intégrité d'estimation de position. La méthode MCR-RAIM nécessite au moins cinq satellites en vue afin d'assurer la fonction de détection. Il est constitué de quatre étapes : On calcule la position par MCR dans une première étape, puis on utilise la position pour recalculer toutes les mesures pseudo-distance (ρ) GNSS. Ensuite, on déduit le seuil de décision associé à ρ . On définit également le niveau de protection du test MCR-RAIM. Enfin, l'erreur est détectée via une comparaison entre le seuil de décision et le niveau de protection. Ces étapes sont présentées en détail dans la suite de ce paragraphe.

La méthode MCR-RAIM, comme la plupart des algorithmes de contrôle et surveillance de l'intégrité, se place dans l'hypothèse qu'à un instant t , il ne peut y avoir qu'une seule mesure défaillante.

Estimation position : L'estimation de la position par Moindre Carrée Pondérée (MCP) est donnée par l'équation suivante.

$$\Delta \hat{X}_t = (H_t^T \cdot H_t)^{-1} \cdot H_t^T \cdot (\rho_t - \check{\rho}_{t-1}) \quad (3.24)$$

$\Delta \hat{X}_t$ est la correction du vecteur d'état composé du quadruplet : les coordonnées cartésiennes du récepteur GNSS (x, y, z) et ($c \partial_t$) l'erreur de l'horloge du récepteur, H_t est une matrice de dimension ($n \times 4$) contenant les dérivées partielles de h par rapport aux composantes de \hat{X}_t et évaluées en \hat{X}_{t-1} et $\check{\rho}_{t-1}$ est un vecteur ($n \times 1$) défini dans l'équation suivante :

$$\check{\rho}_{t-1} = \begin{bmatrix} \check{\rho}_{t-1}^1 \\ \vdots \\ \check{\rho}_{t-1}^n \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

$$\check{\rho}_{t-1}^i = \sqrt{(x_i - \hat{x}_{t-1})^2 + (y_i - \hat{y}_{t-1})^2 + (z_i - \hat{z}_{t-1})^2} \quad (3.26)$$

Où (x_i, y_i, z_i) sont les coordonnées du satellite i et $(\hat{x}_{t-1}, \hat{y}_{t-1}, \hat{z}_{t-1})$ désigne la position du récepteur à l'instant $t - 1$.

Les résidus : le vecteur des résidus des MCR est défini comme la différence entre les mesures réellement reçues et les mesures estimées à partir de la solution des MCR. Le vecteur des résidus s'écrit alors :

$$\zeta_t = \check{\rho}_t - \rho_t \quad (3.27)$$

Où ζ_t est le vecteur $(n \times 1)$ d'erreurs d'observations et $\zeta_t = [0 \quad \dots \quad b_i \quad \dots \quad 0]^T$ et $\check{\rho}_t$ est un vecteur $(n \times 1)$ défini dans l'équation suivante :

$$\check{\rho}_t = \begin{bmatrix} \check{\rho}_t^1 \\ \vdots \\ \check{\rho}_t^n \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

$$\check{\rho}_t^i = \sqrt{(x_i - \hat{x}_t)^2 + (y_i - \hat{y}_t)^2 + (z_i - \hat{z}_t)^2} \quad (3.29)$$

Seuil de décision : Dans la méthode MCR-RAIM, le seuil de décision est la somme de l'erreur quadratique (SSE – Sum of the Squared Error, les termes Anglo-saxons).

Dans cette méthode, la somme de l'erreur quadratique (SSE) des résidus (ζ_t) est l'indicateur qui est utilisé dans la variable de décision, SSE est définie comme suit :

$$SSE = \zeta_t^T \cdot \zeta_t \quad (3.30)$$

En supposant que les erreurs ζ_t sont indépendantes et suivent une loi de probabilité Normale, SSE a une distribution χ^2 avec $(n - 4)$ degrés de liberté dans le cas sans défaut. Chaque fois qu'il y a au moins une erreur de mesure, l'SSE a une distribution non centrale de type χ^2 avec $(n - 4)$ degrés de liberté.

$$SSE = \zeta_t^T \cdot \zeta_t = \|\zeta_t\|^2 \sim \begin{cases} \chi_k^2 \sim N(0, I) \\ \chi_{k,\lambda}^2 \sim N(b, I) \end{cases} \quad (3.31)$$

Où k est le degré de liberté et λ est le paramètre de non centralité de distribution χ^2 .

Considérant l'équation (3.31), le seuil de décision sera calculé de la manière suivante :

$$T = \sqrt{\frac{SSE}{n-4}} \quad (3.32)$$

L'erreur peut être détectée par une comparaison entre T et un seuil de détection T_s .

La valeur du seuil de détection T_s dépend du nombre de satellites en vue (n) et de la P_{fa} imposée par le type d'opération considérée. Ces valeurs peuvent être pré-calculées et sont disponibles par exemple dans [54].

Pour la méthode RAIM, le seuil de détection T_s est choisi de façon à garantir p_{fd} (p_{fd} : Probabilité de fausse détection) [55]. En particulier, le T_s est déterminé par intégration de la fonction de densité de probabilité d'erreurs à partir du seuil de détection jusqu'à l'infini, de telle sorte que l'aire sous la courbe (voir figure 3.4) doit être égale à la p_{fd} .

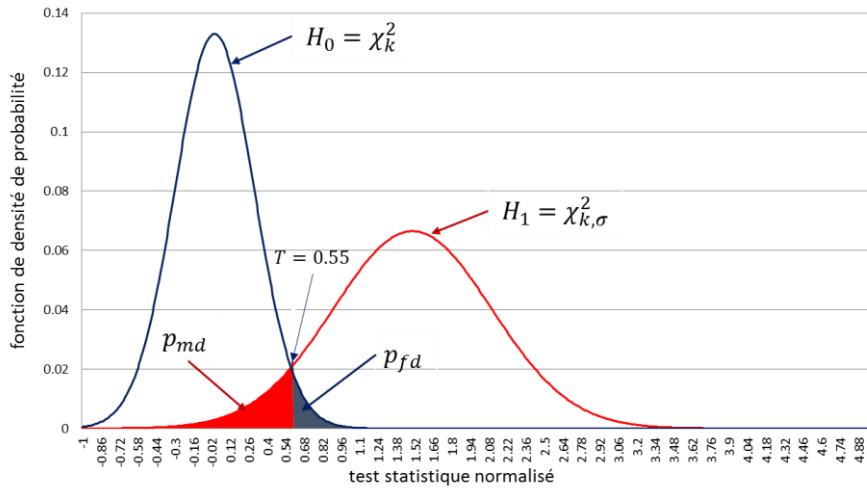


Figure 3. 4 : Distribution de la variable de test sous l'hypothèse H_0 et sous l'hypothèse H_1 .

$$p_{fd} = \int_{T_{p_{fd}}}^{\infty} N(0, I) = 1 - \int_0^{T_{p_{fd}}} N(0, I) \quad (3.33)$$

Où $T_{p_{fd}}$ est le seuil de décision normalisé.

Le seuil de détection pour une p_{fd} donnée est alors défini comme suit :

$$T_s = \sqrt{\frac{T_{p_{fd}} \sigma^2}{n-4}} \quad (3.34)$$

Où, σ^2 est la variance de bruit de mesures.

D'après l'équation (3.33), la valeur du seuil de détection T_s dépend de la p_{fd} imposée et du nombre de satellites en vue [54].

Le niveau de protection : Le niveau de protection est le plus petit biais de mesure que l'algorithme peut détecter [56].

L'erreur de mesure ξ_t est la somme de bruit de mesure (ϖ_t) et défaut de mesure (b_i).

$$\xi_t = \varpi_t + b_i \quad (3.35)$$

$$\xi_t = \begin{bmatrix} \varpi_t^1 \\ \vdots \\ \varpi_t^n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ b_i \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

Dans le cas d'erreur, la distribution de SSE est (χ^2) avec $n-4$ degrés de liberté et de paramètre de non centralité λ tels que, $SSE \sim \chi_{\lambda, n-4}^2$.

Comme $SSE = \zeta_t^T \cdot \zeta_t$, la relation entre le plus petit défaut de mesure détectable (b_i) et le test statistique peut être simplifiée comme suit [56] :

$$\sigma^2 \cdot \lambda = b \cdot (1 - P_{ii}) \cdot b = (1 - P_{ii})^2 \cdot b \quad (3.37)$$

σ est la variance d'erreur de pseudo-distance et P_{ii} est l' $i^{\text{ième}}$ élément de la diagonale de la matrice de parité.

Le plus petit défaut détectable b sur le satellite i peut être exprimé comme suit [56]–[58] :

$$b_i = SSE \sqrt{\frac{\lambda}{P_{ii}}} \quad (3.38)$$

Par conséquent, l'effet de biais (b_i) dans le domaine de position est obtenu par :

$$\Delta X = G \cdot b = \begin{bmatrix} \dots & G_{N,i} & \dots \\ \dots & G_{E,i} & \dots \\ \dots & G_{D,i} & \dots \\ \dots & G_{T,i} & \dots \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \vdots \\ b_i \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (3.39)$$

$$G = [H^T \cdot H]^{-1} \cdot H^T \quad (3.40)$$

Alors,

$$\Delta X_H = \sqrt{\Delta X_N^2 + \Delta X_E^2} = \sqrt{G_{N,i}^2 + G_{E,i}^2} \cdot b_i \quad (3.41)$$

$$\Delta X_V = G_{D,i} \cdot b_i \quad (3.42)$$

Rayon de protection : Le calcul du rayon de protection horizontal et vertical (HPL, VPL) est réalisé comme suit [37]:

$$HPL = HSLOPE_{max} \cdot \sigma \cdot \sqrt{\lambda} \quad (3.43)$$

$$VPL = VSLOPE_{max} \cdot \sigma \cdot \sqrt{\lambda} \quad (3.44)$$

et

$$HSLOPE_i = \frac{\sqrt{G_{N,i}^2 + G_{E,i}^2}}{\sqrt{P_{ii}}} \quad (3.45)$$

$$VSLOPE_i = \frac{G_{D,i}}{\sqrt{P_{ii}}} \quad (3.46)$$

$$HSLOPE_{max} = \max_i(HSLOPE_i) \quad (3.47)$$

$$VSLOPE_{max} = \max_i(VSLOPE_i) \quad (3.48)$$

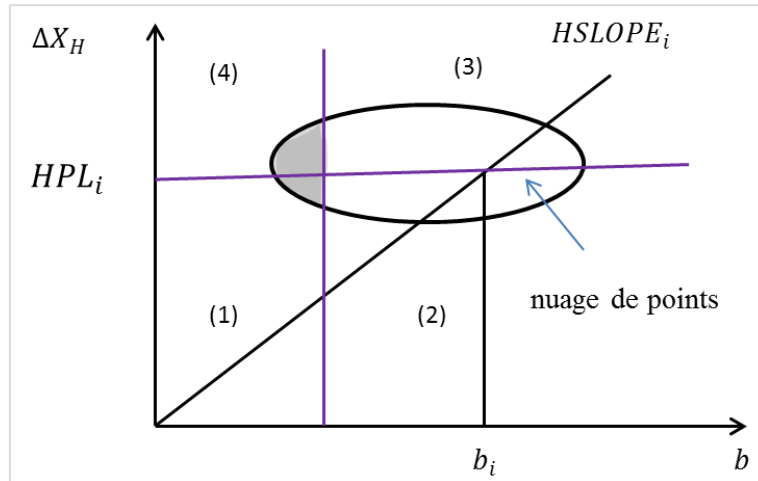


Figure 3.5 : Relation linéaire entre la norme de l'erreur de position horizontale et le défaut de mesure.

Le plus petit défaut de mesures détectable montre la performance du seuil de détection pour une P_{fd} donnée. Il indique la plus petite erreur de position que l'algorithme de contrôle d'intégrité peut commettre (indépendamment du bruit de mesure) sans détecter d'anomalie. Ce défaut minimum détectable correspond également à la valeur minimale du défaut que le système d'intégrité peut détecter sur chaque mesure avec une P_{fd} donnée.

La figure 3.5 montre la projection de ce défaut minimum détectable sur l'erreur de position et qui fournit un rayon de protection conservatif.

On remarque que sous l'effet d'une erreur d'amplitude croissante, le support de la distribution progresse le long d'une droite de pente $HSLOPE(i)$. Cette droite (ou la pente de la droite) dépend du satellite considéré. Quatre zones sont représentées sur le schéma :

- la zone (1) représente le cas sans défaillance de positionnement et sans détection d'erreur,
- la zone (2) représente le cas de fausse alerte,
- la zone (3) est la zone correspondante à une réelle alerte,
- la zone (4) représente le cas d'une alerte manquée.

3.3.3. MCR-RAIM pondéré

MCR-RAIM suppose que les erreurs nominales de pseudo-distance sont indépendantes et suivant une distribution gaussienne de moyenne zéro avec la même variance. Il s'agissait d'une condition acceptable lorsque les erreurs de Pseudo-distance étaient dominées par l'accès sélectif du GPS, mais dans les cas réels la variance d'erreur de Pseudo-distance dépend de plusieurs

facteurs tels que la modulation du signal ou l'élévation des satellites en vue. Pour cette raison, la méthode des Moindre Carrée Résiduelles Pondérées (MCRP) est utilisée avec une originalité qui réside dans la pondération des pseudo-distances de façon à réduire les rayons de protection [59]. La principale différence entre les deux méthodes réside (MCRP et MCR) dans la façon de calcul de la matrice G_p . Où, G_p est le gain pondéré des moindres carrés :

$$G_p = (H^T \cdot R_t \cdot H)^{-1} \cdot H^T \cdot R_t = \begin{bmatrix} \dots & G_{p_{N,i}} & \dots \\ \dots & G_{p_{E,i}} & \dots \\ \dots & G_{p_{D,i}} & \dots \\ \dots & G_{p_{T,i}} & \dots \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

$$R_t = \begin{bmatrix} \sigma_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_2 & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & \sigma_n \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

Le seuil de décision de MCRP est calculé comme la Somme des Carrés des Erreurs Pondéré (SCEP) :

$$T = \sqrt{\frac{SCEP}{n-4}} \quad (3.51)$$

$$SCEP = \zeta_t^T \cdot \zeta_t \quad (3.52)$$

$$\zeta_t = \check{\rho}_t - \rho_t \quad (3.53)$$

$$\Delta X_H = \sqrt{\Delta X_N^2 + \Delta X_E^2} = \sqrt{G_{p_{N,i}}^2 + G_{p_{E,i}}^2} \cdot b_i \quad (3.54)$$

$$\Delta X_V = G_{p_{D,i}} \cdot b_i \quad (3.55)$$

Les calculs des niveaux de protection et des rayons de protection de la méthode MCRP sont montrés dans les équations suivantes :

$$HPL = HSLOPE_{max} \cdot \sqrt{\lambda} \quad (3.56)$$

$$VPL = VSLOPE_{max} \cdot \sqrt{\lambda} \quad (3.57)$$

$$HSLOPE_i = \sigma_i \frac{\sqrt{G_{p_{N,i}}^2 + G_{p_{E,i}}^2}}{\sqrt{P_{ii}}} \quad (3.58)$$

$$VSLOPE_i = \sigma_i \frac{G_{p_{D,i}}}{\sqrt{P_{ii}}} \quad (3.59)$$

$$HSLOPE_{max} = \max_i(HSLOPE_i) \quad (3.60)$$

$$VSLOPE_{max} = \max_i(VSLOPE_i) \quad (3.61)$$

3.3. 4. Méthode de contrôle et surveillance de l'intégrité du positionnement basée sur la mesure de phase (CRAIM)

Les algorithmes CRAIM sont une extension directe de la méthode RAIM dans lesquels les ambiguïtés de mesures de phase (N) sont estimées avec l'estimation de la position. Les principaux problèmes de l'algorithme CRAIM sont la fiabilité et la robustesse, qui sont dominées par l'exactitude et validation des ambiguïtés de mesures de phase et de défaut de mesures GNSS tels que le multi trajets et le cycle slip.

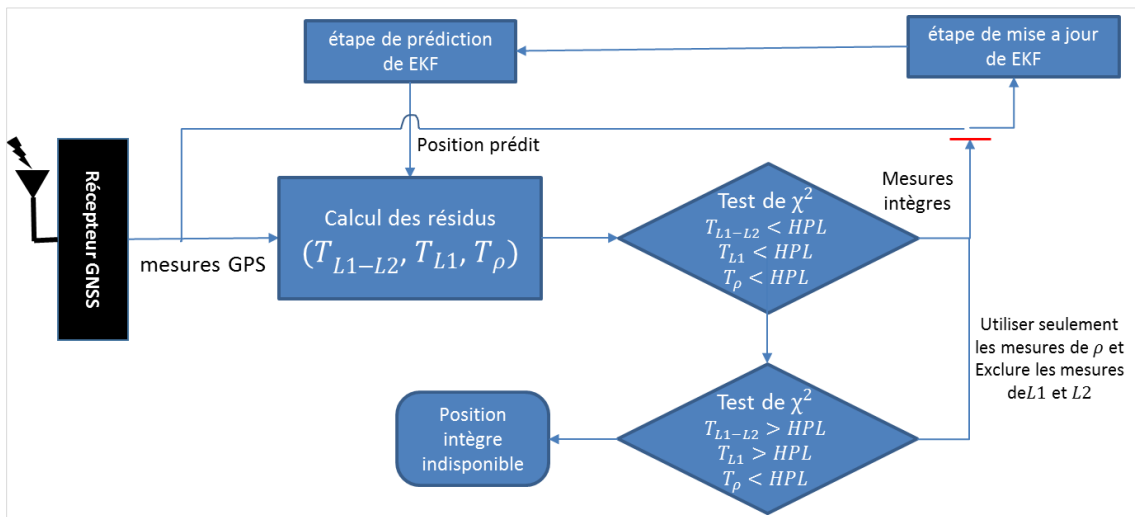


Figure 3. 6 : Le processus de l'algorithme de CRAIM basé sur un filtre de Kalman.

Shaojun Feng [34] a développé un algorithme de CRAIM robuste et fiable basé sur un FK pour déterminer la position du récepteur GNSS, on utilise la double différence de mesures GNSS. La description du processus l'algorithme CRAIM est présenté dans la figure 3.6.

Le résidu et le seuil correspondant : le résidu suit une distribution χ^2 avec des degrés de liberté égales au nombre de mesures utilisées et le type de distribution : centrale ou non centrale est déterminée par la présence ou non d'un biais de mesure. Par conséquent, le seuil correspondant peut être déterminé à partir de la distribution χ^2 et une probabilité de fausse alarme :

$$T_\rho = \sqrt{r_\rho^T R_\rho^{-1} r_\rho} \quad (3.62)$$

$$T_{L1-L2} = \sqrt{r_{L1-L2}^T (R_{L2} + R_{L1})^{-1} r_{L1-L2}} \quad (3.63)$$

$$T_{L1} = \sqrt{r_{L1}^T R_{L1}^{-1} r_{L1}} \quad (3.64)$$

$$r^T = [r_\rho, r_{L1-L2}, r_{L1}] \quad (3.65)$$

Où, R_ρ , R_{L1} et R_{L2} sont respectivement les matrices de bruit des mesures ρ , mesure de phase L1 (φ_1) et mesure de phase L2 (φ_2) ; r est la différence entre les mesures et le modèle d'observation du filtre Kalman ; T_ρ est le seuil de détection de ρ , T_{L1-L2} est le seuil de détection de combinaison de mesures de φ_1 et φ_2 et T_{L1} est le seuil de détection de φ_1 . Le but de la construction de plusieurs seuils de détection est d'identifier et d'exclure les défaillances potentielles (par exemple les glissements de cycle) basées sur le type de mesure.

Niveau de protection : Le niveau de protection peut être déterminé en utilisant les informations pertinentes du FK [60], [61].

$$HPL = k_H \cdot \sigma_H \quad (3.66)$$

$$VPL = k_V \cdot \sigma_V \quad (3.67)$$

$$\sigma_H = \sqrt{K_{1,1} + K_{2,2}} \quad (3.68)$$

$$\sigma_V = K_{3,3} \quad (3.69)$$

Où k_H et k_V sont des facteurs qui reflètent la probabilité de détection ; K est le gain du FK ; σ_H représente l'incertitude horizontale et σ_V représente l'incertitude verticale.

Dans l'hypothèse où il existe seulement un biais sur la $i^{\text{ème}}$ mesure, la sensibilité de l'erreur de position à la polarisation de la $i^{\text{ème}}$ mesure, SLOPE (i), peut être exprimée comme :

$$HSLOPE_i = \sqrt{(K_{1,i}^2 + K_{2,i}^2)/S_{ii}} \quad (3.70)$$

$$VSLOPE_i = K_{3,i}/\sqrt{S_{ii}} \quad (3.71)$$

Où S_{ii} désigne l' i ème élément de la matrice diagonale $S = (I - HK)^T (I - HK)$. Les valeurs maximales des pentes, $HSLOPE_{MAX}/VSLOPE_{MAX}$ sont utilisées pour projeter le défaut de mesures sur l'espace de position. Noter que la $SLOPE(i)$ est un facteur de géométrie. Le satellite avec la plus grande pente, (SLOPEMAX), est le plus difficile à détecter. En effet, pour une erreur de position déterminée, ce satellite donne la plus petite valeur du résidu (à savoir la plus forte influence sur l'erreur de position).

Afin de garantir un certain degré d'intégrité, le niveau de protection est calculé en multipliant la pente maximale par un paramètre appelé P_{Bias} . P_{Bias} est le Biais Minimal Détectable (BMD) qui peut être calculé à partir du seuil du test statistique pour une probabilité donnée de détection manquée. Par conséquent, les niveaux de protection peuvent être exprimés comme suivant :

$$HPL = HSLOPE_{max} \cdot P_{Bias} \quad (3.72)$$

$$VPL = VSLOPE_{max} \cdot P_{Bias} \quad (3.73)$$

3.4. Les algorithmes AAIM

Afin d'améliorer la détection de défaut de mesures GNSS, les algorithmes qui appartiennent à la famille des AAIM (dit Aircraft Autonomous Integrity Monitoring, les termes Anglo-saxons) utilisent à la fois les mesures GNSS et les mesures d'autres dispositifs de navigation, comme des données inertielles par exemple. Ces algorithmes s'appliquent généralement avec une estimation de position et une fusion de données multi-capteurs pour la navigation qui est réalisée généralement avec un filtre d'hybridation. Dans ce contexte, plusieurs algorithmes de contrôle d'intégrité ont été développés dans la littérature. Parmi eux, on peut citer la méthode AIME (dit Autonomous Integrity Monitoring and Extrapolation – les termes Anglo-saxon) qui a été proposée à l'origine par Dies dans [62] et l'algorithme MSS (pour Multiple Solution Separation en anglais) qui a été présenté dans [63].

Dans la suite de cette partie, nous détaillons l'algorithme de contrôle d'intégrité le plus utilisé dans le contexte AAIM.

La Méthode de Solutions Séparées (MSS) a été introduite par Brown et coll [64]. Les variables de test utilisées dans ce type de méthodes sont définies sur le domaine de la position. Ces méthodes utilisent la redondance d'informations en provenance des satellites et les mesures d'autres dispositifs de navigation afin de détecter et exclure un défaut. Elles nécessitent également au moins cinq satellites en vue pour détecter un défaut et au moins six pour réaliser l'exclusion.

L'étape de détection d'une méthode MSS est fondée sur la différence des estimés obtenues avec le filtre dit filtre principal (noté dans la suite $E00$) utilisant toutes mesures en vue (n mesures) et de ceux définies sur $n - 1$ mesures. Ainsi, en présence d'une panne, si le filtre défini sur $n - 1$ mesures exclut la mesure fautive, il donne une estimation correcte alors que le filtre principal donne une estimation erronée. Notons, qu'à l'opposé du MCR-RAIM, la détection du MSS met en jeu plusieurs tests d'hypothèses. La séparation associée aux estimateurs $E00$ et $E0i$ pour $i \in [1, n]$ s'exprime ainsi :

$$dX_{0,i}(t) = X_{0,i}(t) - X_{0,0}(t) \quad (3.74)$$

Où, $X_{0,0}(t)$ est le vecteur d'état estimé par le filtre principal fourni à l'instant t en utilisant les n mesures disponibles, $X_{0,i}(t)$ représente le vecteur d'état estimé par filtre $E0i$ fourni à l'instant t en utilisant les $n - 1$ mesures.

La matrice de covariance de la séparation $dX_{0,i}(t)$ satisfait :

$$dP_{0,i}(t) = E[dX_{0,i}(t), (dX_{0,i}(t))^T] \quad (3.75)$$

[54] fourni le détail des calculs de ces matrices.

Effectivement, deux variables de test distinctes sont issues de la méthode MSS : $dH_{0,i}(t)$ et $dV_{0,i}(t)$. $dH_{0,i}(t)$ est définie sur la séparation de la position horizontale du repère de navigation et $dV_{0,i}(t)$ est définie sur la séparation de la position verticale. Dans ce qui suit, on détaille le calcul de $dH_{0,i}(t)$ pour laquelle le calcul des seuils de décision et des rayons de protection requiert des approximations, contrairement à $dV_{0,i}(t)$.

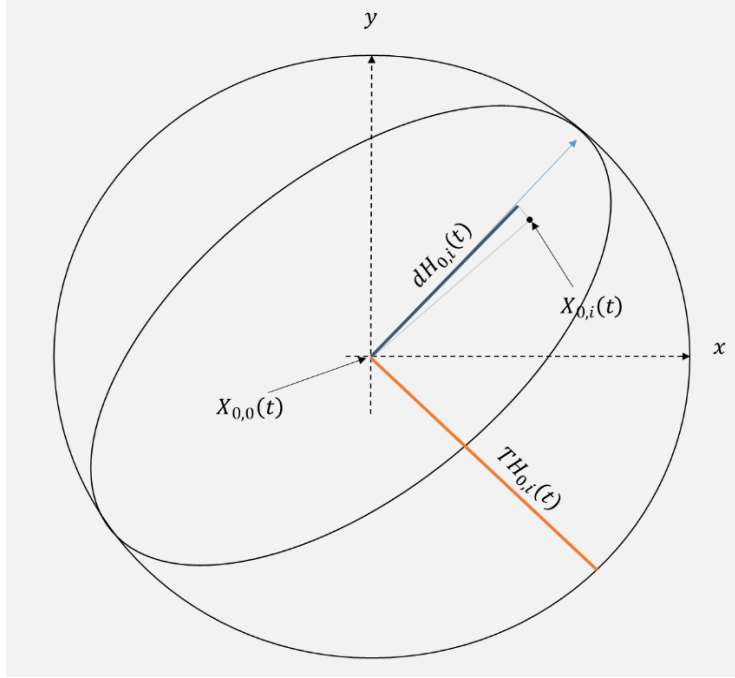


Figure 3. 7 : Relation entre les variables de test de la méthode MSS.

D'après [65], la variable de test sur le plan horizontal associée aux filtres $E0i$ et $E00$ est définie comme suit :

$$dH_{0,i}(t) = \max_{j \in \{1,2\}} \left(d\tilde{X}_{H(0,i)}(t)(j) \right) \quad (3.76)$$

$$d\tilde{X}_{0,i} = dP_{H(0,i)}(t) dX_{0,i}(t) \quad (3.77)$$

$$dX_{0,i}(t) = X_{H(0,i)}(t) - X_{H(0,0)}(t) \quad (3.78)$$

Où, $dP_{H(0,i)}$ est une matrice de covariance de taille 2×2 associée à $dX_{0,i}$ et extraite de $dP_{0,i}(t)$ en sélectionnant les composantes horizontales projetées dans le repère de navigation.

En présence de défaut de mesures, les variables de test suivent une loi gaussienne à moyenne non nulle. En revanche, en absence de défaut, elles suivent des lois gaussiennes de moyenne nulle et de variance connue. Alors, un seuil de détection a été déterminé pour chaque variable de test en fonction d'une p_{fd} désirée. La figure 3.7 illustre la variable de test $dH_{0,i}(t)$ et le seuil de décision $TH_{0,i}(t)$

La détection de défaut basée sur $dH_{0,i}(t)$ et $TH_{0,i}(t)$ se fait alors au travers le test d'hypothèses suivant :

$$\begin{cases} H_1 & \forall i \in \{1, n\} \rightarrow dH_{0,i}(t) < TH_{0,i}(t) \quad \text{pas de défaut} \\ H_2 & \exists i \in \{1, n\} \rightarrow dH_{0,i}(t) > TH_{0,i}(t) \quad \text{détection de défaut} \end{cases} \quad (3.79)$$

A chaque instant, n tests d'hypothèses sont calculés en parallèle. Afin de calculer la probabilité de fausse détection de ces tests, on suppose que tous les tests d'hypothèses sont indépendants :

$$p_d(dH_{0,i}(t) < TH_{0,i}(t) | H_1) = \frac{p_{fd}}{2n} \quad (3.80)$$

Le seuil de décision $TH_{0,i}(t)$ est défini comme suit :

$$TH_{0,i}(t) = \sqrt{2\lambda_{H_{1n}}^{dP}} W^{-1} \left(1 - \frac{p_{fd}}{2n} \right) \quad (3.81)$$

Où, $W(u)$ est la fonction d'erreur montrée par l'équation suivante :

$$W(u) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^u e^{-x^2} dx \quad (3.82)$$

Pour plus de détails, le lecteur peut se référer au [66].

3. 5. *Intégrité de positionnement des systèmes GNSS*

Suite à la modernisation du GPS avec des nouvelles fréquences et avec l'ajout d'autres constellations GNSS tels que Galileo et Beidou, on prévoit que la précision du positionnement par GNSS peut s'améliorer de façon significative dans les prochaines décennies. En effet, l'utilisation de plusieurs fréquences peut réduire les erreurs et l'augmentation du nombre de constellation GNSS fournit une meilleure répartition des satellites pour estimer la position. L'intégrité est aussi améliorée grâce à une meilleure répartition des satellites.

Les résultats des travaux dans [67] montrent une amélioration significative du couplage des constellations des systèmes GPS et GLONASS par rapport au GPS seul en termes de disponibilité de la solution et de la précision de positionnement dans les scénarios urbains. Toutefois, avec ces améliorations potentielles, certains problèmes liés ou causés par l'environnement urbain persisteront [55]. Ainsi, avec les avantages qu'accompagnent l'augmentation du nombre des constellations GNSS, la probabilité d'avoir plusieurs défauts de mesure en même temps persistera également [68].

Les algorithmes CSI présentés précédemment se basent sur la même hypothèse, à savoir qu'un seul défaut de mesures GNSS à un même instant. Cependant, certains types d'applications nécessitent l'utilisation d'un plus grand nombre de mesures GNSS pour satisfaire aux exigences opérationnelles requises. En ce sens, l'hypothèse d'un seul défaut de mesure à un même instant n'est plus valable lorsque le nombre de mesures disponibles augmente. Ainsi, le système GNSS multi-constellation pose des problématiques nouvelles telles que la gestion de défauts de mesures multiples par les algorithmes de CSI. La partie suivante de ce chapitre est dédiée aux nouvelles méthodes de CSI, à savoir la prise en compte de défauts multiples. Nous discuterons également des méthodes proposées pour traiter ce problème.

3.5.1. *Traitement des défauts multiples dans le contexte de l'AAIM*

Dans le contexte AAIM, quelques méthodes de contrôle d'intégrité prenant en compte l'hypothèse de plusieurs défauts de mesures GNSS simultanées ont été proposées dans la littérature. Dans [54], les auteurs ont proposé une extension de l'algorithme MSS afin d'isoler deux défauts de mesures GNSS simultanées. L'inconvénient de cette méthode est d'avoir une charge calculatoire importante. Esch [54] ajoute un banc supplémentaire de sous-filtres utilisant des sous-groupes de $n - 3$ mesures afin de réaliser l'isolation jusqu'à deux mesures défaillantes simultanément. Pour cela, le nombre d'estimation à effectuer à chaque instant est :

$$N_{filter} = 1 + C_n^1 + C_n^2 + C_n^3 \quad (3.83)$$

Un autre algorithme de contrôle d'intégrité dans le contexte AAIM permettant de gérer l'identification jusqu'à deux défauts de mesures GNSS simultanés a été proposé dans une architecture GLR (dit Generalized Likelihood Ratio) dans [69]. Ainsi, le nombre d'estimation à entretenir afin d'assurer l'identification jusqu'à deux défauts de mesures GNSS simultanés est donné par la relation suivante :

$$N_{filter} = C_n^1 + C_n^2 \quad (3.84)$$

3.5.2. *Traitement des défauts multiples dans le contexte RAIM*

Différents algorithmes ont été développés dans un contexte RAIM pour l'identification de deux pannes satellite simultanées. Par exemple, les méthodes présentées dans [70]–[72] réalisent l'isolation de défauts multiples en associant un test d'hypothèses à toutes les combinaisons de défauts envisagées. Dans [73], [74], les auteurs ont développés d'autres types d'approches basées

sur le fait que l'ensemble des modes de défaut est connu a priori. Les défauts multiples ont conduit à proposer de nouvelles bornes de protection autour de l'algorithme MHSS (dit Multiple Hypothesis Solution Separation en anglais) qui a été introduit dans [73]. La méthode MHSS s'inscrit dans un contexte RAIM, elle est basée sur l'utilisation de bancs d'estimateurs couvrant tous les modes d'erreurs de mesures à considérer. MHSS consiste à calculer la contribution de chaque mode de défaut de mesures GNSS possible pondérée par sa probabilité a priori. La méthode NIORAIM (pour Novel Integrity-Optimized RAIM en anglais) a été proposée dans [75]. NIORAIM utilisée est celle de la projection sur l'espace de parité. Cependant, un moindre carré pondéré est utilisé et l'originalité réside dans la pondération des pseudo-distances de façon à réduire les rayons de protection. Cette extension permet notamment d'améliorer la disponibilité du système.

3.5.3. *Une nouvelle méthode de CSI*

Une nouvelle méthode de contrôle d'intégrité permettant de gérer l'identification de multiples défauts de mesures GNSS simultanés pour un coût calculatoire réduit a été proposée. Elle a été nommée par ses auteurs RANCO (dit RANge COnsensus). Cette méthode est l'objet de plusieurs articles [76]–[78]. L'algorithme RANCO repose sur un banc d'estimateurs de types moindres carrés fondées sur des quadruplets de pseudo-distances différents. Ensuite, les positions obtenues par chaque estimateur sont utilisées afin de fournir une prédiction de chacune des mesures exclues par les quadruplets. La différence entre la mesure ainsi estimée et la mesure reçue constitue une variable de test qui permet d'estimer la cohérence de la mesure testée par rapport au quadruplet. Lorsque la différence entre la mesure reçue et la mesure prédite est supérieure à un seuil fixé, cette mesure est considérée comme non cohérente vis-à-vis de ce quadruplet. A l'inverse, lorsque cette différence est inférieure au seuil, cette mesure est dite cohérente avec ce quadruplet. Notons que les mesures défaillantes peuvent correspondre à une mesure testée ou à une mesure appartenant au quadruplet. L'algorithme RANCO détermine ainsi les mesures incohérentes et cohérentes pour tous les quadruplets présélectionnés et choisit celui ayant le plus de mesures cohérentes. Ce quadruplet, complété par ses mesures établies comme cohérentes, est finalement utilisé pour effectuer l'estimation de position. L'algorithme T-RANCO proposé dans [76] repose sur le principe de tests de cohérence des mesures avec des sous-groupes de mesures présélectionnés, comme dans les algorithmes RANCO.

Une technique d'exploration de la cohérence entre les mesures GNSS reçus en utilisant de manière aléatoire des sous-ensembles de tirage au sort de tous les signaux disponibles est proposé dans [79]. Elle a été nommée par RANSAC (dite RANdom SAmple Consensus). Tout d'abord, une fonction de coût est prédéfinie afin de sélectionner le meilleur sous-ensemble disponible des mesures. Un Set d'Echantillon Minimal (SEM) de pseudo-distances est choisi au hasard parmi toutes les mesures disponibles à une époque donnée de mesures GNSS. La taille minimum suffisante du SEM pour déterminer une position de référence est 4 ou 5 selon la constitution de constellation SEM; La cohérence est alors déterminée en utilisant les « résidus » de toutes les mesures restantes. Un « résiduel » dans ce contexte est défini comme la différence entre la mesure observée et sa prédiction produite en se basant sur la position de référence calculée à l'aide d'estimateurs de type moindres carrées; Une fonction de coût prédéfinie est utilisée pour évaluer la qualité de chaque SEM ; Ces itérations s'arrêtent quand la probabilité de trouver un meilleur SEM dépasse un certain seuil [80], ou quand la fonction de coût trouve le meilleur SEM.

3. 6. Conclusion

Nous avons mené des discussions dans ce chapitre sur les principales notions de filtrage statistique nécessaire à la présentation des travaux réalisées dans cette thèse. Nous avons présenté la modélisation avec une représentation d'état ainsi que les principaux estimateurs pouvant être utilisés pour le positionnement GNSS. Ensuite, nous avons introduit les méthodes classiques de contrôle d'intégrité de système GNSS.

La plupart des méthodes de contrôle d'intégrité actuelles ne permettent pas l'identification de plus d'un défaut de mesure à un même instant. Quelques algorithmes de contrôle d'intégrité ont été développés dans le contexte RAIM et AAIM avec la prise en compte de plusieurs mesures satellitaires défaillantes simultanées. Néanmoins, les algorithmes présentés induisent une charge de calcul trop élevée pour les applications embarquées. Dans la suite de ce mémoire, plusieurs méthodes de contrôle d'intégrité sont développées afin de permettre la détection et l'identification de multiples mesures défaillantes simultanément sous la contrainte de coût calculatoire réduit.

Chapitre 4 :

Méthodes de localisation avec diagnostic des mesures GNSS.

Sommaire

4. 1. Introduction.....	60
4. 2. Comparaison entre un FK et un FI.....	62
4. 3. Méthode de localisation avec un diagnostic à base d'un banc d'observateurs à entrée inconnue.....	64
4.3. 1. Modèle d'évolution	64
4.3. 2. Modèle d'observation	65
4.3. 3. Initialisation du FIE.....	70
4.3. 4. Changements de configuration des satellites.....	72
4.3. 5. L'information mutuelle	76
4.3. 6. L'approche proposée.....	78
4.3. 7. Plateforme expérimentale	81
4.3. 8. Résultats de la première méthode - discussions.....	83
4.3. 9. Conclusion de la première méthode.....	86
4. 4. Méthode de localisation basée sur la projection des mesures dans l'espace informationnel.....	87
4.4. 1. Formulation du problème	87
4.3. 10. Modèle d'évolution	89
4.4. 2. Projection de défauts de mesures GNSS dans l'espace informationnel.....	90
4.4. 3. Résultats de l'algorithme PI avec des données réelles	92
4. 5. Conclusion du chapitre	93

4.1. Introduction

La mesure de la phase GNSS est généralement utilisée dans le mode de localisation différentielle avec ambiguïtés entiers [81]. Dans la dernière décennie, la mesure de la phase est utilisée pour estimer la position en mode absolu, ce mode de localisation attire l'attention pour plusieurs raisons. Par exemple, il ne nécessite pas de stations de base et utilise des opérations simplifiées de faibles coûts [78]. La mesure de phase souffre d'une source d'erreur commune qui est le glissement de cycle connu par l'appellation anglo-saxon Cycle Slips (CS). Le CS est le principal problème de mesure de phase. Dans la littérature, on trouve plusieurs méthodes qui cherchent à résoudre ce problème. L'analyse par ondelettes peut servir à tester la disponibilité des CS [82]–[84]. Aussi, des méthodes basées sur l'utilisation d'un FK [34] et des méthodes de moindres carrées [85] sont conçues pour surveiller l'intégrité de la mesure de phase qui subit le CS. Une autre méthode, présentée en [86], comporte deux étapes, l'une pour exclure le grand CS et l'autre pour le petit CS.

On peut définir le CS comme la discontinuité dans l'enregistrement des phases qui fournit, entre deux époques de mesures GNSS, un nombre de cycles aberrant [84]. Il existe trois sources de CS :

- ❖ le CS provoqué par des obstructions du signal de satellite à cause des obstacles immobiliers dans un environnement urbain comme des bâtiments, des arbres...,
- ❖ le CS causé par le circuit interne du récepteur ainsi que par des problèmes liés au traitement de signal effectué au sein du récepteur,
- ❖ la faible élévation des satellites en vue peut provoquer également un CS.

Pour résoudre le problème de CS et détecter ce type de défaut de mesures GNSS ainsi que d'autres types de défauts de mesures, deux nouvelles méthodes de localisation avec une couche de contrôle et de surveillance de l'intégrité ont été développées dans ce chapitre.

Dans la première méthode, on utilise les mesures GNSS « Code et Phase » dans un Filtre d'Informationnel Etendue (FIE) avec un vecteur d'information de dimension variable pour estimer la position. Afin de contrôler et surveiller l'intégrité de la localisation, des résidus basés sur le rapport des logarithmes de vraisemblance (dit : Log Likelihood Ratio) sont élaborées. Un lien direct avec la métrique dit Information Mutuelle (IM) [87] est présenté. Ce résidu est utilisé pour quantifier la différence en termes de certitude entre un FIE principal et un ensemble de sous-filtre

(Sous-FIE). L'architecture de cette méthode est inspirée des méthodes de diagnostic à base d'observateur à entrée inconnue.

Le FIE est caractérisé par une étape de prédiction complexe et une étape de correction beaucoup plus simple que celle du FK. Cette caractéristique comporte de nombreux avantages pour le diagnostic en utilisant ce type de filtre et surtout dans le cas de détection de plusieurs défauts simultanés [87]–[89]. À cause de la dimension dynamique du vecteur d'information nécessaire au développement de la méthode de diagnostic proposée, une étape de gestion d'évènement est intégrée afin d'ajouter ou/et éliminer des éléments du vecteur d'information ainsi que les lignes correspondantes dans la matrice d'information [90], [91].

La deuxième méthode présentée fonctionne en mode Simple Différence (SD). Elle est basée également sur l'utilisation d'un FIE pour l'estimation de position et sur la forme de Projection d'Observations GNSS dans l'Espace Informationnel (POGEI) afin de contrôler et surveiller l'intégrité de la position estimée. Les POGEIs présentent les informations contenues dans les observations dans l'espace informationnel. Cette projection est la base de la couche de diagnostic de la deuxième méthode proposée dans ce chapitre.

Ce chapitre est organisé comme suit : nous présentons, tout d'abord, une comparaison entre un FKE et un FIE, basée sur le nombre d'itérations nécessaires pour chaque filtre pour l'estimation d'une position. Cette partie est intégrée dans ce chapitre afin de se rendre compte de la complexité algorithmique de chaque filtre. Ensuite, on montre les modèles des observations et le modèle d'évolution utilisés dans la première méthode pour modéliser un système GNSS. La couche de contrôle et de surveillance de l'intégrité est ensuite développée. Puis, la première méthode proposée est testée avec un jeu de données réelles afin de montrer les performances de détection et exclusion de mesures GNSS erronées.

Les modèles des observations et le modèle d'évolution utilisés dans la deuxième méthode de localisation sont ensuite présentés. La méthode de Projection Informationnel (PI) des mesures GNSS est présentée. Les performances de cette méthode sont validées par la suite avec des données réelles. Enfin, le chapitre se termine par une conclusion.

4.2. Comparaison entre un FK et un FI

Comme il a été mentionné auparavant, pour la fusion de données GNSS pour la localisation, un estimateur est nécessaire. Nous rappelons que le modèle d'observations de l'application GNSS est non-linéaire et il exige d'utiliser un estimateur non linéaire. Dans [92], le Filtre Particules (FP) est utilisé pour estimer la position. Un FP est caractérisé par une estimation de position précise et robuste, mais le temps de calcul nécessaire est très important et varie en fonction du nombre des particules utilisés. Afin d'estimer la position sans avoir des problèmes de temps réel, dans [93] les auteurs utilisent un FKE et dans [94] les auteurs mettent en œuvre un FK non-biaisé (FKU). Pour avoir plus d'information sur la différence entre un FKU et un FKE, le lecteur peut se référer aux travaux présentés dans [94]. Sans être exhaustif, nous pouvons citer certains points de différence entre ces deux filtres : Un FKU est plus précis et plus robuste qu'un FKE mais le temps de calcul d'un FKU est bien plus important qu'un FKE. Dans [2], [95], [96], les auteurs utilisent un FIE pour estimer la position qui est caractérisé par une étape de correction bien plus simple par rapport aux autres types de filtres. Dans [20], les auteurs montrent qu'un FKE et un FIE sont équivalents au niveau d'estimation. Par contre, les différences entre FKE et FIE résident dans le temps de calcul et la stabilité numérique [20] ainsi que dans la représentation d'état du système (ξ_t) [97]. FKE utilise la forme quadratique pour représenter l'état du système ($\mathcal{N}(X_t, P_t)$), où X_t est le vecteur des moyennes et P_t est la matrice de variance-covariance de la distribution. Le FIE utilise la représentation canonique $\mathcal{N}(y_t, Y_t)$ qui est paramétrée par un vecteur d'information y_t et une matrice d'information Y_t . Il existe des relations qui permettent le passage d'une représentation à l'autre. Ces relations sont :

$p(\xi_t)$	$= \mathcal{N}(X_t, P_t)$
	$\equiv \exp\left(-\frac{1}{2}(\xi_t - X_t)^T P_t^{-1}(\xi_t - X_t)\right)$
	$\equiv \exp\left(-\frac{1}{2}\xi_t^T Y_t \xi_t + y_t \xi_t\right) \equiv \mathcal{N}(y_t, Y_t)$
	$y_t = P_t^{-1} X_t \qquad Y_t = P_t^{-1}$

Afin de comparer le temps de calcul de chaque filtre. Le tableau 4.1 montre le nombre d'opérations nécessaires pour chaque filtre (KFE, FIE) pour calculer une position. n représente le nombre de mesures et m représente la dimension du vecteur d'état. Pour plus de détails sur la méthode de calcul du nombre d'opérations, le lecteur peut se référer aux travaux de la référence [97].

Type de filtre	Nombre d'opération
<i>KFE</i>	$4m^3 + 4m^2n + mn + 3mn^2 + \frac{7}{2}m^2 - \frac{3}{2}m + \frac{1}{6}(16n^3 - 3n^2 - n)$
<i>FIE</i>	$2n^2m + nm^2 + 2nm + \frac{1}{6}(80m^3 + 60m^2 - 32m)$

Tableau 4. 1 : Nombre d'opérations nécessaires à chaque filtre dans le processus de fusion des données.

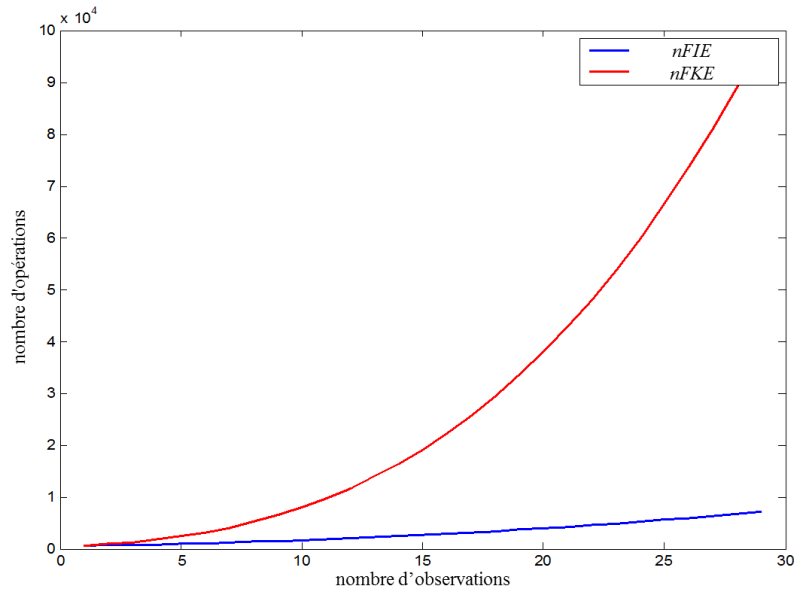


Figure 4. 1 : Variation du nombre d'opérations en fonction du nombre d'observations.

La variation du nombre d'opérations en fonction du nombre d'observations est représentée dans la figure 4.1. $nFKE$ et $nFIE$ représentent le nombre d'opérations nécessaires d'un KFE et d'un FIE pour estimer une position. La figure 4.1 montre que le $nFKE$ devient bien plus grand que $nFIE$ lorsque n est supérieur à 7. En effet, dans les applications GNSS, n est dans la plupart des cas plus grand que m (et supérieur à 7). En réalité, c'est une des raisons qui nous a poussé à choisir l'utilisation d'un FIE pour la fusion de données et pour l'estimation de la position.

4.3. Méthode de localisation avec un diagnostic à base d'un banc d'observateurs à entrée inconnue

Dans cette section, nous présentons une méthode de localisation GNSS avec une couche de diagnostic basée sur l'utilisation d'un banc de FIE à entrée inconnue. Des tests de détection des mesures erronées sont élaborés. Ces tests sont basés sur l'utilisation des résidus conçus avec des métriques informationnelles. Des essais grandeurs naturees sont réalisés afin d'évaluer les performances de la méthode proposée.

4.3.1. Modèle d'évolution

Le vecteur d'état (X_t) utilisé dans la première méthode proposée est défini dans l'équation suivante :

$$X_t = [x_t, y_t, z_t, \dot{x}_t, \dot{y}_t, \dot{z}_t, c \partial_t, c \dot{\partial}_t, N_1, \dots, N_n] \quad (4.1)$$

Où $[x_t, y_t, z_t]$ sont les coordonnées cartésiennes du récepteur GNSS, $[\dot{x}_t, \dot{y}_t, \dot{z}_t]$ représentent les composantes de la vitesse du récepteur, $[c \partial_t, c \dot{\partial}_t]$ l'erreur de l'horloge et la dérive de l'horloge et $[N_1, \dots, N_n]$ sont les ambiguïtés de mesures de phase.

Considérons un système en évolution sous l'hypothèse que la vitesse entre deux périodes est constante et que le système a un modèle d'évolution linéaire. La prédiction d'état du système (\check{X}_t) est donnée par l'équation suivante :

$$\check{X}_t = F \cdot \hat{X}_{t-1} + v_t \quad (4.2)$$

\hat{X}_{t-1} représente l'état estimé à l'instant $t - 1$, F désigne la matrice de transition. F est donnée par :

$$F = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & J_n \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Où, J_n est une matrice d'identité ($n \times n$), n est le nombre de satellites visibles, T est la période d'échantillonnage (dans l'application GNSS T est égale à une seconde) et v_t est le bruit du modèle. v_t est donné par :

$$v_t = T \begin{bmatrix} q_x v_t^x & 0 \\ 0 & q_N J_n \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

v_t^x est une matrice (6×6) de bruit du système cinématique [98]; q_x est un paramètre qui caractérise la dynamique du système. Les valeurs faibles de q_x indiquent que le système se déplace avec une dynamique faible, tandis que les grandes valeurs de q_x indiquent que le système se déplace avec une dynamique forte. Ainsi, la valeur de q_N caractérise le comportement d'ambiguïtés exactement de la même manière dans laquelle q_x caractérise le comportement dynamique du système.

4.3. 2. *Modèle d'observation*

Dans le cas des mesures GNSS, le modèle d'observation a une forme non linéaire :

$$\zeta_t = h(X_t) + \varpi(t) \quad (4.5)$$

Où ζ_t représente le vecteur de mesures GNSS, $h(.)$ est la fonction du modèle d'observation et ϖ_t désigne le bruit d'observation modélisé comme un bruit blanc Gaussien non corrélé.

Le modèle d'observation est linéarisé autour de l'état à estimer pour obtenir la forme linéaire du modèle d'observation :

$$\zeta_t = \check{\zeta}_t + H. (X_t - \check{X}_t) + \varpi(t) \quad (4.6)$$

$$z_t = H. (X_t - \check{X}_t) + \varpi(t) \quad (4.7)$$

$$z_t = \zeta_t - \check{\zeta}_t \quad (4.8)$$

Cette linéarisation peut être réalisée par un développement de Taylor de premier ordre. Avec, H est la matrice d'observation et $\check{\zeta}_t$ est le vecteur de mesures prédites.

4.3.2. 1. *Modèle de mesure de la pseudo-distance*

La mesure de la pseudo-distance est utilisée pour estimer la position du récepteur et l'ambiguïté de mesure de la phase. Elle peut être exprimée comme suit :

$$\rho_t^i = p_t^i + Ion_t^i + T_t^i + c(\partial_t - \partial_t^i) + \epsilon_t^i \quad (4.9)$$

Où p_t^i est la distance réelle entre le récepteur et le satellite i , Ion_t^i et T_t^i sont respectivement les erreurs ionosphériques et troposphériques de satellite i , ∂_t et ∂_t^i représentent respectivement les erreurs d'horloge du récepteur et du satellite i . ϵ_t^i est le bruit de mesure du code.

T_t^i est estimée par l'algorithme Saastamoinen [99] et Ion_t^i est calculée à l'aide de l'équation (4.10). En effet, il est admis que les retards de l'ionosphère pour les mesures de φ et de ρ ont les mêmes valeurs avec un signe opposé [81].

$$Ion_t^i = abs((\varphi_t^i + N_t^i)\lambda - \rho_t^i)/2 \quad (4.10)$$

Où, N_t^i est la valeur de l'ambiguïté de phase du satellite i à l'instant t .

L'observation du code du satellite i (z_ρ^i) est donnée par l'équation suivante :

$$z_\rho^i(t) = \rho_t^i - \check{\rho}_t^i - Ion_t^i - T_t^i - c(\partial_t - \partial_t^i) \quad (4.11)$$

où $\check{\rho}_t^i$ est donnée par :

$$\check{\rho}_t^i = \sqrt{(x_t^i - \check{x}_t)^2 + (y_t^i - \check{y}_t)^2 + (z_t^i - \check{z}_t)^2} \quad (4.12)$$

$\check{\rho}_t^i$ est calculée en utilisant les coordonnées de prédiction du récepteur ($\check{x}_t, \check{y}_t, \check{z}_t$) et les coordonnées de satellite i (x_t^i, y_t^i, z_t^i).

Le vecteur d'observation du code pour tous les satellites peut être écrit comme suit :

$$z_\rho(t) = \begin{bmatrix} z_\rho^1(t) \\ \vdots \\ z_\rho^n(t) \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

La matrice d'observations utilisée pour calculer la position du récepteur basée sur z_ρ est donnée par :

$$H_\rho(t) = \begin{bmatrix} \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \nabla h_{x_r}^i & \nabla h_{y_r}^i & \nabla h_{z_r}^i & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

$$\nabla h_{x_r}^i = \frac{\partial R_{\check{x}_t}^{x_t^i}}{\partial x} = -\frac{x_t^i - \check{x}_t}{\check{\rho}_t^i} \quad (4.15)$$

$$\nabla h_{y_r}^i = \frac{\partial R_{\check{y}_t}^{y_t^i}}{\partial y} = -\frac{y_t^i - \check{y}_t}{\check{\rho}_t^i} \quad (4.16)$$

$$\nabla h_{z_r}^i = \frac{\partial R_{\check{z}_t}^{z_t^i}}{\partial z} = -\frac{z_t^i - \check{z}_t}{\check{\rho}_t^i} \quad (4.17)$$

La matrice de covariance du bruit correspondant au module de code est donnée par l'équation (4.18), où, on suppose que les mesures des pseudo-distances sont non corrélées entre elles. Pour avoir plus de détail sur le choix des valeurs, le lecteur peut se référer aux travaux de la référence [25] :

$$R_\rho = \nabla_\rho^2 \cdot J_n \quad (4.18)$$

Où ∇_ρ^2 est la variance du bruit de l'observation du code.

4.3.2. 2. *Modèle de la phase de la porteuse*

L'équation de mesure de phase (φ_t^i) est décrite comme suit :

$$\lambda \varphi_t^i = p_t^i - I o n_t^i + T_t^i + c(\partial_t - \partial_t^i) - \lambda N_t^i + \epsilon_{\varphi_t}^i \quad (4.19)$$

Où λ est la longueur d'onde de la porteuse, $\epsilon_{\varphi_t}^i$ est le bruit de la phase.

La figure 4.2 représente la relation entre la mesure de la pseudo-distance, de la phase et de l'ambiguïté. Cette relation peut être écrite comme suit :

$$\rho_t = \lambda(N_t + \varphi_t) \quad (4.20)$$

Où N_t est le vecteur d'ambiguïté de phase, λ représente la longueur d'onde de la porteuse, ρ_t et φ désignent l'ensemble des mesures de la pseudo-distance et de la phase pour tous les satellites visibles à un instant t , ρ_t et $(\varphi_t + N_t) \lambda$ sont les distances entre le récepteur GNSS et les satellites visibles à l'instant t , $\rho_t - \lambda \varphi_t$ est la combinaison utilisée entre les mesures de la pseudo-distance et de la phase pour calculer la valeur d'ambiguïté.

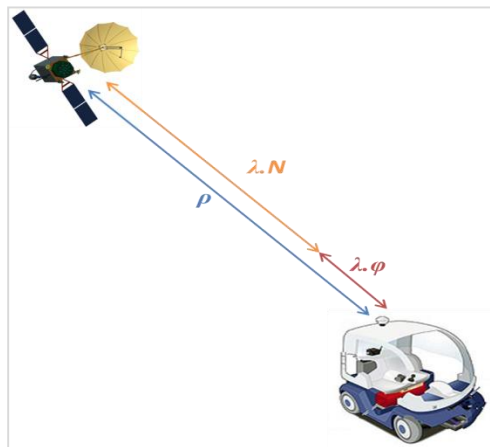


Figure 4. 2 : La relation entre les mesures GNSS.

La relation entre les valeurs d'ambiguïtés de phase à l'instant $t - 1$ et t est montrée dans l'équation suivante :

$$N_t = N_{t-1} + q_N \quad (4.21)$$

N_{t-1} est un vecteur d'ambiguïtés de la phase à l'instant $t - 1$. Dans la formule classique, q_N est défini avec une valeur très faible [81]. Par conséquent, on peut utiliser N_{t-1} avec les mesures de phases à l'instant t pour calculer les distances entre les satellites observés et le récepteur. Ensuite, l'équation de mesure de la phase (φ_r^s) est décrite comme suit :

$$\lambda \varphi_t^i = p_t^i - Ion_t^i + T_t^i + c(\partial_t - \partial_t^i) - \lambda N_{t-1}^i + \epsilon_{\varphi_i} \quad (4.22)$$

Ensuite, N_{t-1} peut être utilisé dans le modèle d'observations de phases ($z_\varphi(t)$) à l'instant t :

$$z_\varphi^i(t) = \lambda(\varphi_t^i + N_{t-1}^i) - \check{\rho}_t^i + Ion_t^i - T_t^i - c(\partial_t - \partial_t^i) \quad (4.23)$$

$$z_\varphi(t) = \begin{bmatrix} z_\varphi^1(t) \\ \vdots \\ z_\varphi^n(t) \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

La matrice d'observations associée à la mesure de phase est la même que $H_\rho(t)$:

$$H_\varphi(t) = H_\rho(t) \quad (4.25)$$

La matrice de covariance du bruit de phase est présentée dans l'équation suivante, où, on suppose que les mesures des phases sont non corrélées entre elles [25] :

$$R_\varphi = \nabla_\varphi^2 \cdot J_n \quad (4.26)$$

∇_φ^2 est la variance du bruit de la mesure de phase.

4.3.2. 3. *Modèle d'ambiguïtés de la mesure de phase*

La mesure d'ambiguïté est une combinaison de mesure de pseudo-distance et de la phase (voir l'équation (4.20) et la figure 4.2). Ensuite, l'équation de mesure d'ambiguïtés (N_t^i) est écrite comme suit :

$$N_t^i = \rho_t^i - \lambda \varphi_t^i - 2 * Ion_t^i + \epsilon_{N_t^i} \quad (4.27)$$

Où $\epsilon_{N_t^i}$ est le bruit sur l'ambiguïté.

L'observation d'ambiguïté du satellite i (z_N^i) est donnée par l'équation suivante :

$$z_N^i(t) = \rho_t^i - \lambda\varphi_t^i - 2 * Ion_t^i - \lambda N_{t-1}^i \quad (4.28)$$

Le vecteur d'ambiguïté pour tous les satellites observés peut être exprimé comme suit :

$$z_N(t) = \begin{bmatrix} z_N^1(t) \\ \vdots \\ z_N^n(t) \end{bmatrix} \quad (4.29)$$

La matrice d'ambiguïtés est présentée comme suit :

$$H_N(t) = [-\lambda * J_n] \quad (4.30)$$

La matrice de covariance du bruit d'ambiguïté est présentée dans l'équation suivante. Pour avoir plus de détails sur le choix des valeurs, le lecteur peut se référer aux travaux de la référence [34] :

$$R_N = \nabla_N^2 \cdot J_n \quad (4.31)$$

$$\nabla_N^2 = \sqrt{\nabla_\varphi^2 + \nabla_\rho^2} \quad (4.32)$$

4.3.2. 4. *Combinaison des mesures GNSS*

Afin d'intégrer les observations dans un FIE, il est nécessaire de construire un nouveau vecteur d'observation z ainsi qu'une nouvelle matrice d'observations H . Ils sont présentés dans les équations suivantes :

$$z(t) = \begin{bmatrix} z_\varphi(t) \\ z_\rho(t) \\ z_N(t) \end{bmatrix} \quad (4.33)$$

$$H_t = \begin{bmatrix} H_\varphi(t) \\ H_\rho(t) \\ H_N(t) \end{bmatrix} \quad (4.34)$$

Le vecteur d'observations se compose en trois parties: phase, pseudo-distance et ambiguïté. Afin de déterminer la matrice de covariance du bruit (R) de toutes les observations, on suppose que les mesures des pseudo-distances et des phases sont non corrélées entre elles. Mais nous supposons que les mesures d'ambiguïtés sont corrélées avec les mesures de pseudo-distance et de la phase [34], [90].

$$R = \begin{bmatrix} R_\varphi & 0 & R_{\varphi N} \\ 0 & R_\rho & R_{\rho N} \\ R_{N\varphi} & R_{N\rho} & R_N \end{bmatrix} \quad (4.35)$$

$$R_{\varphi N} = R_{N\varphi} = \nabla_{\varphi N}^2 \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & \dots & 0.5 \\ 0.5 & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0.5 \\ 0.5 & \dots & 0.5 & 0.5 \end{bmatrix} \quad (4.36)$$

$$\nabla_{\varphi N}^2 = \sqrt{\nabla_\varphi^2 + \nabla_N^2} \quad (4.37)$$

$$R_{\rho N} = R_{N\rho} = \nabla_{\rho N}^2 \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & \dots & 0.5 \\ 0.5 & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0.5 \\ 0.5 & \dots & 0.5 & 0.5 \end{bmatrix} \quad (4.38)$$

$$\nabla_{\rho N}^2 = \sqrt{\nabla_N^2 + \nabla_\rho^2} \quad (4.39)$$

4.3.3. Initialisation du FIE

L'initialisation du FIE est un point bien important de la procédure de fusion. Pour se faire, on commence par une première estimation de la position du récepteur à l'aide de l'algorithme de Bancroft [100], en supposant qu'il existe une erreur de quelques mètres. Le résultat de Bancroft est ensuite utilisé comme une position approximative dans la méthode des moindres carrés. Afin d'obtenir une position plus précise et d'estimer également une initialisation de l'erreur de l'horloge du récepteur, la position résultante de la méthode des moindres carrés est utilisée comme une position initiale du récepteur GNSS $[x_0, y_0, z_0]$. La vitesse du récepteur $[\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0]$ peut-être initialisée à zéro, sous l'hypothèse que le récepteur est initialement au repos. La figure 4.3 présente une schématisation de cette démarche d'initialisation.

Enfin, y_0, Y_0 peuvent être calculées en utilisant les équations suivantes :

$$Y_0 = (P_0)^{-1} \quad (4.42)$$

$$y_0 = (P_0)^{-1} * X_0 \quad (4.43)$$

4.3.4. *Changements de configuration des satellites*

Dans la cadre de cette étude, les ambiguïtés de mesures de phase (N) font partie du vecteur et de la matrice de l'information (y, Y). Chaque N_i est représenté par : un élément du vecteur y et une ligne de la matrice Y . En réalité, des événements peuvent se produire pendant le processus de positionnement tels que les changements de la configuration des satellites et des pertes du signal satellitaire. Ces événements peuvent entraîner un changement dans la configuration de N d'un instant à l'autre.

Dans la suite de ce paragraphe, une étape a été intégrée dans la méthode afin de gérer ces événements de perte ou d'ajout de satellite GNSS.

4.3.4.1. *Perte de satellite*

Lorsque pour une raison quelconque un satellite S_i qui était visible à l'instant t devient invisible à l'instant $t + 1$, la matrice H_{t+1} perd automatiquement les lignes qui correspondent aux mesures de ce satellite (pour les mesures du code et de la phase et d'ambiguïtés). De la même façon, il faut aussi éliminer y_{N_i} de y_t et la $i^{\text{ème}}$ ligne de Y_t correspondants à ce satellite.

L'élimination de variables d'un vecteur d'information et les variances-covariances correspondantes de sa matrice d'information ne peut se faire d'une façon simpliste quand on manipule des vecteurs aléatoires. En réalité, ça implique un processus plus ou moins lourd appelé marginalisation.

La marginalisation est le processus utilisé pour éliminer les variables d'un vecteur aléatoire et leurs lignes correspondantes de sa matrice d'information [102]. Le processus de marginalisation (figure 4.4) permet de passer d'un espace composé de deux sous-espaces à un espace correspondant à un des deux sous-espaces [103].

Dans la suite de ce paragraphe, nous considérons $\xi = [\xi^+, \xi^-]^T$ un vecteur d'état avec une distribution Gaussienne décomposé en deux sous-vecteurs respectivement $\xi^+ = [\xi_1^+, \dots, \xi_b^+]^T$ et $\xi^- = [\xi_1^-, \dots, \xi_r^-]^T$ (de dimensions respectives b et r). Nous notons p_ξ la densité de probabilité associée à ce vecteur. La marginalisation sur ξ^- :

$$p_{\xi^+} = \int p_{\xi} d\xi^- \quad (4.44)$$

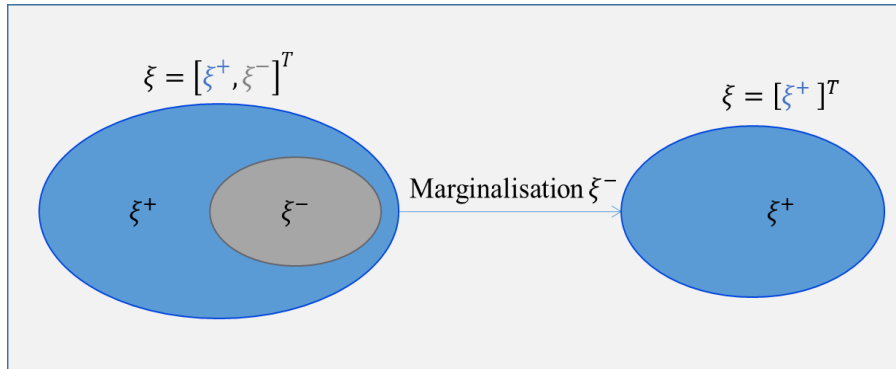


Figure 4. 4 : Exemple de marginalisation sur ξ^- .

Notons qu'un vecteur d'état (ξ) aléatoire avec une distribution Gaussienne peut être paramétré avec la forme canonique par un vecteur d'information y_t et une matrice d'information Y_t .

$$p_{\xi_t} = \exp\left(-\frac{1}{2}\xi_t^T Y_t \xi_t + y_t \xi_t\right) \quad (4.45)$$

Afin d'illustrer le processus de marginalisation, on présente dans la figure 4.5 un scénario éventuel pour le positionnement par système GNSS sur deux instants successifs (t et $t+1$). Dans ce scénario, on a une variation du nombre de satellites observés. Le satellite 5 (S_5) est observé seulement à l'instant t . Pour cela, il faut effectuer une marginalisation du satellite S_5 à partir de y_t et Y_t .

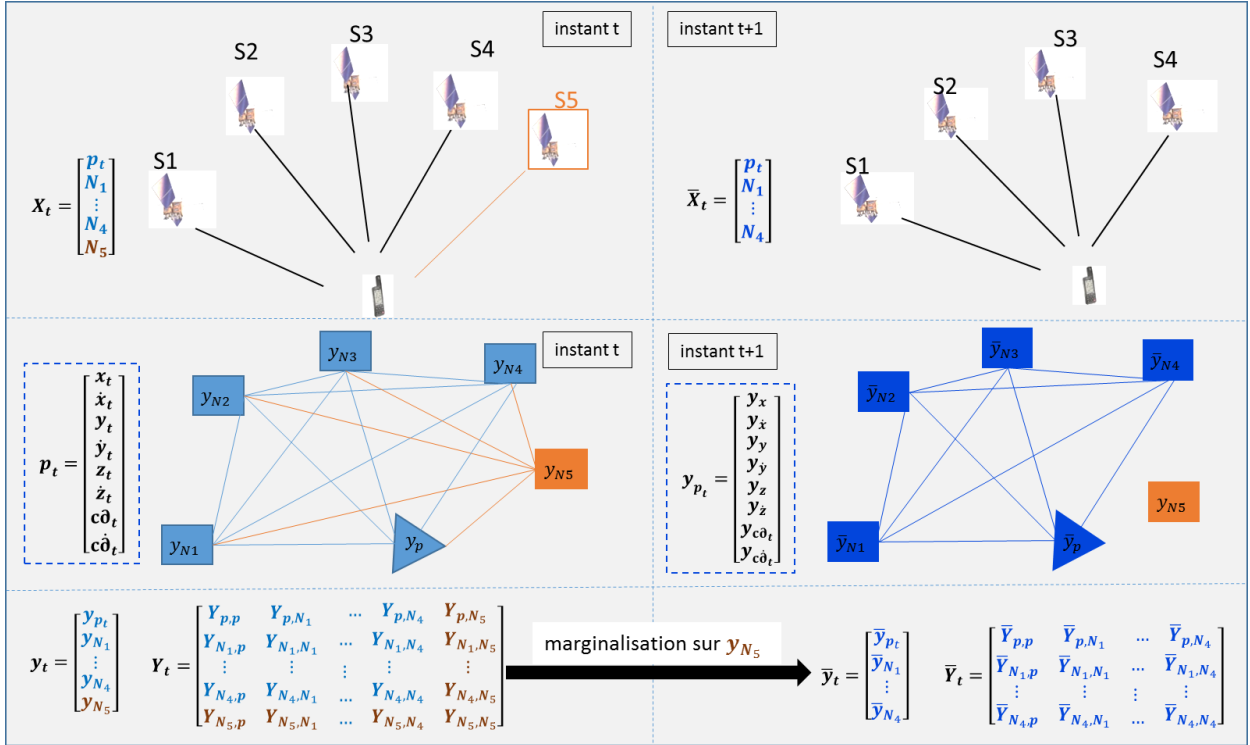


Figure 4. 5 : Un scénario potentiel pour le positionnement par système GNSS sur deux instants successifs.

Pour marginaliser S_5 , on divise le vecteur d'information y en deux sous-vecteurs, y^- et y^+ et la matrice d'information Y en quatre sous-matrices Y^- , Y^+ , Y^{\mp} et Y^{\pm} , où, y^+ et Y^+ sont constitués des informations des coordonnées cartésiennes du récepteur, de composantes de vitesse du récepteur, d'erreurs de l'horloge, de la dérive de l'horloge et des ambiguïtés de mesures de phase (N) des satellites observés à l'instant t et $t + 1$ ($[N_1 \dots N_4]$). y^- et Y^- constituent les ambiguïtés des satellites visibles seulement à l'instant t ($[N_5]$). Y^{\mp} et Y^{\pm} représentent la dépendance informationnelle entre y^- et y^+ .

En conséquence, la matrice et le vecteur de l'information sont divisés et exprimés par les équations suivantes :

$$Y_t = \begin{bmatrix} Y^+ & Y^{\pm} \\ Y^{\mp} & Y^- \end{bmatrix} \quad (4.46)$$

$$Y^+ = \begin{bmatrix} Y_{pp} & Y_{p,N^+} \\ Y_{N^+,p} & Y_{N^+,N^+} \end{bmatrix} \quad (4.47)$$

$$Y^{\mp} = Y^{\pm T} = \begin{bmatrix} Y_{N_5,p} & Y_{N_5,N^+} \end{bmatrix} \quad (4.48)$$

$$Y^- = \begin{bmatrix} Y_{N_5,N_5} \end{bmatrix} \quad (4.49)$$

$$y = \begin{bmatrix} y^+ \\ y^- \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y^+ \\ y_{N_5} \end{bmatrix} \quad (4.50)$$

$$y^+ = \begin{bmatrix} y_p \\ y_{N_1} \\ \vdots \\ y_{N_4} \end{bmatrix} \quad (4.51)$$

$$y_{p_t} = \begin{bmatrix} y_x \\ y_{\dot{x}} \\ y_y \\ y_{\dot{y}} \\ y_z \\ y_{\dot{z}} \\ y_{c\partial_t} \\ y_{c\dot{\partial}_t} \end{bmatrix} \quad (4.52)$$

Les équations de marginalisation sont données par :

$$\bar{Y}_t = Y^+ - Y^\mp (Y^-)^{-1} Y^\pm \quad (4.53)$$

$$\bar{y}_t = y^+ - Y^\mp (Y^-)^{-1} y^- \quad (4.54)$$

4.3.4. 2. Ajout de satellite

Lorsqu'un satellite S_i qui n'était pas visible à l'instant t et devient visible au temps $t + 1$, ses observations sont ajoutées automatiquement à la matrice H_{t+1} mais il est également nécessaire d'initialiser son ambiguïté dans y_{N_i} , Y_{N_i} comme si le satellite était visible à l'époque précédente (voir figure 4.6).

On utilise l'équation suivante pour initialiser N_i :

$$N_t^i = \frac{\check{\rho}_t^i - \lambda * \varphi_{t+1}^i}{\lambda} \quad (4.55)$$

En se basant sur la relation entre la représentation quadratique ($\mathcal{N}(X_t, \Sigma_t)$) et la représentation canonique ($\mathcal{N}(y_t, Y_t)$) d'état gaussienne ainsi que sur la variance estimée de l'ambiguïté initiale, y_{N_i} et Y_{N_i} peuvent se calculer en utilisant les équations suivantes :

$$y_{N_i} = (\sigma_N)^{-1} N_i(t) \quad (4.56)$$

$$Y_{N_i, N_i} = (\sigma_N)^{-1} \quad (4.57)$$

Enfin, \bar{Y}_t et \bar{y}_t sont calculés avec les équations suivantes :

$$\bar{Y}_t = \begin{bmatrix} Y_t & 0 \\ 0 & Y_{N_i, N_i} \end{bmatrix} \quad (4.58)$$

$$\bar{y}_t = \begin{bmatrix} y_t \\ y_{N_i} \end{bmatrix} \quad (4.59)$$

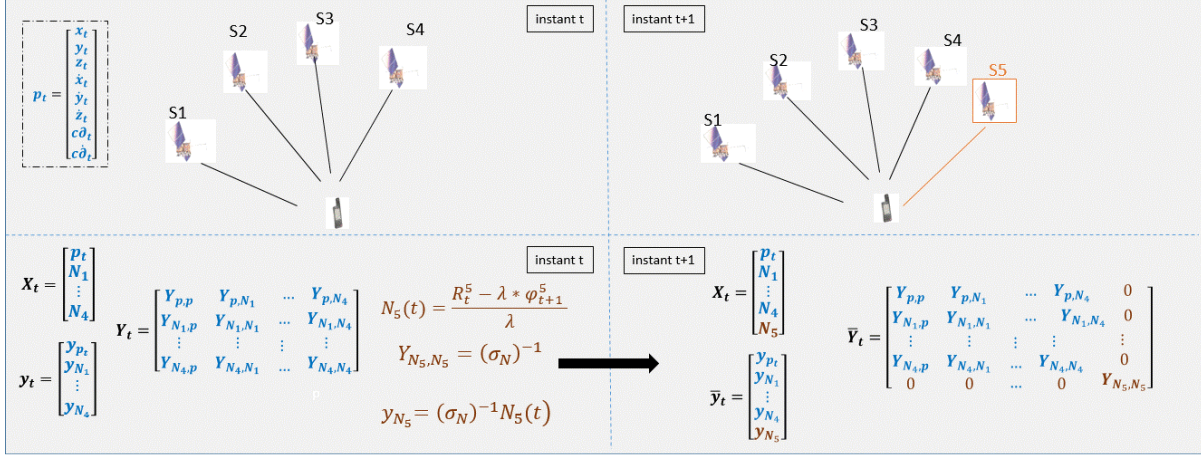


Figure 4. 6 : Deuxième scénario éventuel pour le positionnement par système GNSS pendant deux instants successifs.

4.3. 5. L'information mutuelle

Afin d'évaluer l'impact de l'information de chaque observation, un concept bien connu de la théorie de l'information est utilisé: l'Information Mutuelle (*IM*). L'*IM* a été introduite dans le cadre des travaux de Claude Elwood Shannon en 1949 [104], peu après avoir introduit l'entropie conditionnelle qui porte maintenant son nom [105]. L'*IM* mesure la dépendance statistique entre deux variables aléatoires (X, Z), elle représente leur degré de dépendance au sens probabiliste [35, 36]. Dans notre étude, l'*IM* est utilisée comme une mesure *a priori* de l'information qui pourra être gagnée par X après un ensemble d'observations Z . L'*IM* est définie dans [106] par :

$$I(X, Z) = -E \left\{ \ln \frac{p(X, Z)}{p(X) \cdot p(Z)} \right\} = -E \left\{ \ln \frac{p(X/Z)}{p(Z)} \right\} = -E \left\{ \ln \frac{p(Z/X)}{p(X)} \right\} \quad (4.60)$$

En termes d'entropie, l'*IM* est définie comme suit :

$$I(X, Z) = H(X) + H(Z) - H(X, Z) = H(X) - \bar{H}(X/Z) \quad (4.61)$$

Avec $H(Z)$ et $H(X)$ les entropies de X et Z respectivement. $\bar{H}(X/Z)$ et $\bar{H}(Z/X)$ sont les entropies conditionnelles.

4.3.5. 1. L'utilisation de l'information mutuelle pour le diagnostic

Comme il a été prouvé dans l'équation (4.61), l'entropie d'un vecteur aléatoire X de dimension f , tiré de la distribution Gaussienne $N(\psi, o)$ peut s'écrire sous la forme [106] :

$$I(X, Z) = \frac{f}{2} + f \cdot \frac{\ln(2\pi)}{2} + \ln \frac{|P(X)|}{2} - \left(\frac{f}{2} + f \cdot \frac{\ln(2\pi)}{2} + \ln \frac{|P(X/Z)|}{2} \right) \quad (4.62)$$

$$I(X, Z) = \frac{1}{2} \ln \frac{|P(X)|}{|P(X/Z)|} \quad (4.63)$$

Dans la littérature, on trouve différentes catégories des méthodes de diagnostic. Une des catégories consiste à élaborer des résidus qui permettent de tester la cohérence entre des mesures observées à l'instant t et ceux prédits avec un modèle analytique à l'instant $t - 1$ [95]. Pour élaborer ce type de test de cohérence, certaines méthodes utilisent les rapports de vraisemblance entre les probabilités (en anglais Log-Likelihood ratio Test (*LLT*)). Dans nos travaux, nous utilisons ce type de test.

Dans notre cas, l'objectif d'un *LLT* vise à comparer la certitude de l'estimation fournie par un filtre principal en utilisant les n observations disponibles par rapport à la certitude de l'estimation fournie par un banc de sous-filtre tel que chaque sous-filtre utilise une combinaison unique de $n - 1$ observations. Les *LLTs* proposés pour les mesures de pseudo-distance et de phase sont présentés dans les équations suivantes :

$$LLT_{\rho}^i(t) = \frac{1}{2} \ln \frac{\left| \check{Y}_t + \left[\sum_{\substack{j=1 \\ i \neq j}}^n I_{\rho}^j(t) \right] \right|}{\left| \check{Y}_t + \sum_{j=1}^n I_{\rho}^j(t) \right|} \quad (4.64)$$

$$LLT_{\varphi}^i(t) = \frac{1}{2} \ln \frac{\left| \check{Y}_t + \left[\sum_{\substack{j=1 \\ i \neq j}}^n I_{\varphi}^j(t) \right] \right|}{\left| \check{Y}_t + \sum_{j=1}^n I_{\varphi}^j(t) \right|} \quad (4.65)$$

Où,

$$I_{\rho}^i(t) = H_{\rho}^T(i, :) * \theta_{\rho}^i(t) * H_{\rho}(i, :) \quad (4.66)$$

$$I_{\varphi}^i(t) = H_{\varphi}^T(i, :) * \theta_{\varphi}^i(t) * H_{\varphi}(i, :) \quad (4.67)$$

$$\theta_{\rho}^i = |\check{\rho}_t^i - \rho_t^i|^{-1} \quad (4.68)$$

$$\theta_{\varphi}^i = |\check{\rho}_t^i - \lambda(\varphi_t^i + N_t^i)|^{-1} \quad (4.69)$$

θ_{ρ}^i est l'estimation de l'erreur d'observation du code, θ_{φ}^i représente l'estimation de l'erreur d'observation de la phase du signal de fréquence $L1$ du satellite i .

4.3. 6. L'approche proposée

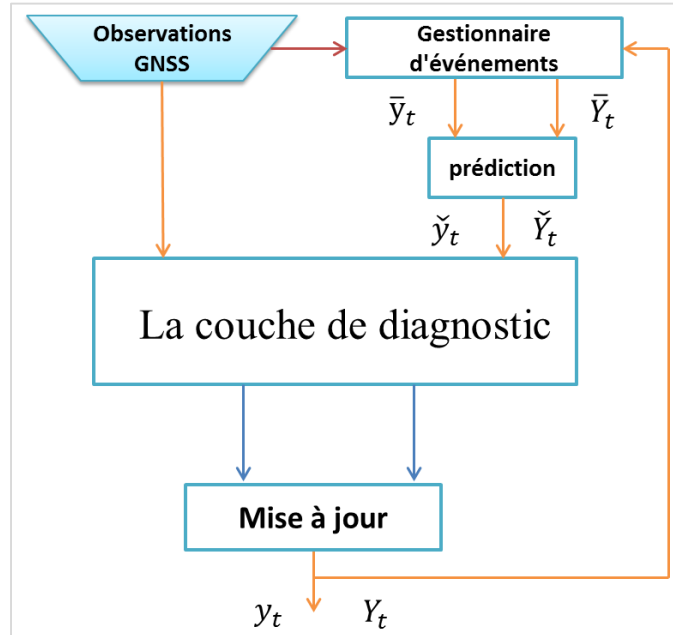


Figure 4. 7 : Schéma bloc de la première méthode proposée.

La figure 4.7 représente le schéma bloc de la méthode de localisation avec une couche de diagnostic qui permet de contrôler et de surveiller l'intégrité de l'estimation de la position. Cette méthode est composée de cinq parties :

- 1- L'acquisition de données réelles se fait dans la première étape. Dans nos travaux, nous avons utilisé principalement le logiciel goGPS comme outil d'acquisition de mesures GNSS brutes. Le paragraphe 4.3.7 est dédié pour la présentation du récepteur GNSS ainsi que les autres outils utilisés pour l'acquisition des données.
- 2- La deuxième partie concerne la gestion des évènements présentée dans le paragraphe 4.3.4. Dans cette étape, nous gérons la variation de la dimension du vecteur et de la matrice d'information pour adapter l'état du système avec le changement de configuration des satellites.
- 3- La troisième partie est la phase de prédiction du FIE du filtre principal.

- 4- La quatrième partie concerne la couche de diagnostic qui permet d'identifier et d'exclure les mesures erronées. Une approche de diagnostic a été développée (Figure 4.8). Cette approche comprend trois étapes :
 - i. Générer un filtre FIE principal et n sous-filtres FIE utilisés pour l'isolation des mesures erronées;
 - ii. Calcule des tests *LLT* pour chaque mesure, où *LLT* compare la certitude de chaque sous filtre avec la certitude du filtre principal. Les changements dans les valeurs des *LLT* sont utilisés pour la détection des mesures erronées;
 - iii. La détection et isolation des erreurs se font par une comparaison entre les *LLTs* et un seuil fixé d'une façon heuristique. Toutes les mesures avec un *LLT* au-dessus de ce seuil sont à exclure.
- 5- La dernière partie de l'approche proposée est l'étape de «mise à jour» utilisant les mesures validées par la couche diagnostic afin d'obtenir une estimation de position plus intègre et plus précise.

Dans la figure 4.8, une présentation schématique plus détaillée de l'approche développée est proposée. Cette présentation intègre une description détaillée de l'architecture de diagnostic élaborée avec le banc de filtres ainsi que les différents tests utilisés.

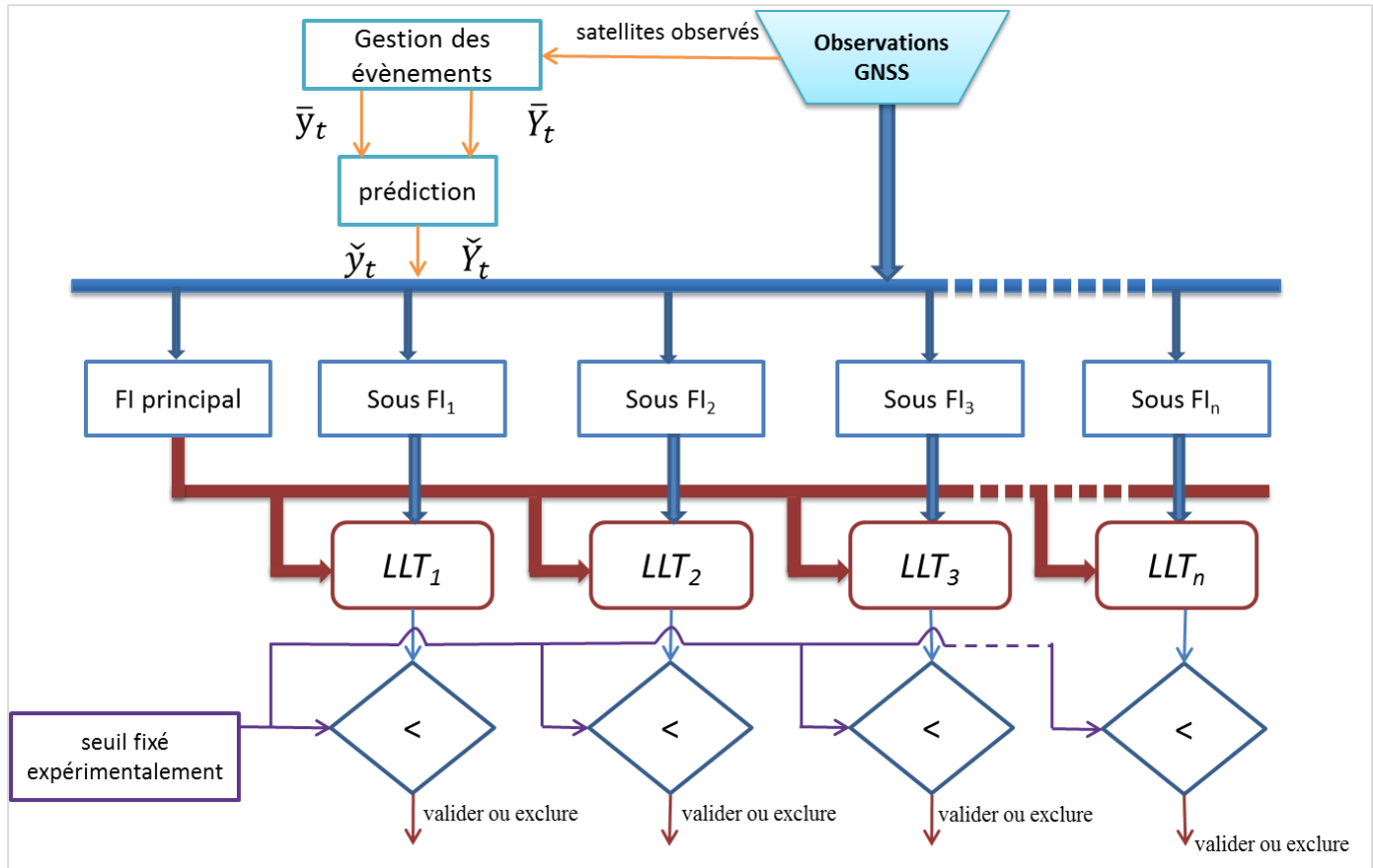


Figure 4. 8 : Schéma bloc de la méthode de diagnostic proposée.

Pour plus de détails, Algo 4.1 montre les étapes de l'algorithme proposé :

1. Générer une position initiale et une valeur initiale d'ambiguïté à l'aide de moindres carrées;
2. For $k = 1: K$ (K est le nombre d'époque)
3. Étape de prédiction
 - a. Adaptation de y et de Y avec le changement de configuration des satellites.
 - b. Prédiction du vecteur et de la matrice d'information (\check{y}_t, \check{Y}_t);
4. Étape de diagnostic
 - a. Calcule les LLT .
 - b. Détection des mesures erronées en comparant le LLT de chaque mesure avec un seuil ~ 0.4 . (un défaut est détecté si le $LLT_i > 0.4$);
 - c. Exclusion des mesures erronées du processus de fusion de données;
5. Étape de mise à jour
 - a. Mise à jour du vecteur et de la matrice d'information (\hat{y}_t, \hat{Y}_t).

Algo.4. 1 : Les étapes de l'algorithme de la méthode de localisation proposée.

4.3.7. Plateforme expérimentale

Dans la suite, nous présentons le matériel et les outils logiciels utilisés dans le cadre de ce travail. Le récepteur utilisé est un u-blox EVK-6T qui permet de récupérer des données brutes avec deux types de formats ubx et RINEX.

Pour communiquer avec l'u-blox, plusieurs logiciels peuvent être utilisés. Le logiciel u-center, fourni par le constructeur du récepteur, permet de lancer des acquisitions, de visualiser des anciennes acquisitions, de paramétrer et de configurer le récepteur.

4.3.7.1. Le logiciel goGPS

Dans le cadre de nos développements, nous avons opté pour l'utilisation du logiciel goGPS qui est un logiciel dont le but est de réaliser du positionnement GNSS avec différents types de récepteurs GNSS ouverts. Il est doté d'un mode post-processing et un mode real-time (temps réel). Il a été développé sous Matlab. Il a pour but de fournir un outil pédagogique et générique pour l'étude des systèmes GNSS. Sa constitution permet d'implémenter et de tester de nouveaux algorithmes sous Matlab. Il est composé d'un ensemble de package Matlab gérant :

- Interface graphique
- Le mode post-processing
- Le mode Real-time
- Et de nombreuses fonctions utilisées pour le traitement de données GNSS sous différents types de formats ainsi que la configuration de différents types de récepteurs GNSS.

4.3.7.2. Utilisation du logiciel goGPS en temps réel et interfaçage avec u-blox

Dans cette partie, nous présentons l'interfaçage mode real-time du logiciel goGPS (figure 4.9) et le récepteur u-blox utilisé. Le logiciel goGPS dispose d'une interface temps réel qui propose à l'origine un choix entre trois marques de récepteurs GNSS : u-blox, Fastrax et SkyTraq. Récemment, un quatrième choix est proposé pour la marque NVS. Dans la suite, nous présentons brièvement le fonctionnement de ce logiciel.

4.3.7. 3. Interface Real Time

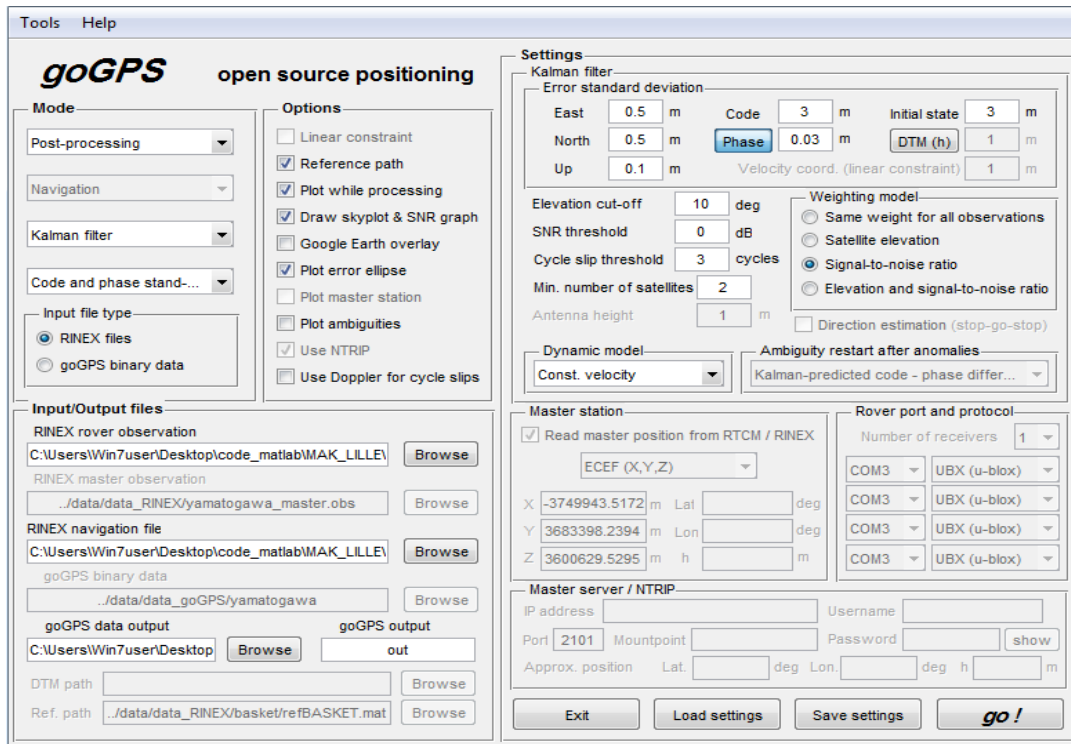


Figure 4. 9 : Interface Real-time goGPS.

Le logiciel goGPS propose plusieurs options d'acquisition de mesures en temps réel :

- Mode « Rover monitor » : Ce mode permet d'acquérir des données GNSS de l'u-blox en format binaire et classe les informations obtenues dans un fichier d'observation et un fichier de navigation de type binaire.
- Mode « Master monitor » : Ce mode permet de déterminer une position avec une précision différentielle (DGPS) en lançant une requête via internet à une station Master server/NTRIP (Network Transports of RTCM via Internet Protocol). Cette station Master est en réalité une station qui fournit des données RTCM 3.xx pour calculer la position et permet d'éliminer certaines sources d'erreurs.
- Mode « Rover and master monitor » : Ce mode de fonctionnement combine les 2 modes de fonctionnements précédents. C'est-à-dire, ce mode permet d'acquérir des données GNSS du récepteur u-blox. Cependant, la station Master server/NTRIP fournit des corrections en temps réel sur les données GNSS. Ces corrections peuvent être utilisées pour améliorer la précision au niveau des fichiers d'observation et de navigation.

- Mode « Navigation » : Cette option permet de réaliser en temps réel des tracés de la position des satellites en vues en temps réel. Ce mode utilise essentiellement des mesures reçues de l'u-blox corrigées par les données RTCM.

4.3. 8. Résultats de la première méthode - discussions

Nous présentons dans cette section les résultats de la première méthode proposée dans ce chapitre. Nous montrons les performances de l'algorithme de diagnostic proposé en utilisant des données réelles. Les expérimentations ont été réalisées au laboratoire CRISAL UMR CNRS 9189.

Un GPS ouvert (u-blox EVK-6T-open) a été utilisé pour l'acquisition des données. Nous avons effectués une dizaine d'essais. Les deux trajectoires montrées dans cette section ont été choisies car elles présentent beaucoup de CS et de trajets multiples des signaux GNSS. Le tableau 4.2 décrit les deux trajectoires expérimentales choisies.

Trajectoire	Type de GPS	Localisation	Nombre d'époques	Longueur de trajectoire
1	ublox EVK-6T-open	Cité Scientifique- Lille	191 époques	1077.11 m
2	ublox EVK-6T-open	Lille	1107 époques	17202.44 m

Tableau 4. 2 : Description de trajectoires expérimentales.

Comme illustré dans la figure 4.10 (ligne rouge), lorsque le système de positionnement prend en considération tous les satellites visibles sans appliquer un diagnostic des mesures GNSS afin de détecter et exclure les mesures erronées, un biais dans le positionnement est observé spécialement dans les zones entourées d'arbres et près du bâtiment.



Figure 4. 10 : Trajectoire sans la couche de contrôle et surveillance d'intégrité proposée.

Afin d'examiner la capacité des résidus développés dans le cadre de la méthode de diagnostic proposée pour détecter les différents types d'erreurs de mesures GNSS, une trajectoire de référence

est nécessaire. Dans ce travail, un GPS RTK (Thales Sagitta 02) avec des mesures de réalité terrain est utilisé afin d'avoir une trajectoire de référence qui nous permettra de calculer les erreurs en position de l'approche proposée. La trajectoire de référence est utilisée pour estimer la distance réelle entre le satellite i et le récepteur à l'instant t . Il est représenté par la variable p_t^i . Ensuite, on calcul l'erreur réelle des observations ρ et φ de tous les satellites à l'instant t représentées respectivement par $real_R_\rho^i(t)$ et $real_R_\varphi^i(t)$.

$real_R_\rho^i$ est calculé comme la différence entre p_t^i et ρ_t^i , $real_R_\varphi^i$ est la différence entre p_t^i et φ_t^i . Les équations de $real_R_\rho^i$ et $real_R_\varphi^i$ peuvent être écrite comme suit :

$$real_R_\rho^i(t) = p_t^i - (\rho_t^i - Ion_t^i - T_t^i - c(\partial_t - \partial_t^i)) \quad (4.70)$$

$$real_R_\varphi^i(t) = p_t^i - (\lambda(\varphi_t^i + N_{t-1}^i) + Ion_t^i - T_t^i - c(\partial_t - \partial_t^i)) \quad (4.71)$$

$$p_t^i = \sqrt{[(x_t^i - x_{RTK_t})^2 + (y_t^i - y_{RTK_t})^2 + (z_t^i - z_{RTK_t})^2]} \quad (4.72)$$

$(x_{RTK_t}, y_{RTK_t}, z_{RTK_t})$ sont les coordonnées du récepteur estimées par GPS RTK à l'instant t .

Figure 4.11 présente $real_R_\varphi$ et $real_R_\rho$ du satellite 21 et Figure 4.12 montre les LLT_φ et les LLT_ρ du même satellite. Les figures montrent un pic important qui apparaît avec $real_R_\rho$ et LLT_φ à 4 périodes différentes de l'essai : entre les instants 28 et 54, les instants 67 et 70 et à l'instant 91. Aussi, on peut voir que $real_R_\rho$ et LLT_ρ du satellite 21 varient de même façon sur toute la trajectoire expérimentale. Ensuite, ces figures (4.11 et 4.12) montrent que les LLT_ρ et LLT_φ peuvent détecter les mesures erronées du code et de la phase.

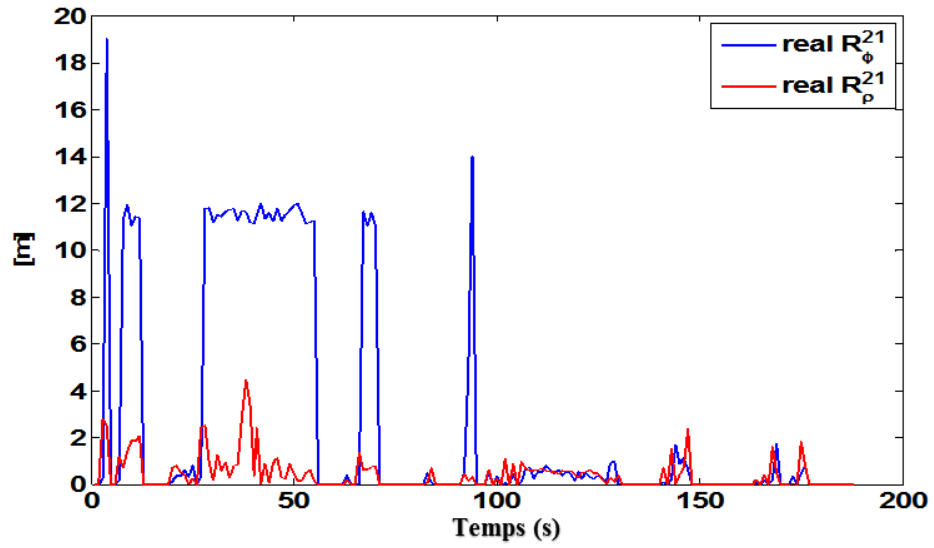


Figure 4. 11 : $real_{R_{\phi}}$ et $real_{R_{\rho}}$ pour satellite 21.

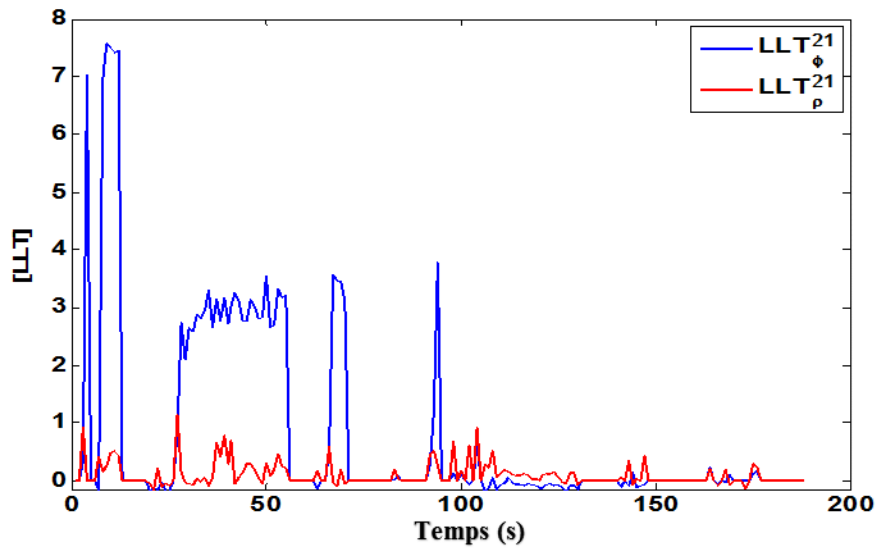


Figure 4. 12 : LLT_{ϕ} et LLT_{ρ} pour satellite 21.



Figure 4. 13 : Trajectoire 1 avec (bleu) est sans (rouge) la méthode de diagnostic proposée.

Les figures 4.13 et 4.14 montrent les performances et la précision de la méthode de CSI proposée.

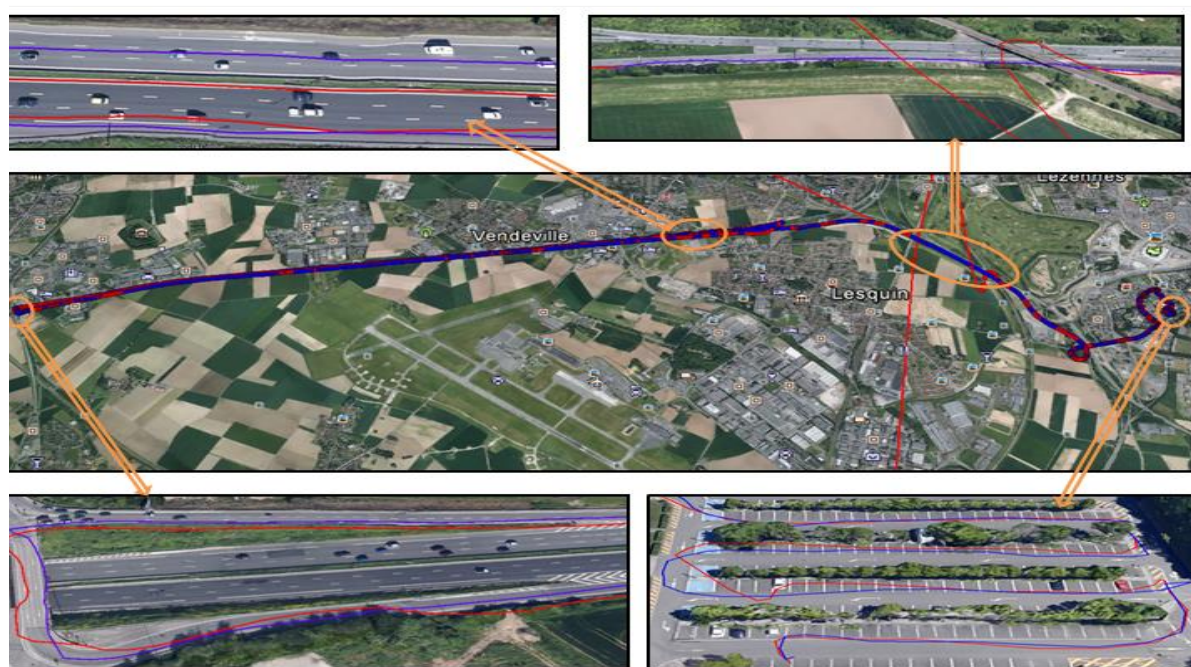


Figure 4. 14 : Trajectoire 2 avec (bleu) est sans (rouge) la méthode de diagnostic proposée.

4.3. 9. Conclusion de la première méthode

Dans la section précédente, on a présenté une nouvelle méthode d'estimation de la position avec une couche de diagnostic qui permet de détecter et exclure les défauts de mesure GPS. Cette méthode est basée sur l'utilisation des métriques probabilistes informationnelles. La méthode proposée a été testée avec des données réelles. Les performances, au niveau du diagnostic, permettent d'améliorer la précision de localisation à l'aide de mesures de code et de phase. Par

ailleurs, cette méthode présente l'inconvénient qu'on trouve dans la majorité des méthodes traitées dans la littérature qui est l'incapacité à gérer le cas des défauts multiples simultanés de mesures GPS.

4.4. Méthode de localisation basée sur la projection des mesures dans l'espace informationnel

Dans cette section, nous présentons une méthode de localisation avec diagnostic des mesures GNSS basée sur la projection de ces derniers dans l'espace informationnel.

4.4.1. Formulation du problème

Les mesures GNSS présentent plusieurs niveau de complexité tout d'abord au niveau du traitement du signal (modulation, propagation des ondes, bruit...), aussi au niveau d'extraction d'informations utiles pour la localisation. Dans cette méthode, nous utilisons une formulation du problème avec une représentation d'état qui nécessite un modèle d'évolution et un modèle d'observation.

4.4.1.1. Prétraitement de mesures de pseudo-distance

Afin de supprimer l'erreur d'horloge du récepteur, un prétraitement est effectué sur les mesures GNSS. Toutes les mesures de pseudo-distance sont soustraites mutuellement. Cette soustraction est appelée Simple Différence

(SD). La soustraction entre deux mesures est montrée dans l'équation suivante :

$$\begin{aligned} \Delta\rho_t^{i,j} &= \rho_t^i - \rho_t^j & (4.73) \\ &= (p_t^i - p_t^j) + (Ion_t^i - Ion_t^j) + (T_t^i - T_t^j) + C(\partial_t^i - \partial_t^j) + (\epsilon_t^i - \epsilon_t^j) \\ &= \Delta p_t^{i,j} + \Delta Ion_t^{i,j} + \Delta T_t^{i,j} - c\Delta\partial_t^{i,j} + \Delta\epsilon_t^{i,j} \end{aligned}$$

Le vecteur de mesures SD est présenté dans l'équation suivante :

$$\Delta\rho_t = \begin{bmatrix} \rho_t^1 - \rho_t^m \\ \vdots \\ \rho_t^n - \rho_t^m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\rho_t^{1,m} \\ \vdots \\ \Delta\rho_t^{n,m} \end{bmatrix} \quad (4.74)$$

où n est le nombre de mesures et ρ_t^m désigne la mesure de référence.

Afin de réduire le bruit dans les observations SD, nous choisissons la mesure ρ_t^m qui présente le rapport signal sur bruit le plus élevé. Il est important de tenir compte de l'élévation du satellite m . La qualité d'une mesure GNSS diminue avec la diminution de l'altitude [107]. En plus, l'erreur moyenne quadratique de mesure de pseudo-distance diminue de façon exponentielle quand l'altitude des satellites diminue [108]. Pour ces raisons, il convient de choisir le satellite qui a la plus grande élévation.

4.4.1.2. *Modèle d'observations*

Le modèle d'observation est linéarisé autour de l'état à estimer. Par suite, l'équation d'observation est écrite comme suit :

$$\Delta\rho_t = \Delta\check{\rho}_t + H(X_t - \check{X}_t) \quad (4.75)$$

où $\Delta\rho_t$ est le vecteur de mesure, H représente la matrice d'observation, X_t est le vecteur d'état à estimer, \check{X}_t désigne le vecteur d'état prédit à l'instant t et $\Delta\check{\rho}_t$ est le vecteur de mesures prédit. Le vecteur d'observation SD (z) à l'instant t peut-être écrit comme suit :

$$z_t = \begin{bmatrix} z_t^1 \\ \vdots \\ z_t^n \end{bmatrix} \quad (4.76)$$

$$z_t^i = [\rho_t^i - \rho_t^m] - [\check{\rho}_t^i - \check{\rho}_t^m] \quad (4.77)$$

Pour la synthèse du filtre, un vecteur d'état pour le modèle d'évolution est choisi :

$$X(t) = [x_t, y_t, z_t, \dot{x}_t, \dot{y}_t, \dot{z}_t] \quad (4.78)$$

où $[x_t, y_t, z_t]$ sont les coordonnées cartésiennes du récepteur GNSS et $[\dot{x}_t, \dot{y}_t, \dot{z}_t]$ sont les composantes de la vitesse du récepteur GNSS.

La matrice d'observations est montrée dans l'équation suivante :

$$HSD_t = \begin{bmatrix} HSD_t^1 \\ \vdots \\ HSD_t^n \end{bmatrix} \quad (4.79)$$

où HSD_t^i est la i^{ieme} ligne de la matrice HSD_t :

$$HSD_t^i = H_i - H_m \quad (4.80)$$

$$H_i = [\nabla h_{x_r}^i \quad \nabla h_{y_r}^i \quad \nabla h_{z_r}^i \quad 0 \quad 0 \quad 0] \quad (4.81)$$

où,

$$\nabla h_{x_r}^i = \frac{\partial R_{\check{x}_t}^{x_t^i}}{\partial x} = -\frac{x_t^i - \check{x}_t}{\check{\rho}_t^i} \quad (4.82)$$

$$\nabla h_{y_r}^i = \frac{\partial R_{\check{y}_t}^{y_t^i}}{\partial y} = -\frac{y_t^i - \check{y}_t}{\check{\rho}_t^i} \quad (4.83)$$

$$\nabla h_{z_r}^i = \frac{\partial R_{\check{z}_t}^{z_t^i}}{\partial z} = -\frac{z_t^i - \check{z}_t}{\check{\rho}_t^i} \quad (4.84)$$

La matrice de covariance du bruit correspondant au module d'observations est donnée par l'équation (4.85). Pour avoir plus de détail sur le choix des valeurs, le lecteur peut se référer aux travaux de la référence [34] :

$$R = \nabla_{\rho}^2 \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0.5 & \dots & \dots & 0.5 \\ 0.5 & 1 & 0.5 & \dots & 0.5 \\ \vdots & 0.5 & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & 1 & 0.5 \\ 0.5 & \dots & \dots & 0.5 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.85)$$

Où ∇_{ρ}^2 est la variance du bruit de l'observation du code.

4.3. 10. *Modèle d'évolution*

Considérons un système en évolution sous l'hypothèse que la vitesse entre deux périodes est constante et que le système a un modèle d'évolution linéaire. La prédiction d'état du système (\check{X}_t) est donnée par l'équation suivante :

$$\check{X}_t = F \cdot X_{t-1} + v_t \quad (4.86)$$

X_t représente l'état à estimer, F désigne la matrice de transition. F est donnée par :

$$F = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.87)$$

Où, v_t est le bruit du modèle et T est la période d'échantillonnage (dans l'application GNSS T est égale à une seconde). v_t est donnée par :

$$v_t = T * q_x v_t^x \quad (4.88)$$

v_t^x est une matrice (6×6) de bruit du système cinématique [98].

4.4. 2. *Projection de défauts de mesures GNSS dans l'espace informationnel*

Cette section présente une nouvelle stratégie pour le diagnostic de mesures GNSS erronées. La stratégie mise en œuvre dans cette méthode est de représenter l'effet de la présence de défaut sur la mesure de pseudo-distance dans l'espace informationnel. La section suivante présente la projection des mesures GNSS dans l'espace informationne et décrit la méthode de diagnostic. Ensuite, la méthode proposée est testée avec des données réelles.

4.4. 2.1. *Projection de mesures GNSS dans l'espace informationne*

La projection dans l'espace informationnel $E(t)$ est réalisée pour les trois axes : $E_x(t)$, $E_y(t)$ et $E_z(t)$ décrits par les équations suivantes :

$$E(t) = [E_x(t), E_y(t), E_z(t)] = \begin{bmatrix} E_x^1(t) & E_y^1(t) & E_z^1(t) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ E_x^{n-1}(t) & E_y^{n-1}(t) & E_z^{n-1}(t) \end{bmatrix} \quad (4.89)$$

$$E_x^i(t) = HSD_t^T(1, i) \cdot R^{-1}(i, i) \cdot z_t^i \quad (4.90)$$

$$E_y^i(t) = HSD_t^T(3, i) \cdot R^{-1}(i, i) \cdot z_t^i \quad (4.91)$$

$$E_z^i(t) = HSD_t^T(6, i) \cdot R^{-1}(i, i) \cdot z_t^i \quad (4.92)$$

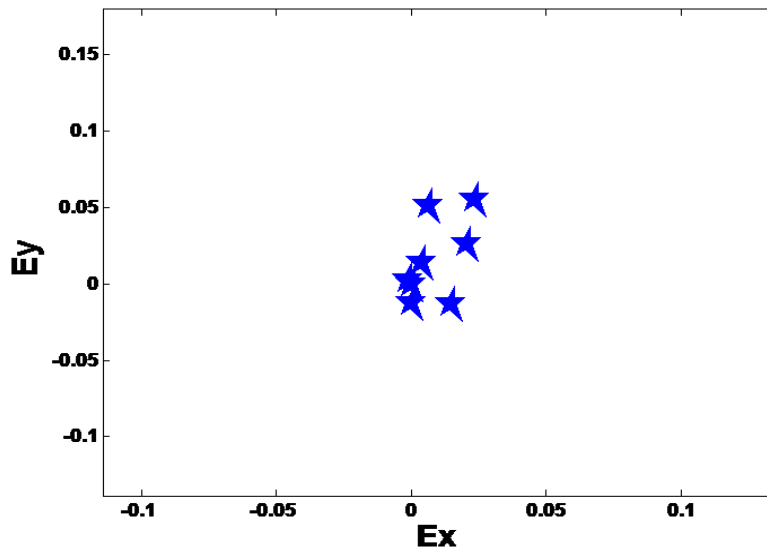


Figure 4. 15 : La projection sur l'espace informationnel des observations sans défauts.

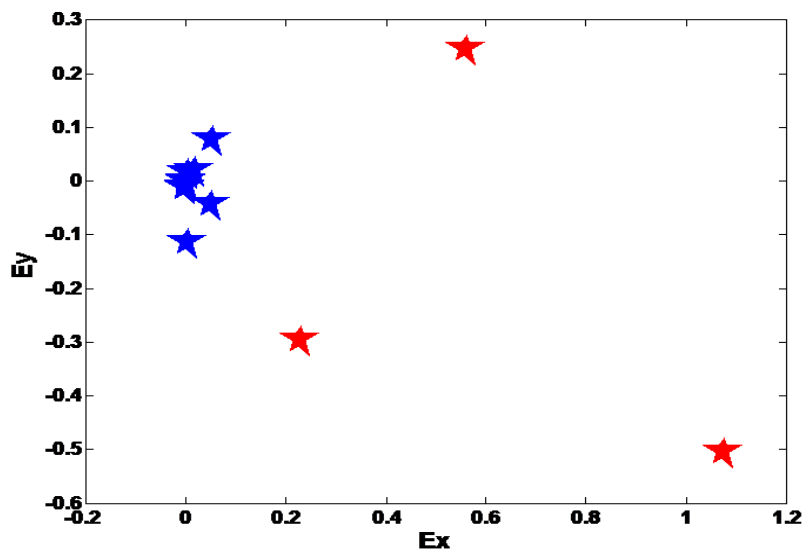


Figure 4. 16 : La projection sur l'espace informationnel des observations avec défauts.

Afin de montrer l'effet du défaut d'observations dans l'espace informationnel, la figure 4.15 présente la projection pour des observations sans défauts. On remarque que les projections, dans ce cas, sont concentrées autour de zéro. On appelle ce type de projection: « distribution homogène ». La figure 4.16 présente la projection des observations affectées par des défauts. Contrairement à la distribution homogène, ce type de projection est composé de deux groupes, un groupe concentré autour de zéro (représenté par des étoiles bleues) et un deuxième groupe qui est loin de zéro (représenté par des étoiles rouges). On appelle ce type de projection : « distribution centrale ». Cette constatation due à la Projection Informationnel (PI), nous a permis de proposer

un algorithme (PI) pour isoler ou localiser des observations erronées dans le cadre de l'application d'un FIE pour estimer une position :

Algorithme PI :

-
1. Appliquer l'étape de prédiction de FIE;
 2. Acquisition de z_t à l'instant t par récepteur GNSS;
 3. Calcul $E(t)$ des observations z_t à l'aide d'équation 4.90, 4.91 et 4.92;
 4. Si la forme de $E(t)$ est centrale, exclure les observations qui ont une projection loin de zéro, aller à l'étape 6;
 5. Si la forme de $E(t)$ est homogène, aller à l'étape 6;
 6. Appliquer l'étape de correction de FIE
-

Algo.4. 2 : Les étapes de l'algorithme PI proposé.

4.4. 3. Résultats de l'algorithme PI avec des données réelles

Nous évaluons dans cette section les performances de l'algorithme PI en utilisant des données réelles. La figure 4.17 montre la trajectoire réalisée à côté du stade Pierre Mauroy aux alentours de la cité scientifique de Villeneuve d'Ascq. Cette trajectoire a été tracée sur Google Earth sans utiliser l'algorithme PI. Une erreur dans la trajectoire est remarquée au voisinage du stade.



Figure 4. 17 : Trajectoire obtenue sans la méthode PI proposée.

La figure 4.18 montre les performances de la méthode proposée. Elle montre l'amélioration de la nouvelle trajectoire (en bleu) après l'exclusion d'observations erronées.



Figure 4. 18 : Trajectoire obtenue avec la méthode diagnostic proposée en bleu.

4. 5. Conclusion du chapitre

Dans ce chapitre, nous avons proposé deux nouvelles méthodes de diagnostic des mesures GNSS pour une localisation sûre et intègre.

En termes de fusion de données, dans ces méthodes, on a utilisé la forme informationnelle d'un FKE. Nous avons choisi ce filtre à cause de sa stabilité numérique et son coût calculatoire réduit par rapport à un FKE ainsi que la simplicité de l'étape de correction d'un FIE qui facilite l'intégration des méthodes de diagnostic sur les mesures GNSS dans le processus de fusion de données.

En termes de diagnostic, on a proposé deux méthodes de diagnostic qui permettent de réaliser la détection et l'exclusion de mesures GNSS erronées.

La première méthode est basée sur l'utilisation des métriques probabilistes informationnelles. Un filtre principal et un banc de sous-filtre informationnel à entrée inconnue ont été mise en place. La comparaison entre la certitude de chaque sous filtre avec la certitude du filtre principal permettent la génération de résidus basés sur la notion de l'information mutuelle. Les résidus ont été conçus de façon à ce qu'ils soient sensibles aux erreurs à détecter. Par ailleurs, cette méthode est incapable à gérer le cas des défauts multiples simultanés de mesures GNSS.

La deuxième méthode a été développée afin de détecter et exclure les défauts de mesure de pseudo-distance. Elle repose sur la projection d'observations dans l'espace informationnel. Egalement, cette méthode présente un problème de robustesse. En effet, la projection d'information dépend des observations SD. Ainsi, une erreur dans la mesure de référence (ρ_t^m)

peut influencer toutes les observations SD. En plus, Il y a des difficultés pour déterminer le type de projection (projection centrale ou homogène) et les POGEIs dépendent de la position prédite. Pour pallier les problèmes que ces deux méthodes présentent, une approche originale a été développée dans le chapitre 5.

Chapitre 5 :

Approche informationnelle pour la surveillance et le contrôle de l'intégrité d'une localisation GNSS

Sommaire

5. 1. Introduction.....	97
5. 2. Approche informationnelle pour une haute intégrité d'une localisation GNSS.....	99
5. 2.1. Méthode IRAIM.....	100
5. 2.2. Méthode d'optimisation d'ordre d'observations.....	104
5. 2.3. Algorithme d'isolation.....	114
5. 3. Résultats et discussions de la performance de l'approche proposée.....	115
5. 3. 1. Résultats des simulations.....	115
5. 3. 2. Les résultats de l'application réelle.....	120
5. 4. Conclusion.....	124

5.1. Introduction

En terme de diagnostic des mesures GNSS i.e. la détection et l'isolation de mesures erronées dans les applications GNSS, la méthode RAIM est l'approche classique de détection d'erreur des mesures GNSS. Nous rappelons que la méthode RAIM est basée sur la redondance des mesures de pseudo-distance à un instant t et le modèle d'observation [79]. Les différents algorithmes RAIM sont principalement identiques en termes de performances. Ils diffèrent souvent suivant le test statistique utilisé, le seuillage [34], dans le domaine de l'exploitation et dans leur temps de calcul [48], [49]. Il existe quelques méthodes RAIM opérant dans le domaine d'état comme la méthode de solution-séparation [70]. D'autres méthodes fonctionnent dans le domaine d'observations comme la méthode de comparaison de mesures [48], la méthode des moindres carrées résiduelles (LSR) [70], [96], [109] et la méthode de parité [50], [110]. Toutefois, ces techniques sont caractérisées par une étape de détection de panne robuste, mais leur étape d'isolation de mesure erronée présente souvent des limitations.

En effet, l'isolation des mesures erronées est le principal défi des méthodes de détection et exclusion de mesures erronées (défauts de mesures). Surtout, quand il faut isoler des défauts multiples et simultanées. En effet, la présence de défauts multiples dans les mesures conduit souvent à une architecture de diagnostic complexe et un temps de calcul bien important.

Dans la littérature, nous trouvons des méthodes qui essaient de palier ce problème mais ces méthodes s'inscrivent souvent dans le cadre des méthodes du couplage serré (voir ultra-serré) des données GNSS avec des capteurs proprioceptifs. Ces méthodes proposent d'intégrer des capteurs supplémentaires qui sont souvent proprioceptifs mais certaines méthodes, plutôt récentes, intègrent des capteurs extéroceptifs avec des mesures GNSS comme les caméras infrarouges [111], caméra panoramique [108, 109], scanner LASER [113] ou utilisent les modèles 3D de villes afin de calculer l'erreur de masquage et multi-trajets [114]. Certaines de ces méthodes utilisent des capteurs supplémentaires pour détecter les ondes arrivées au récepteur avec un trajet dit Non-Line-Of-Sight (NLOS) [115]. Toutefois, ces techniques nécessitent de ressources supplémentaires au niveau matériel et logiciel.

Dans ce travail, nous proposons une nouvelle approche de Contrôle et Surveillance de l'Intégrité (CSI) pour les systèmes GNSS. Cette approche adaptée au récepteur GNSS mono-

fréquence low cost sans l'utilisation de capteur supplémentaire. Elle vise à détecter et isoler les défauts multiples simultanés de mesures GNSS.

Contrairement à ce qui se fait classiquement dans les méthodes de contrôle et surveillance de l'intégrité des mesures GNSS, dans la méthode proposée, au lieu de détecter les mesures erronées afin de les exclure du processus de fusion des données, nous proposons tout d'abord de sélectionner un groupe de cinq mesures non-erronées parmi l'ensemble des mesures reçues à un instant t . Ensuite, on utilise ce groupe avec une méthode de détection des erreurs afin d'isoler les mesures erronées pour enfin les exclure du processus de fusion. L'approche proposée est composée de trois parties principales :

1. La première partie est une étape de détection des erreurs. où, un algorithme IRAIM (dite Information Receiver Autonomous Integrity Monitoring) pourrait être considérée comme une extension de la méthode RAIM présentée auparavant dans les chapitres précédents. La méthode IRAIM proposée a été développée afin de vérifier l'existence d'erreurs dans l'ensemble des mesures observées à l'instant t .
2. La seconde partie est une étape intermédiaire entre l'étapes de détection des erreurs et l'étapes d'exclusion des observations erronées. Elle est basée sur une nouvelle modélisation des observations GNSS (ce modèle sera montré dans la section 5.2.2.1) et une fonction d'optimisation (cette fonction sera montrée dans la section 5.2.2.3). L'objectif principal de cette fonction est de faciliter la constitution du groupe des observations valide (non-erronées).
3. Une exclusion des observations erronées est réalisée après avoir isolées ces dernières.

Dans la suite de ce chapitre, nous présentons d'abord l'architecture de l'approche développée. Ensuite, chaque partie de cette architecture est décrite. Puis, les performances de l'approche proposée sont testées au premier lieu avec des données simulées et ensuite validées avec des données réelles. Le chapitre se termine avec une conclusion.

5.2. Approche informationnelle pour une haute intégrité d'une localisation GNSS

Dans cette section, on présente une architecture pour la détection et l'isolation de défauts de mesures GNSS. L'approche proposée est décrite en détail dans la figure 5.1. Elle est composée de trois blocs principaux :

1. Le premier bloc est la méthode IRAIM qui est une version informationnelle de la méthode RAIM classique décrite auparavant dans ce mémoire. Ce premier bloc a pour objectif de détecter la présence d'erreur en informationnel dans les mesures GNSS.

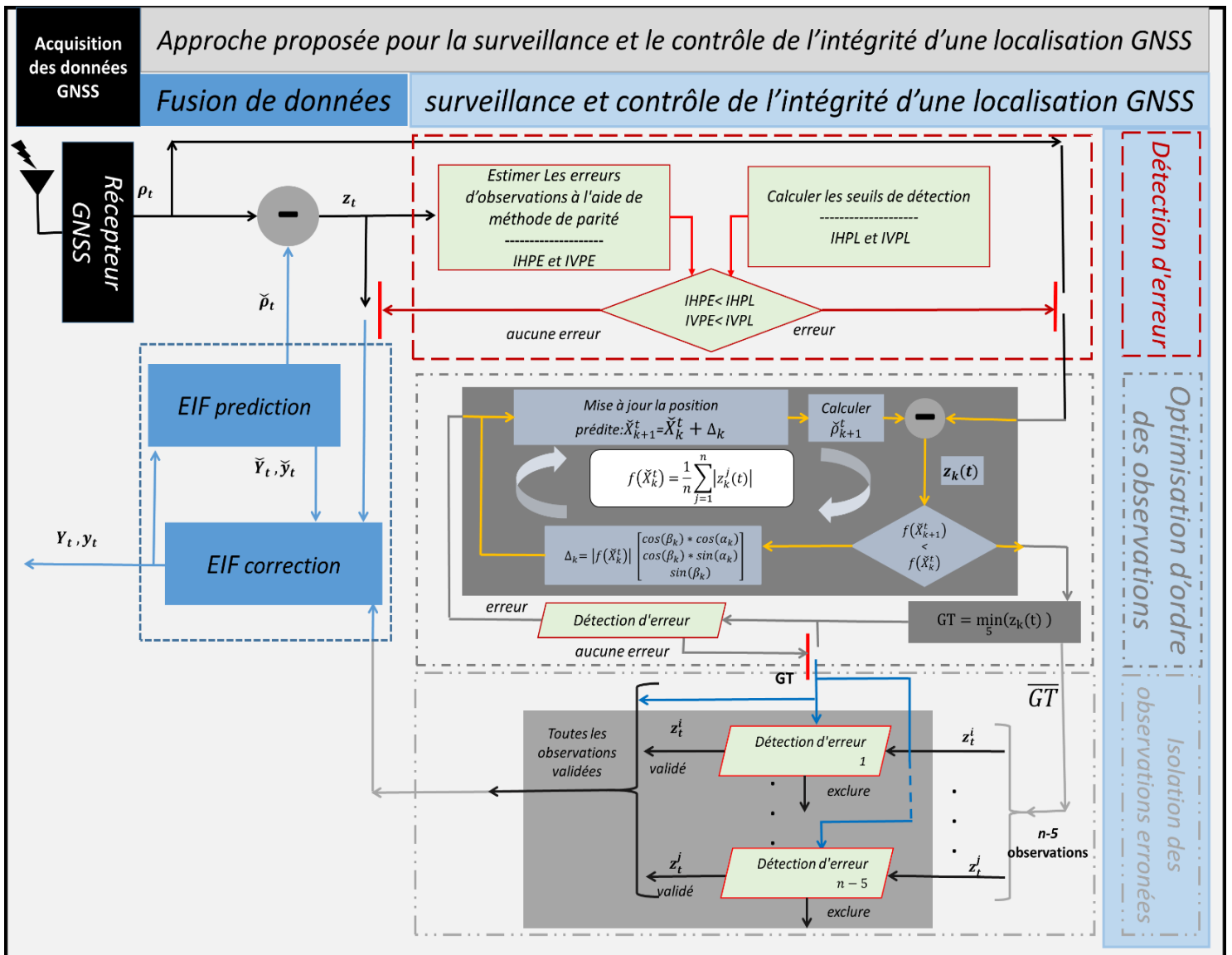


Figure 5. 1 : Architecture proposée pour une localisation GNSS avec haute intégrité.

L'IRAIM, comme sa version classique, est une méthode de diagnostic basée sur le test de χ^2 et les observations redondantes mais avec une projection dans l'espace informationnel des erreurs des mesures. Cette méthode est détaillée dans la section 5.2.1 ;

2. Le deuxième bloc est activé seulement si le bloc IRAIM détecte une erreur dans l'ensemble d'observations; Afin de réduire le temps de calcul, une méthode pour optimiser l'ordre des observations GNSS a été élaborée. La méthode développée est une méthode récursive basée sur une fonction d'optimisation. L'objectif de cette fonction est de classer les observations selon leur qualité pour faciliter la sélection des cinq observations non-erronées parmi l'ensemble des mesures reçues à un instant t . Cette méthode est décrite dans la section 5.2.2 ;
3. L'objectif du troisième bloc est d'isoler les observations erronées. Ce bloc est basé sur la sortie du deuxième bloc et la méthode IRAIM. Les détails du fonctionnement de ce bloc sont présentés dans la section 5.2.3.

A noter que pour l'architecture proposée, nous considérons les hypothèses suivantes :

- Le nombre des observations non-erronées est supérieur ou égal à 5 (nous avons besoin cinq observations GNSS au moins pour activer le test d'IRAIM),
- Le bruit d'observation suit la loi d'une distribution Gaussienne de moyenne nulle et d'écart type (σ_ρ) de l'ordre 10 centimètre,
- Les erreurs qui affectent les mesures GPS sont erreurs additives,
- Les mesures sont indépendantes mutuellement.

5. 2.1. Méthode IRAIM

La méthode IRAIM (Informationnel Receiver Autonomous Integrity Monitoring) est la version informationnelle de la méthode RAIM qui permet d'assurer la surveillance et le contrôle de l'intégrité du positionnement GNSS. L'algorithme IRAIM fournit une alerte si une erreur apparaît dans les mesures GNSS.

5. 2. 1. 1. Mise en œuvre de la méthode IRAIM

Dans la méthode proposée, on utilise le FIE pour la fusion des données GPS. En fait, le FIE fonctionne dans l'espace informationnel, il utilise les mesures GPS afin d'estimer le vecteur informationnel et la matrice informationnel. Pour cette raison, les erreurs de mesures GPS sont projetées dans l'espace informationnel et manipulées sous leur forme informationnel. Les

méthodes RAIM classiques ne détectent pas ces formes d'erreurs. Pour cette raison, on a développé l'algorithme IRAIM, Afin de détecter ces formes d'erreurs. L'exécution de l'algorithme IRAIM nécessite la définition de quatre paramètres :

1. Le niveau de protection horizontal en informationnel (IHPL : Informational Horizontal Protection Level) est la limite supérieure de fiabilité relative à l'erreur de position horizontale dans l'espace informationnel avec une probabilité de $1-p_{fa}$;
2. L'erreur sur la position horizontale en informationnel (IHPE : Informational Horizontal Position Error), IHPE est l'erreur en information sur la position horizontale estimée à l'aide d'une méthode d'estimation à base d'un modèle analytique,
3. Le niveau de protection vertical en informationnel (IVPL : Informational Vertical Protection Level) est une limite supérieure de fiabilité relative à l'erreur de position verticale dans l'espace d'information avec probabilité $1-p_{fa}$;
4. L'erreur sur la position verticale en informationnel (IVPE : Informational Vertical Position Error), IVPE est l'erreur en information sur la position verticale estimée à l'aide d'une méthode d'estimation à base d'un modèle analytique.

Afin de calculer IVPE et IHPE, on utilise le vecteur de parité qui est une méthode classique utilisée pour estimer les biais d'observations.

L'équation (5.1) montre le modèle d'observations :

$$z_t = H_t(X_t - \check{X}_t) + b_t \quad (5.1)$$

Où, b_t représente le vecteur d'erreurs d'observations.

Le vecteur de parité (p_{a_t}) est défini comme suit:

$$p_{a_t} = S_t \cdot z_t \quad (5.2)$$

Où, S_t désigne une matrice ($n \times m$) qui est l'inverse généralisé de H_t , tels que :

$$S_t \times H_t = 0 \quad (5.3)$$

Ensuite, p_{a_t} est défini comme suit :

$$p_{a_t} = S_t \cdot z_t = S_t \cdot (H_t(X_t - \check{X}_t) + b_t) \quad (5.4)$$

$$= S_t \cdot H_t (X_t - \check{X}_t) + S_t \cdot b_t = S_t \cdot b_t$$

Où, $S_t = I - H_t H_t^*$ et $H_t^* = [H_t^T H_t]^{-1} H_t^T$.

Les erreurs d'observations peuvent être estimées par l'équation suivante :

$$\bar{b}_t = \sqrt{\frac{p_{a_t} * p_{a_t}^T}{n - m}} \quad (5.5)$$

L'IHPE et IVPE sont définies avec les équations suivantes :

$$IHPE(t) = \max(IHPE_i(t)) \quad (5.6)$$

$$IHPE_i(t) = \sqrt{EI_x^i(t)^2 + EI_y^i(t)^2} \quad (5.7)$$

$$EI_x^i(t) = H_t^T(1, i) \cdot R_t^{-1}(i, i) \cdot \bar{b}_t \text{ et } EI_y^i(t) = H_t^T(2, i) \cdot R_t^{-1}(i, i) \cdot \bar{b}_t \quad (5.8)$$

$$IVPE(t) = \max(|IVPE_i(t)|) \quad (5.9)$$

$$IVPE_i(t) = H_t^T(3, i) \cdot R_t^{-1}(i, i) \cdot \bar{b}_t \quad (5.10)$$

Notons que, dans le cas où aucune erreurs d'observations n'apparaît, l'IHPE et l'IVPE suivent une distribution centrale de χ^2 avec degré de liberté $(m-n)$. Chaque fois qu'il existe au moins une erreur de mesure, l'IHPE et l'IVPE ont une distribution non centrale de type χ^2 avec $(m - n)$ degrés de liberté.

Les niveaux de détection IHPL et IVPL sont définies par les équations suivantes :

$$IHPL(t) = \alpha * \max(IHPL_i(t)) \quad (5.11)$$

$$IHPL_i(t) = \sqrt{\overline{EI}_x^i(t)^2 + \overline{EI}_y^i(t)^2} \quad (5.12)$$

$$\overline{EI}_x^i(t) = H_t^T(1, i) \cdot R_t^{-1}(i, i) \cdot \sigma_\rho \text{ et } \overline{EI}_y^i(t) = H_t^T(2, i) \cdot R_t^{-1}(i, i) \cdot \sigma \quad (5.13)$$

$$IVPL(t) = \alpha * \max(|\overline{EI}_z^i(t)|) \quad (5.14)$$

$$\overline{EI}_z^i(t) = H_t^T(3, i) \cdot R_t^{-1}(i, i) \cdot \sigma_\rho \quad (5.15)$$

Où σ_ρ est l'écart type du bruit de mesure GNSS, α représente le coefficient de χ^2 avec degré de liberté $(n - m)$. Afin de garantir la détection de mesures erronées, la probabilité de fausses alarmes a été fixée à 0,001.

5. 2. 1. 2. L'Algorithme de la méthode d'IRAIM

La méthode IRAIM a été proposée pour détecter l'erreur en informationnel d'un processus de fusion de données. Les entrées de l'IRAIM sont la matrice d'observation (H), l'observation z_t l'écart type du bruit de mesure σ_ρ . La sortie est un indicateur booléen (0 ou 1), où « 0 » indique la détection d'erreur de position et « 1 » aucune erreur n'a été détectée. L'algorithme IRAIM est résumé comme suit (figure 5.2) :

1. Calcul du vecteur de biais d'observations p_{a_t} ;
2. Calcul des biais d'observation \bar{b}_t ;
3. Calcul des niveaux de protections horizontale et verticale $IHPL(t)$ et $IVPL(t)$,
4. Calcul des erreurs en informationnel horizontale et verticale $IHPE(t)$ et $IVPE(t)$,
5. Si, $IHPE(t) > IHPL(t)$ ou $IVPE(t) > IVPL(t)$: une erreur en informationnel est détectée (indicateur Boolean donne 0),
6. Si non, aucune erreur n'est détectée (indicateur Boolean donne 1).

Algo 5. 1 : Les étapes de l'algorithme d'IRAIM.

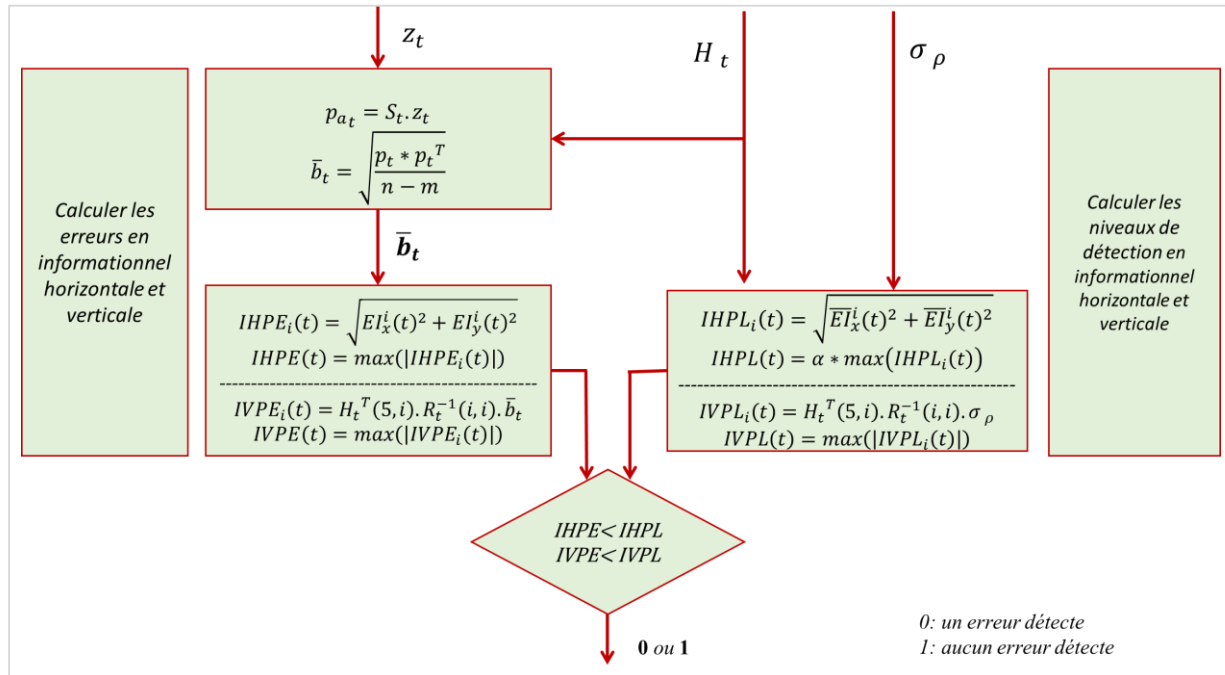


Figure 5. 2 : Schéma bloc de l'algorithme IRAIM.

5. 2.2. Méthode d'optimisation d'ordre d'observations

Dans cette section une méthode d'optimisation qui vise à optimiser l'ordre des observations GNSS a été élaborée. La méthode proposée est activée seulement si l'algorithme IRAIM a détecté une erreur dans l'ensemble d'observations reçues à un instant t . L'optimisation des observations se fait en se basant sur plusieurs critères. Parmi ces critères, on en cite trois sur lesquels nous nous sommes basés pour élaborer la méthode de triage proposée dans ce travail :

- Utilisation d'un modèle analytique de mesures GNSS. Pour cela, un modèle d'observation analytique est proposé dans cet objectif,
- Définition d'un ordre optimal des observations GNSS dans l'objectif de faciliter la sélection les cinq observations non-erronées,
- Utilisation d'une fonction d'optimisation élaborée dans l'objectif d'optimiser l'ordre des observations.

L'objectif principal de la méthode d'optimisation est la sélection de cinq observations non-erronées parmi de l'ensemble des observations reçues à l'instant t .

5. 2. 2. 1. Modèle d'observation

Dans cette section, un nouveau modèle d'observation GNSS est présenté. L'équation suivante présente le modèle analytique classique d'une observation GNSS non-erronée (z_n) :

$$z_{n_t}^i = \check{\rho}_t^i - \rho_t^i \quad (5.16)$$

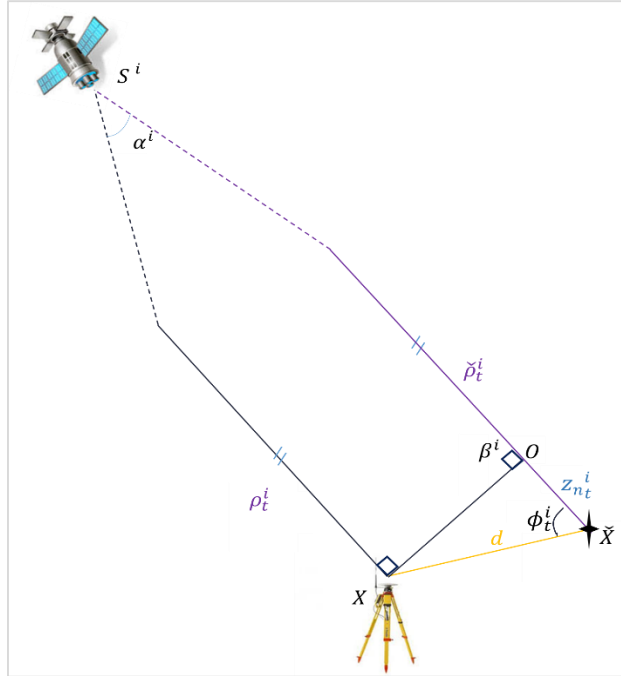


Figure 5. 3 : Description du modèle analytique d'une observation GNSS

D'après la figure 5.3, le nouveau modèle analytique d'une observation GNSS non-erronée est supposé avoir la forme suivante :

$$z_{n_t}^i = d * \cos(\phi_t^i) \quad (5.17)$$

Où, d est la distance entre la position prédite (\tilde{X}) et la position à estimer (X), ϕ_t^i représente l'angle entre les vecteurs $(\overrightarrow{X\tilde{X}}, \overrightarrow{X\tilde{S}^i})$ et S^i est la position du satellite i .

En fait, le nouveau modèle est validé seulement si le triangle $\tilde{X}OX$ est un triangle rectangle en O . Alors, il faut montrer que $\beta^i = 90^\circ$, où β^i est l'angle entre les vecteurs \overrightarrow{OX} et $\overrightarrow{OS^i}$. En effet, le triangle SOX est isocèle parce que $S^iO = S^iX = \rho^i$. Comme la somme des angles dans un triangle est égale à 180 degré, nous pouvons représenter β^i par l'équation suivante :

$$2 * \beta^i + \alpha^i = 180^\circ \quad (5.18)$$

Où, α^i est l'angle entre les vecteurs $(\overrightarrow{S^i\tilde{X}}, \overrightarrow{S^iX})$. En se basant sur le théorème de Pythagore, nous pouvons écrire α^i comme suit :

$$\cos \alpha^i = \frac{2 * \rho^{i2} - d^2}{2 * \rho^{i2}} \quad (5.19)$$

Dans les applications GNSS, ρ^i est d'environ 20,000 km et la distance d peut être supposée de l'ordre d'une dizaine de mètres. Donc, d'après l'équation 5.19 on peut conclure que α tend vers zéro.

En se référant à l'équation (5.19), on peut écrire l'équation (5.18) comme suit :

$$2 * \beta^i + 0 = 180^\circ \quad (5.20)$$

$$\beta^i = \frac{180^\circ}{2} = 90^\circ$$

Nous pouvons conclure que l'angle \widehat{XOX} est égal à 90° , donc le triangle $\check{X}OX$ est un triangle rectangle en O .

Afin de monter le modèle analytique classique d'une observation GNSS erronée (z_e), il est important de rappeler l'hypothèse que les erreurs qui affectent les mesures GNSS sont des erreurs additives.

$$z_{e_t}^i = \check{\rho}_t^i - \rho_t^i + b_t^i = z_{n_t}^i + b_t^i \quad (5.21)$$

Basé sur le nouveau modèle d'observation non-erronée et sur le modèle analytique classique d'observation erronée, on peut écrire le nouveau modèle d'observation erronée comme présenté dans l'équation suivante :

$$z_{e_t}^i = \check{\rho}_t^i - \rho_t^i + b_t^i = d * \cos(\phi_t^i) + b_t^i \quad (5.22)$$

5. 2. 2. 2. *Ordre optimal des observations GNSS*

L'ordre des observations GNSS a un impact direct sur le processus de sélection d'un groupe de cinq observations non-erronées parmi l'ensemble des observations GNSS acquises à un instant t . Cette section présente une définition mathématique de l'ordre optimale (voir figure 5.4) et dresse les conditions suffisantes pour obtenir un ordre optimal des observations.

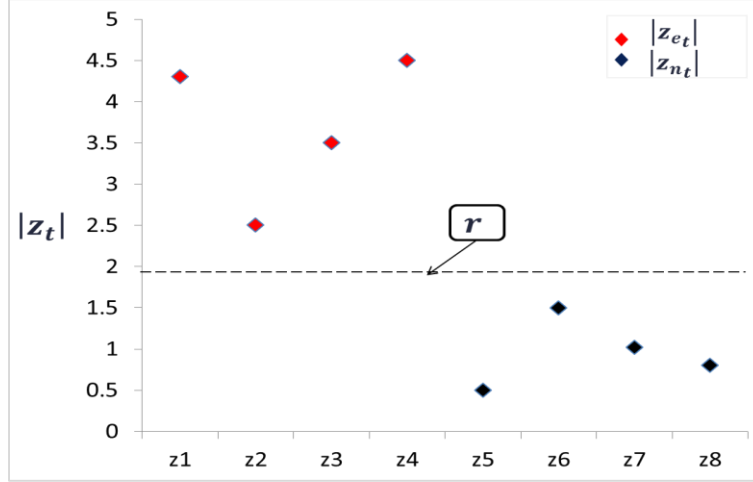


Figure 5.4 : Ordre optimal des observations GNSS.

La figure 5.4 illustre un ordre optimal des observations GNSS acquises à un instant t , où, les valeurs d'énergie de z_n sont inférieures à celles de z_e . Par conséquent, on peut fixer un seuil r tel que toutes les énergies des observations non-erronées sont inférieure à r et toutes les énergies des observations erronées sont supérieures à r .

$$\max(|z_{n_t}|) < r < \min(|z_{e_t}|) \quad (5.23)$$

Où, $|z_{n_t}|$ et $|z_{e_t}|$ sont respectivement l'énergie d'observations non-erronées et erronées reçues à l' instant t . Aussi, l'énergie d'observation GPS est calculée par l'équation suivante :

$$\text{énergie}(z_t^i) = |z_t^i| \quad (5.24)$$

Le nouveau modèle d'observation prouve que toutes les observations z_{n_t} ont une énergie inférieure à d .

$$\max(|z_{n_t}|) = \max(d * \cos(\phi_t^i)) = \max(d) * \max(|\cos(\phi_t^i)|) \leq d \quad (5.25)$$

$$= d * \max(|\cos(\phi_t^i)|)$$

$$0 \leq |\cos(\phi_t^i)| \leq 1 \leftrightarrow \max(|\cos(\phi_t^i)|) \leq 1 \quad (5.26)$$

$$d * \max(|\cos(\phi_t^i)|) \leq d \quad (5.27)$$

Notons que, $|z_{n_t}|$ est toujours plus petite que d . Donc, l'ordre des observations est fortement optimal si toutes de $|z_{e_t}|$ sont supérieures à d .

$$\max(|z_{n_t}|) < d < \min(|z_{e_t}|) \quad (5.28)$$

D'après les équations (5.27) et (5.28), l'ordre des observations est fortement optimal si l'équation (5.30) est vérifiée.

$$\min(|z_{e_t}|) = \min(d * \cos(\phi_t^i) + b_t^i) > \min(|b_t|) - d > d \quad (5.29)$$

$$\min(|b_t|) - d > d \quad (5.30)$$

$$\min(|b_t|) > 2 * d \quad (5.31)$$

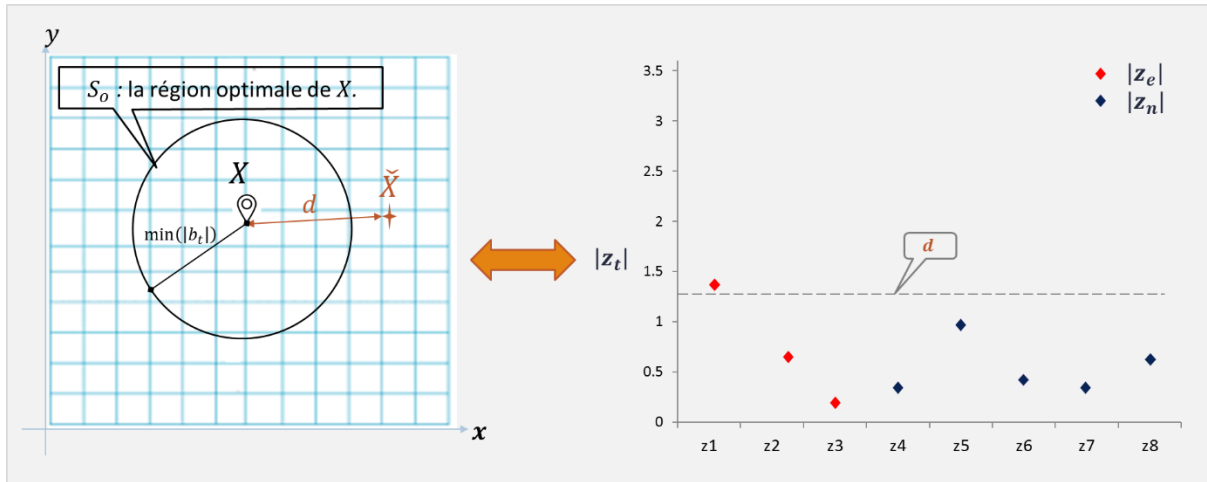


Figure 5. 5 : l'effet de la qualité de prédit sur la nature d'ordre des observations GNSS (ordre non-optimale).

L'équation (5.29) montre que, si à un instant quelconque (t) la plus petite des erreurs sur les observations ($\min(|b_t|)$) est plus grande que deux fois la distance entre la position prédite et la position à estimer (X), l'ordre des observations est fortement optimal. Alors, si la position prédite est à l'extérieur de S_o , l'ordre des observations est non-optimal (voir figure 5.5), où, S_o est une sphère de centre X et de rayon s et $s = \min(|b_t|)/2$. Par conséquent, pour obtenir l'ordre optimal des observations GNSS, il suffit d'injecter \check{X} à l'intérieur de la S_o (voir figure 5.6). S_o est la région optimale de X .

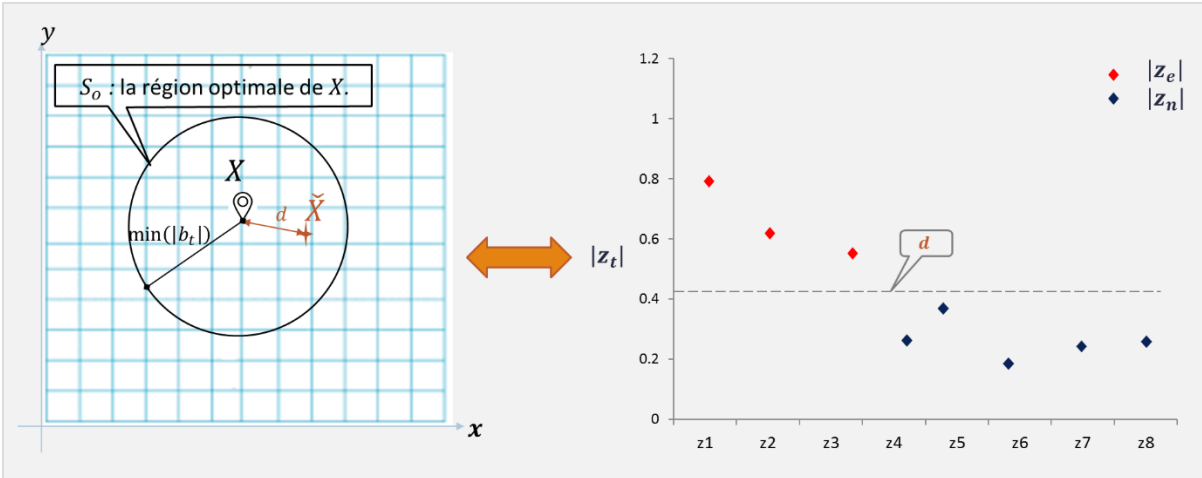


Figure 5. 6 : l'effet de la qualité de prédit sur la nature d'ordre des observations GNSS (ordre optimale).

5. 2. 2. 3. Fonction d'optimisation :

L'optimisation de la prédiction de la position \tilde{X} est un point très important dans l'algorithme d'optimisation d'ordre des observations. Dans cette section, nous présentons une fonction (f) qui a été élaborée dans l'objectif d'optimiser la prédiction de la position \tilde{X} . Il est important de rappeler que la qualité de la prédiction de la position à l'aide du modèle d'évolution (de la représentation d'état) utilisé classiquement pour un système GNSS est médiocre. Car on ne dispose pas d'un modèle d'évolution rigoureux pour ce type de système. Comme la qualité de cette prédiction impacte directement la qualité du processus de sélection des observations, nous avons eu recours à cette méthodologie d'optimisation de la prédiction à l'aide d'une fonction d'optimisation utilisée classiquement dans le domaine de la classification.

L'objectif de la fonction d'optimisation f est d'améliorer considérablement la qualité de la prédiction de la position \tilde{X} afin d'avoir une prédiction qui soit dans la région optimale S_o .

Pour élaborer la fonction f , nous présentons les propriétés que cette fonction doit avoir :

- Propriété 1 : f doit avoir un extrema (maximum ou minimum global),
- Propriété 2 : cet extrema doit se trouver au voisinage de la région optimale S_o .

Ces propriétés sont utilisées pour guider ou orienter le processus d'optimisation. Une forme que nous proposons pour la fonction f peut-être :

$$\begin{aligned}
f(\check{X}_k^t) &= \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n |z_k^j(t)| = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n |\rho_t^j - \check{\rho}_k^j(t)| \\
&= \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n |d_k^t * \cos(\phi_k^j(t)) + b_t^i| = f(d_k^t, \phi_k^j(t))
\end{aligned} \tag{5.32}$$

Le domaine de définition (Df) de f est : $\{\mathbb{R}^+, [0, 2\pi]\} \rightarrow \mathbb{R}^+$. \check{X}_k^t est la k -ème position prédite à l'instant t , d_k^t est la distance entre \check{X}_k^t et X , $\check{\rho}_k^i(t)$ représente la distance prédite à l'instant t entre le satellite i et \check{X}_k^t , ϕ_k^i est l'angle entre l'observation z_k^i et $\overrightarrow{\check{X}_k^t X}$.

Nous rappelons que X est la position réelle qu'on ne connaît pas à l'origine mais nous pouvons écrire des relations analytiques que la position réelle X doit vérifier. L'idée de la conception de la fonction f de la manière proposée est de garantir que la prédiction va tendre vers la région optimale S_o , tel que la position réelle se trouve sur le voisinage de la fonction f .

Afin de trouver le minimum global de f , nous procédons à l'écriture d'une inégalité en fonction de f et de deux fonctions fa et fi . Les deux fonctions sont présentées dans les équations suivantes :

$$fo(d_k^t, \phi_k^j(t)) = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n d_k^t * |\cos(\phi_k^j(t))| \tag{5.33}$$

$$\xi = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n |b_t^i| \tag{5.34}$$

$$fa = fo + \xi \tag{5.35}$$

$$fi = fo - \xi \tag{5.36}$$

$$fi \leq f \leq fa \tag{5.37}$$

$$fo - \xi \leq f \leq fo + \xi \tag{5.38}$$

fo est une fonction qui présente un minimum global à $\check{X}_k = X_0$ dans l'intervalle Df , si $fo(X_0) \leq fo(\check{X}_k)$ pour tous $\check{X}_k \in Df$. fo est une fonction de valeur absolue et son minimum global est zéro. L'équation (3.36) montre que si $d_{\check{X}_k}^t = 0$, fo atteint son minimum global.

$$fo(d_k^t, \phi_k^j(t)) = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n 0 * |\cos(\phi_k^i(t))| = 0 \quad (5.39)$$

Où, $d_k^t = 0$ si $\check{X}_k = X$. Par conséquent, X est le minimum global des fonctions fo, fi et fa .

Le paragraphe précédent montre que les fonctions (fi et fa) ont un minimum global en X . Par conséquent, la première propriété (Propriété 1) est validée et f a un minimum global proche en X .

Les équations suivantes permettent de remplir les critères de la deuxième propriété (Propriété 2). Ainsi, la distance maximum entre le minimum global de f et X est ξ .

$$fi(X_t) \leq f(X_t) \leq fa(X_t) \quad (5.40)$$

$$\min(fi(X_t)) \leq \min(f) \leq \min(fa(X_t)) \quad (5.41)$$

$$\min(fo - \xi) \leq \min(f) \leq \min(fo + \xi) \quad (5.42)$$

$$-\xi \leq \min(f) \leq \xi \quad (5.43)$$

5. 2. 2. 4. Algorithme d'optimisation d'ordre des observations

A ce stade, nous avons décrit les trois critères sur lesquels nous nous sommes basés pour élaborer l'algorithme d'optimisation. Dans cette section, nous montrons comment les différentes parties de cet algorithme fonctionnent ensemble.

Rappelons, que l'objectif de l'algorithme est d'optimiser l'ordre des observations. Les entrées de cet algorithme sont la position prédite (\check{X}) et les mesures GNSS de la pseudo-distance $\rho(t)$ à l'instant t . La sortie de l'algorithme est un ensemble de cinq mesures non erronées parmi toutes les mesures acquises à l'instant t .

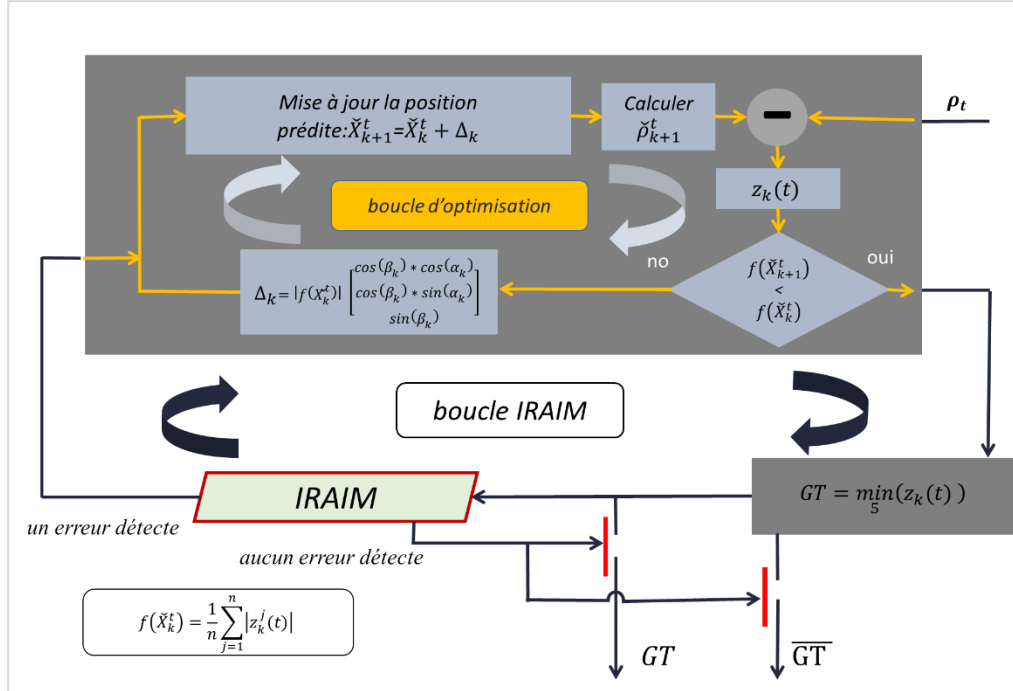


Figure 5. 7 : Schéma bloc de la méthode d'optimisation proposée.

La méthode proposée se décompose en deux blocs (figure 5.7). Le premier bloc est la boucle d'optimisation. Cette boucle est conçue pour optimiser l'ordre des observations à l'aide de la fonction f . \check{X} et ρ_t sont les entrées de la boucle d'optimisation et les observations optimisées sont sa sortie.

Cette boucle optimise l'ordre des observations à l'aide de la minimisation de la fonction (f). Dans cette boucle, on cherche à remplacer la position prédite courante (\check{X}_k^t) par une autre prédiction (\check{X}_{k+1}^t) tel que $f(\check{X}_{k+1}^t) < f(\check{X}_k^t)$. La relation entre \check{X}_k^t et \check{X}_{k+1}^t est régie par l'équation suivante :

$$\check{X}_{k+1}^t = \check{X}_k^t + \Delta_k \quad (5.44)$$

Où, Δ_k est le pas d'optimisation.

Un pas d'optimisation dynamique a été choisi dans cette boucle afin d'optimiser l'ordre des observations. L'équation suivante présente le choix de Δ_k :

$$\Delta_k = \frac{|f(\check{X}_k^t)|}{n} * \begin{bmatrix} \cos(\beta_k) * \cos(\alpha_k) \\ \cos(\beta_k) * \sin(\alpha_k) \\ \sin(\beta_k) \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

où $\frac{|f(\check{X}_k^t)|}{n}$ représente la norme du pas d'optimisation et (α_k, β_k) sont les angles entre \check{X}_k^t et \check{X}_{k+1}^t , (voir figure 5.8).

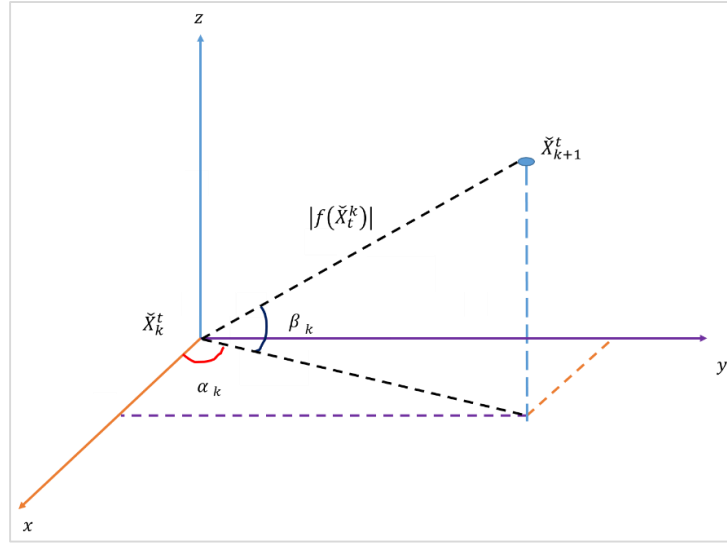


Figure 5. 8 : L'angle et la norme du pas d'optimisation.

On utilise $|f(\check{X}_k^t)|$ pour calculer Δ_k en raison de sa relation avec la distance entre \check{X}_k^t et la position à estimer (X). Aussi, $|f(\check{X}_k^t)|$ varie d'une façon proportionnelle à la variation de d_k^t .

Pour illustrer, nous proposons l'algorithme de la boucle d'optimisation :

-
1. Calcul du $f(\check{X}_k^t)$, où $f(\check{X}_k^t) = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n |z_k^j(t)|$;
 2. Calcul d'un pas d'optimisation, Δ_k donnée par l'équation suivante :

$$\Delta_k = |f(\check{X}_k^t)| * \begin{bmatrix} \cos(\beta_k) * \cos(\alpha_k) \\ \cos(\beta_k) * \sin(\alpha_k) \\ \sin(\beta_k) \end{bmatrix}$$

3. Mise à jour de la position prédite.

$$\check{X}_{k+1}^t = \check{X}_k^t + \Delta_k$$

4. Calcul $\check{\rho}_{k+1}^t$ et $z_{k+1}(t)$,

$$\check{\rho}_{k+1}^t = \|\check{X}_{k+1}^t X_S\|$$

$$z_{k+1}(t) = \check{\rho}_{k+1}^t - \rho_t$$

5. Calcul $f(\check{X}_{k+1}^t)$, où $f(\check{X}_{k+1}^t) = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n |z_{k+1}^j(t)|$;

6. Comparaison entre $f(\check{X}_k^t)$ et $f(\check{X}_{k+1}^t)$,

i) Si $f(\check{X}_{k+1}^t) > f(\check{X}_k^t)$, on change les angles du pas d'optimisation (α_k, β_k) et on revient à l'étape 2 de la boucle d'optimisation,

ii) Sinon, $f(\check{X}_{k+1}^t) < f(\check{X}_k^t)$ puis $z(t) = z_{k+1}(t)$. On passe à la deuxième boucle

Algo 5. 2: L'algorithme de la boucle d'optimisation

La méthode d'IRAIM est la deuxième boucle, les entrées de cette boucle sont les observations optimisées. Sa sortie est un indicateur Booléen. Cette boucle représente la condition d'arrêt de l'algorithme d'optimisation. L'ordre des observations est optimal si les sorties de la méthode d'IRAIM indiquent l'absence d'erreurs dans le groupe de cinq observations qui ont l'énergie la plus faible parmi l'ensemble des observations.

Pour illustrer, nous proposons l'algorithme de la méthode d'IRAIM :

-
1. Sélection des cinq observations qui ont l'énergie la plus faible ;

$$GT = \min_5(z(t))$$
 2. Test des cinq observations sélectionnées par la méthode IRAIM ;
 3. Si l'IRAIM indique une erreur en GT , on remonte à la boucle d'optimisation ;
 4. Si l'IRAIM n'indique pas une erreur dans GT , les observations GNSS sont optimisées.
-

Algo 5.3 : L'algorithme de la boucle d'IRAIM

5.2.3. Algorithme d'isolation

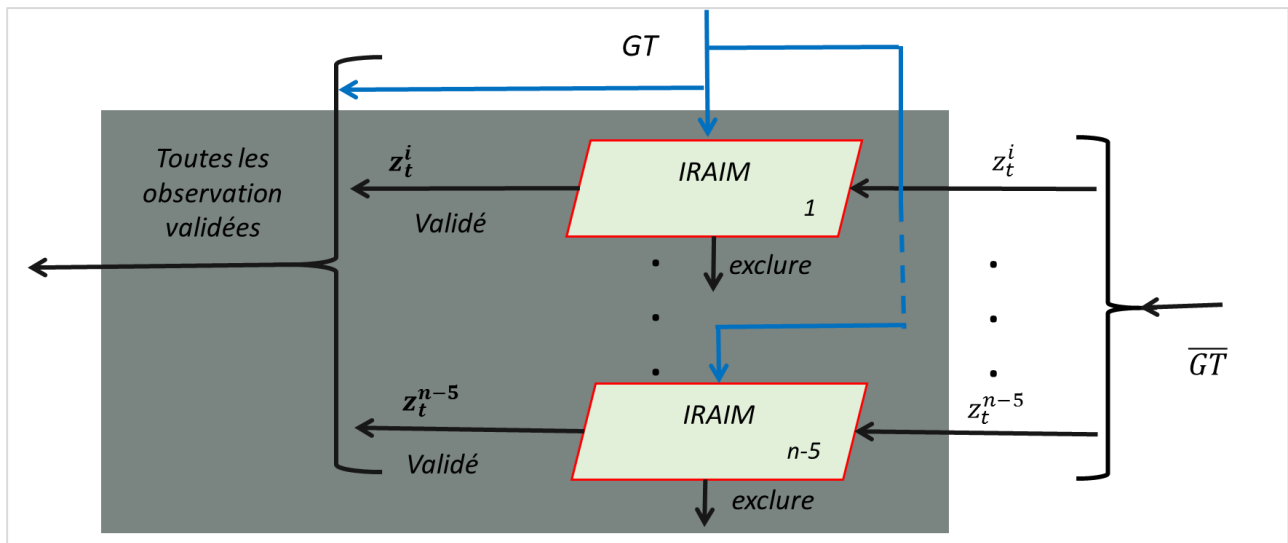


Figure 5.9 : L'algorithme d'isolation des observations erronées.

L'algorithme d'isolation des observations erronées (Figure 5.9) a pour but d'isoler et d'exclure les observations erronées. Cet algorithme est composé de $(n-5)$ tests d'IRAIM. L'entrée de chaque test est le GT et une observation de la \overline{GT} , où \overline{GT} est les observations GNSS qui n'existent pas dans l'ensemble GT . Si le $i^{\text{ème}}$ test IRAIM indique une erreur dans l'observation testée, on isole et on exclu z_t^i du processus de fusion de mesures GNSS. Si l' $i^{\text{ème}}$ test IRAIM n'indique pas une erreur dans l'observation testée, on utilise z_t^i dans le processus de fusion pour fournir le positionnement.

5. 3. *Résultats et discussions de la performance de l'approche proposée*

Nous présentons dans cette section les résultats de la méthode proposée dans ce chapitre. Nous montrons les performances de l'algorithme du diagnostic proposé en utilisant tout d'abord des données simulées et ensuite validées avec des données réelles. Les expérimentations ont été réalisées au laboratoire CRISAL UMR CNRS 9189.

5. 3. 1. *Résultats des simulations*

Les données GNSS simulées ont été créées à l'aide d'un logiciel développé sous Matlab. Ce logiciel est basé sur le modèle d'observation GNSS proposé dans ce chapitre.

L'étude de simulation a été réalisée en utilisant les conditions suivantes :

- Nombre d'observation entre 7 et 15 ;
- Les spécifications d'observation sont :
 - ❖ Nombre d'observations erronées $\in [0, n - 5]$ où n est le nombre d'observations à l'instant t ;
 - ❖ Les observations erronées apparaissent seulement aux instants 15 à 25, 45 à 70, 75 à 85 et 105 à 115 ;
 - ❖ Toutes les observations sont affectées par un bruit blanc gaussien avec une moyenne nulle et un écart-type de σ_ρ m.
- Nombres d'époques sont 120.

La figure 5.10 représente le nombre d'observations erronées à chaque instant de la trajectoire simulée.

La figure 5.11 illustre la trajectoire de référence (étoile noire) et la trajectoire estimée avant d'appliquer la méthode de CSI proposée (étoile rouge). Notons qu'un biais de positionnement est observé seulement si on a des observations erronées.

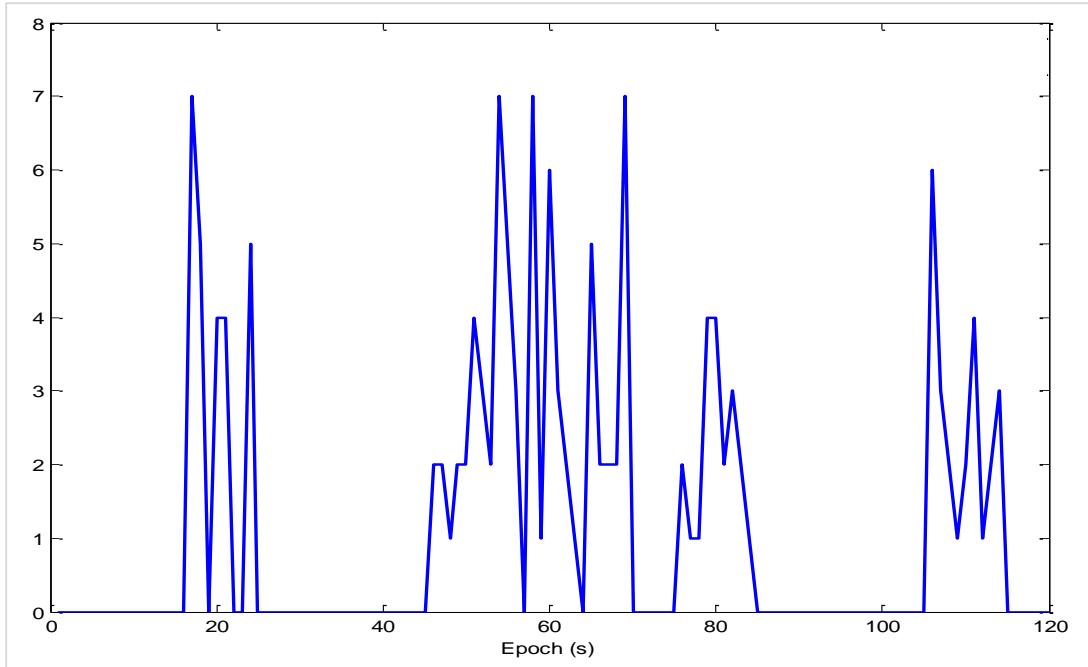


Figure 5.10 : Les nombres des observations erronées à chaque instant de la trajectoire simulée.

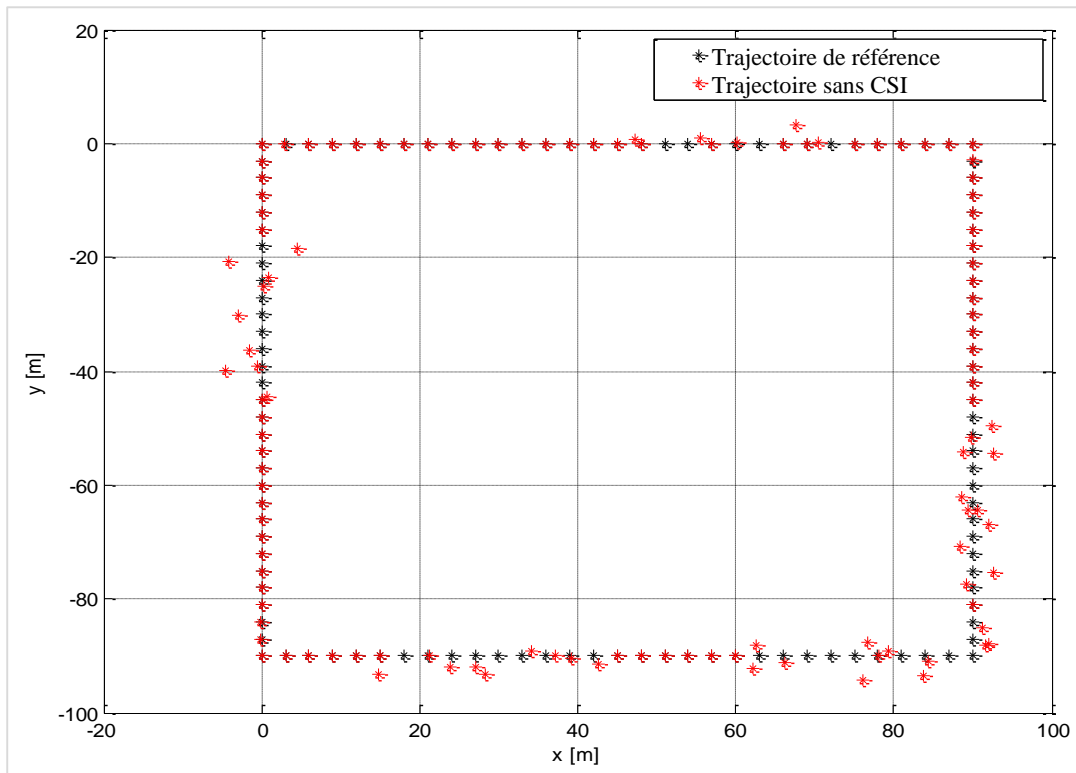


Figure 5.11 : Trajectoire de référence (étoile noire) vs Trajectoire sans CSI (étoile rouge).

Les figures 5.12 et 5.13 présentent l'IHPL, l'IHPE, l'IVPL et l'IVPE pour le processus de fusion des données sans la méthode CSI proposée. L'IHPE (resp. IVPE) est plus grand que l'IHPL

(resp. IVPL) quand il y a des observations erronées (aux instants 15 à 25, 45 à 70, 75 à 85 et 105 à 115). La montée en IVPE et en IHPE indiquent la nécessité de détecter et d'isoler une ou plusieurs observations erronées dans la procédure de correction.

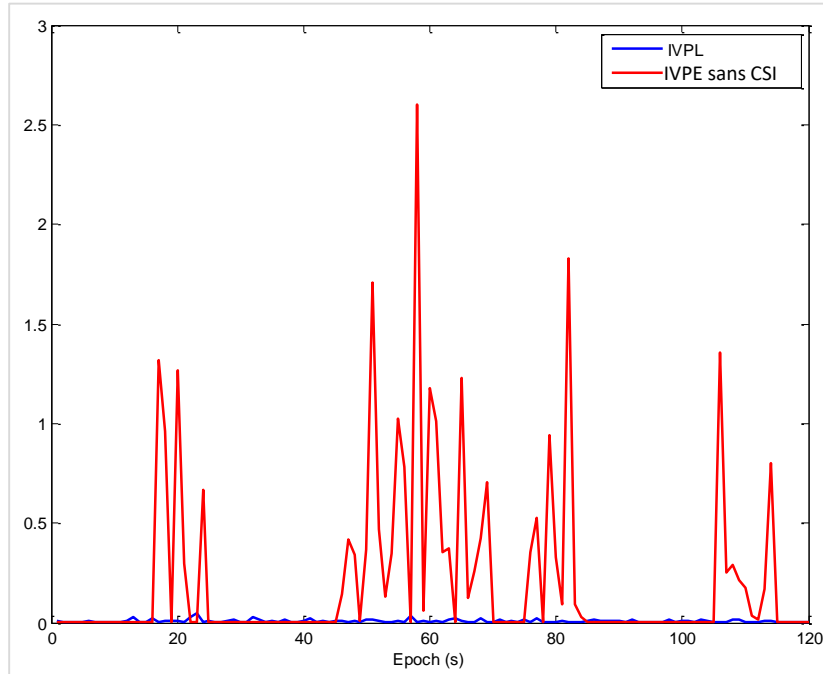


Figure 5. 12 : L'IVPL et l'IVPE du processus de fusion de données sans CSI.

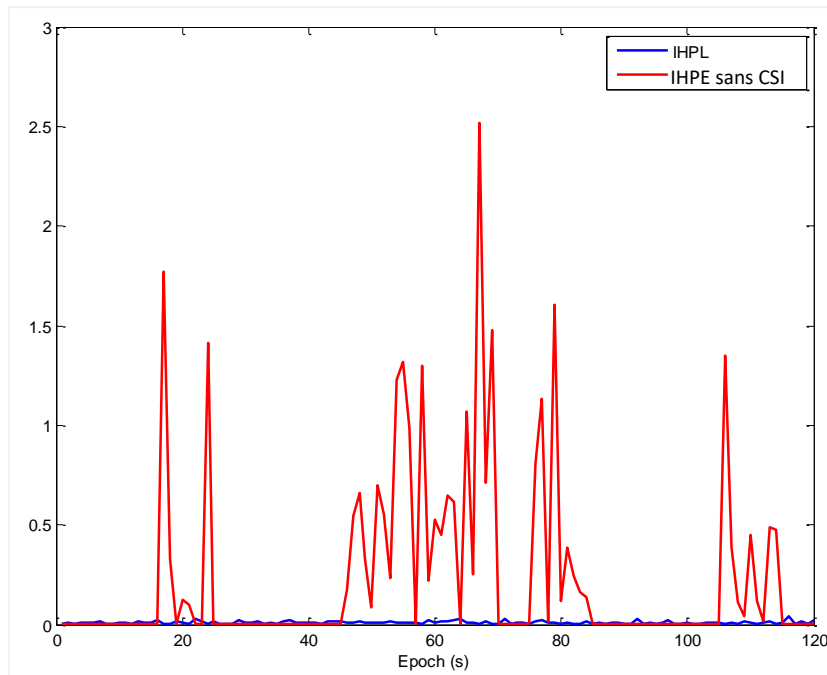


Figure 5. 13 : L'IHPL et l'IHPE du processus de fusion de données sans CSI.

Les figures 5.14 et 5.15 montrent une amélioration d'IHPE et IVPE lors de l'application de la méthode CSI proposée dans le processus de fusion de données.

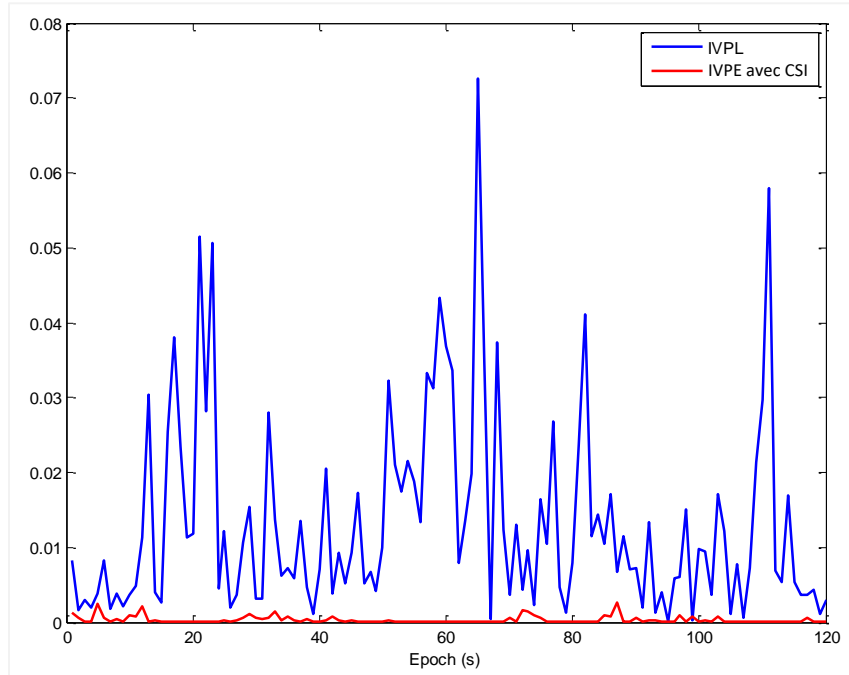


Figure 5. 14 : L'IVPL et l'IVPE du processus de fusion de données avec CSI.

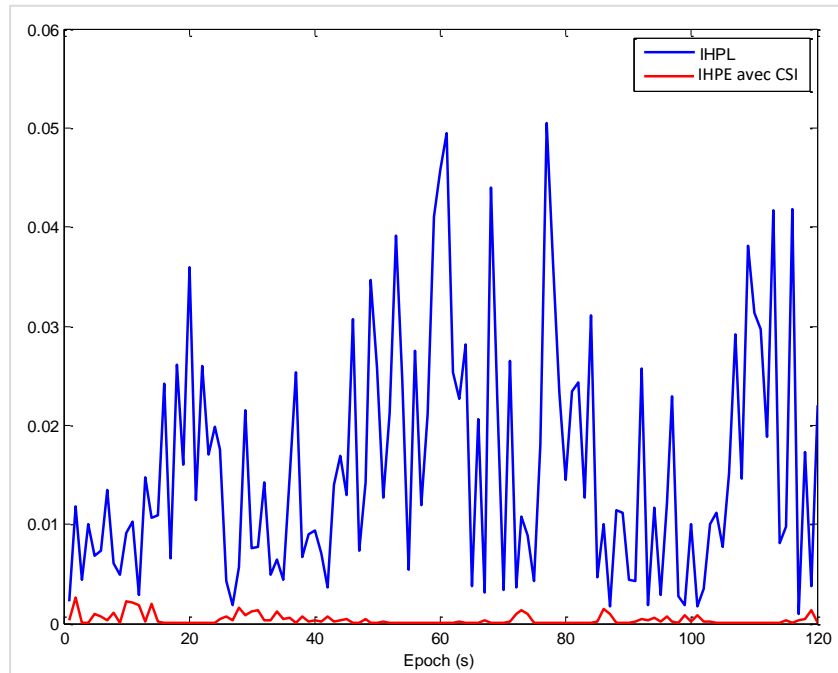


Figure 5. 15 : L'IHPL et l'IHPE du processus de fusion de données avec CSI.

La trajectoire après la détection et l'isolation des observations erronées est montrée dans la figure 5.16. On peut remarquer que la trajectoire (étoiles bleues) obtenue est semblable à la

trajectoire de référence (étoiles noires). Afin de quantifier la précision des trajectoires obtenues après CSI, l'erreur en information de la trajectoire estimée 'avec' (bleu) et 'sans' (rouge) l'application de la méthode proposée (CSI) sont illustrées dans la figure 5.17.

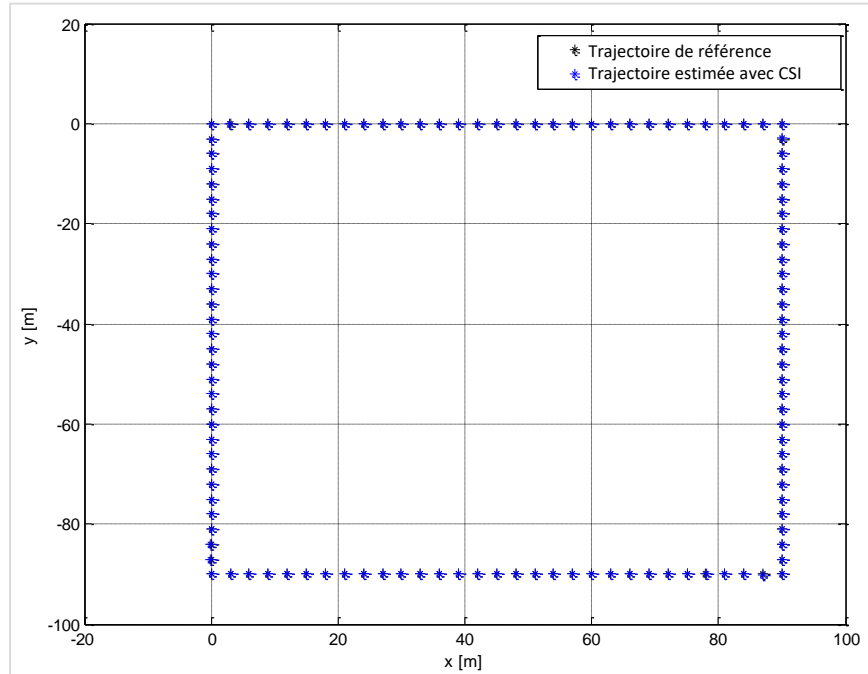


Figure 5. 16 : Trajectoire de référence (étoile noire) vs trajectoire estimée avec CSI (étoile bleue).

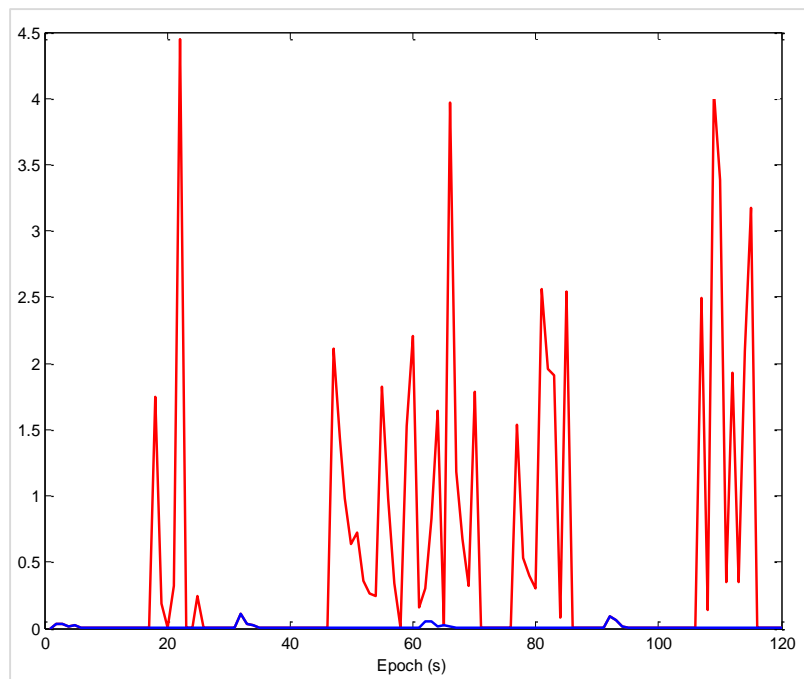


Figure 5. 17 : L'erreur en information sans CSI (rouge) vs l'erreur en information avec CSI (bleu).

5. 3. 2. Les résultats de l'application réelle

Dans cette section, la méthode de CSI est ensuite validée avec des données réelles. Un récepteur GPS ouvert (u-blox EVK-6T-open) a été utilisé dans différentes zones de la Cité Scientifique de Villeneuve d'Ascq pour l'acquisition des mesures GPS. Des zones problématiques de points de vue réception ont été choisies afin d'avoir des ondes en NLOS et en multi trajets. Deux ensembles d'observations ont été utilisés pour tester la méthode. Tableau 5.1 décrit les deux trajectoires de tests.

<i>trajectoire</i>	<i>Type de GPS</i>	<i>localisation</i>	<i>Nombre d'époques</i>	<i>Longueur de trajectoire</i>
<i>1</i>	<i>ublox EVK-6T-open</i>	<i>Cité Scientifique- Lille</i>	<i>230 époques</i>	<i>1370 m</i>
<i>2</i>	<i>ublox EVK-6T-open</i>	<i>Lille</i>	<i>189 époques</i>	<i>1460 m</i>

Tableau 5. 1 : Description de trajectoires expérimentales.

La figure 5.18 montre que lorsque le système de positionnement prend en considération tous les satellites visibles sans utiliser la méthode CSI proposée, un biais dans la trajectoire est observé près du stade (côté droite de la figure).



Figure 5. 18 : Trajectoire estimée sans l'utilisation de la méthode CSI.

Les erreurs informationnels en position horizontale et verticale du processus de positionnement pour la trajectoire 1 sans et avec l'utilisation de la méthode de CSI proposée sont présentées respectivement dans les figures 5.19 et 5.20. Nous pouvons remarquer qu'une erreur a

été détectée et exclue par la méthode CSI durant les instants entre 160s à 179s de la trajectoire. Où durant ces instants, l'IVPL et l'IHPL deviennent plus petit que l'IVPE et l'IHPE.

La figure 5.22 présente les trajectoires 'avec' (trajectoire bleue) et 'sans' (trajectoire rouge) l'utilisation de la méthode CSI proposée. Une amélioration de la trajectoire est observée, en particulier, près du stade.

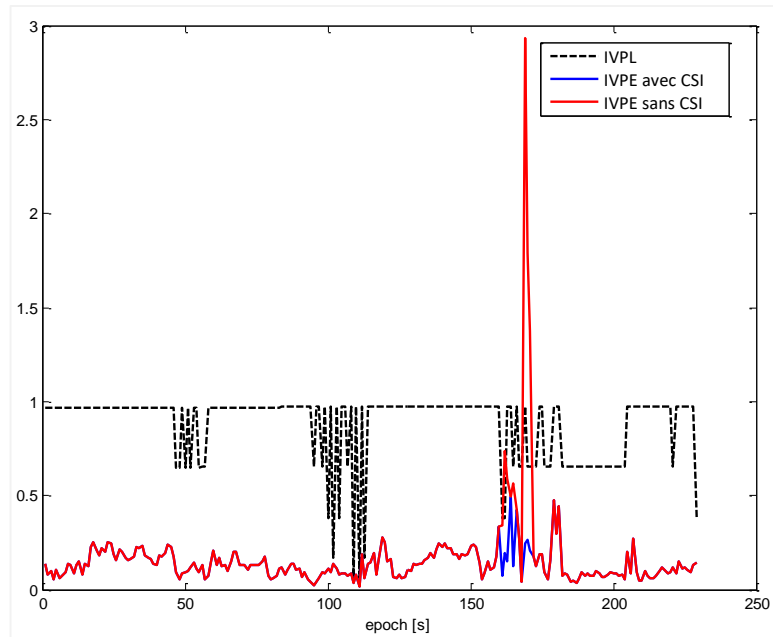


Figure 5. 19 : L'IVPL et l'IVPE de la trajectoire 1 'avec' et 'sans' l'utilisation de la méthode CSI.

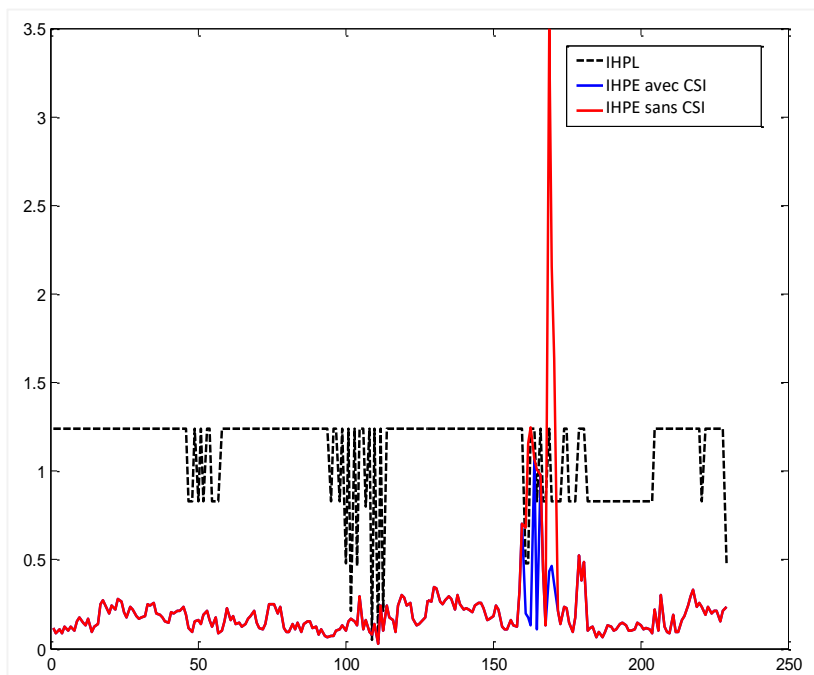


Figure 5. 20 : L'IHPL et l'IHPE de la trajectoire 1 'avec' et 'sans' l'utilisation de la méthode CSI.



Figure 5. 21 : Trajectoire 1 estimée 'avec' (bleu) et 'sans' (rouge) utilisation de la méthode CSI.



Figure 5. 22 : Trajectoire 2 estimée sans l'utilisation de la méthode CSI (rouge).

La trajectoire 2 a été choisie avec plus d'erreurs d'observation en NLOS et en multi-trajets. Dans la figure 5.22, on peut remarquer les erreurs sur cette trajectoire.

Les figures 5.23 et 5.24 présentent les erreurs informationnelles verticale et horizontale du processus de positionnement pour la trajectoire 2 'sans' et 'avec' l'utilisation de la méthode CSI.

Ces figures montrent que la procédure d'estimation de position est meilleure avec la méthode de CSI.

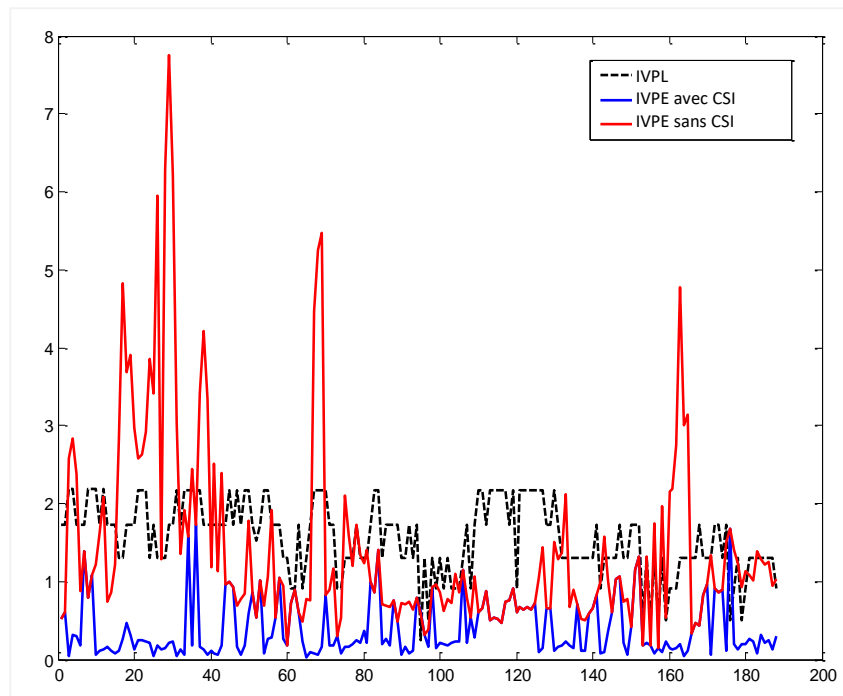


Figure 5. 23 : L'IVPL et l'IVPE de la trajectoire 2 'avec' et 'sans' l'utilisation de la méthode CSI.

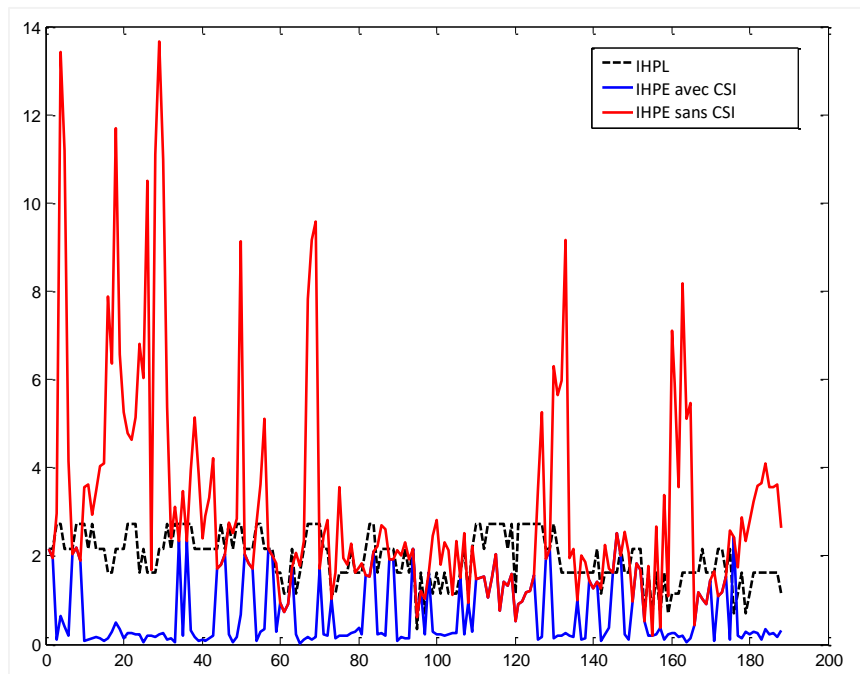


Figure 5. 24 : L'IHPL et l'IHPE de trajectoire 2 'avec' et 'sans' l'utilisation de la méthode CSI.

La figure 5.26 montre les performances et la précision de la méthode proposée (méthode CSI).

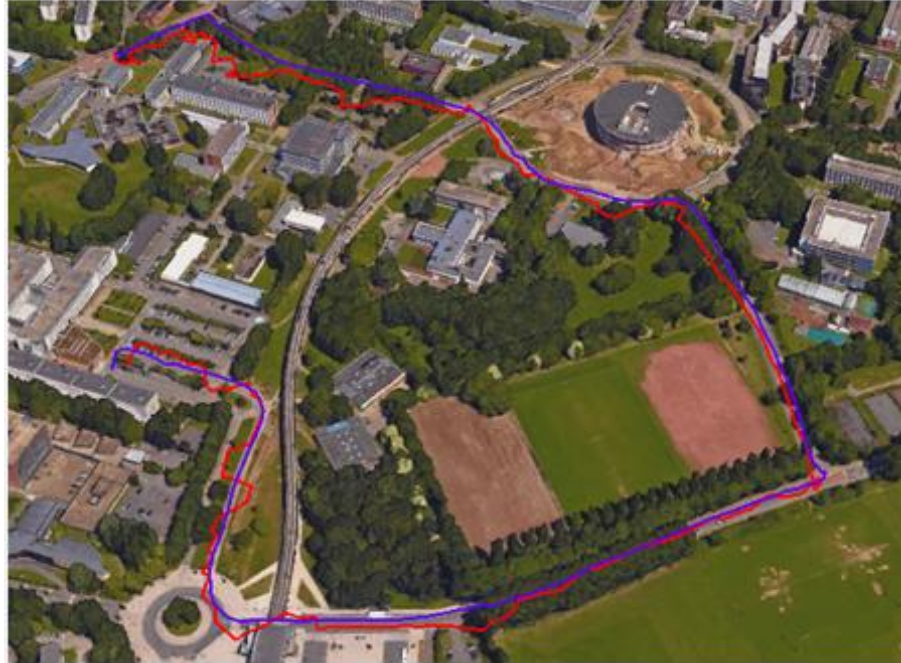


Figure 5. 25 : La trajectoire 2 estimée avec CSI (bleu) est sans CSI (rouge).

5. 4. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté une nouvelle approche pour l'estimation de la position qui intègre une couche de contrôle et surveillance d'intégrité d'un positionnement à l'aide d'un système GNSS. C'est une approche qui s'inscrit dans un formalisme purement informationnel : filtre informationnel d'une part, et projection des mesures et des erreurs dans l'espace informationnel d'autre part.

La méthode du contrôle et de surveillance de l'intégrité proposée dans ce chapitre se décompose en trois étapes principales. Tout d'abord, la méthode IRAIM est mise au point afin de détecter les observations erronées dans l'espace informationnel. Dans un deuxième temps, un algorithme d'optimisation d'ordre des observations basé sur une fonction d'optimisation a été élaboré afin d'orienter et de guider la sélection d'un ensemble d'observations GNSS potentiellement non-erronées. Enfin, la dernière étape permet d'exclure les observations erronées à partir du processus du positionnement.

Afin de tester l'approche proposée, des données simulées et d'autres réelles ont été utilisées. Les résultats des trajectoires de test 'avec' et 'sans' l'utilisation de la méthode CSI sont présentés afin d'évaluer la performance de l'approche proposée au niveau de la détection et l'isolation de

mesures erronées et plus particulièrement dans le cas d'occurrence de défauts multiples simultanés de mesures GNSS.

Chapitre 6 : Conclusions et perspectives

6.1. Conclusion

Ces travaux de thèse traitent de la problématique du Contrôle et de la Surveillance de l'Intégrité d'un système de radio-positionnement satellitaire. Les méthodes de CSI développées sont intégrées à l'algorithme d'estimation de position dans un formalisme informationnel. La majorité des méthodes de CSI classiques partagent la même hypothèse, à savoir qu'une seule mesure de GNSS erronée peut-être détectée à un instant t . Cependant, l'occurrence de plusieurs mesures erronées à un instant t est bien plausible dans des zones urbaines ou péri-urbaines. En plus, l'utilisation de plusieurs systèmes GNSS (récepteur GNSS multi-constellation) a augmenté considérablement le taux d'occurrence de plusieurs mesures GNSS erronées simultanées. Pour ces raisons, les nouvelles méthodes de CSI doivent être capable de détecter et de gérer les défauts multiples simultanées, ainsi que les contraintes de charge calculatoire liées aux applications embarquées.

Au niveau des méthodes de localisation, nous avons présenté dans ce travail différent type de modèles d'observations de pseudo-distances construites avec les mesures GNSS du code et de la phase. Par la suite, une comparaison entre la forme classique d'un filtrage de Kalman et sa forme informationnelle a été proposée dans le chapitre 4. Cette comparaison montre que la forme informationnelle est plus adaptée aux applications GNSS à cause du nombre plutôt important des mesures ainsi que la simplicité de l'étape de correction du filtre qui permet d'intégrer une couche de CSI plus aisément et avec un coût calculatoire raisonnable pour une application embarquée.

En ce qui concerne la problématique du CSI d'un système GNSS, cette thèse propose trois solutions qui s'inscrivent dans le cadre d'un formalisme informationnel :

La première méthode repose sur l'utilisation d'un banc de filtre informationnel à entrée inconnue et des métriques probabilistes informationnelles. En se basant sur la notion du rapport de vraisemblance et les notions de l'information mutuelle, des résidus informationnels sensibles aux défauts des mesures GNSS à détecter ont été élaborés. Un seuillage basé sur les caractéristiques de ces métriques informationnelles permet une détection simple, robuste et fiable de mesure GNSS erronée. Par ailleurs, cette méthode présente une limitation dans le cas des défauts multiples et simultanés de mesures GNSS.

La deuxième méthode repose sur la projection des observations GNSS dans l'espace informationnel. Dans cette méthode, nous avons montré que si la position prédite se trouve dans

le voisinage proche de la position réelle, les projections d'observations GNSS dans l'espace informationnel peuvent être utilisées pour détecter et identifier les observations erronées. Dans le cas où nous disposons d'une prédiction de la position d'une bonne qualité, la méthode peut donner des résultats plutôt intéressants. Mais, le modèle de prédiction utilisé, comme la majorité des modèles utilisés dans le domaine du GNSS, est plutôt d'une qualité plutôt médiocre. Pour ces raisons, la deuxième méthode, et malgré son originalité, n'est pas bien robuste car elle dépend fortement de la qualité de la prédiction de la position.

La troisième méthode a été développée dans l'objectif de résoudre les problèmes et les limitations des méthodes proposées dans le chapitre 5. Afin de rendre la méthode de CSI indépendante de la position prédite et capable de résoudre le problème des erreurs multiples simultanées, une nouvelle méthodologie a été proposée. Cette approche est composée de trois parties principales:

- Une couche d'IRAIM qui examine l'ensemble des observations GNSS et permet de détecter les erreurs,
- Afin d'améliorer la discrimination entre les observations erronées et non-erronées, une couche d'optimisation d'ordre des observations a été élaborée dans la deuxième partie. La sortie de cette couche est un ensemble de cinq observations non-erronées,
- Une dernière couche conçue afin d'isoler les observations erronées.

La méthodologie de détection et isolation de défauts utilisé dans la troisième méthode rend cette méthode indépendante du nombre de pannes de satellites et la position prédite. Bien que la fonction de détection de panne d'observations (IRAIM) soit sous l'hypothèse d'une seule panne, mais en raison de la récursivité de la couche d'optimisation, la méthode proposée est capable d'isoler plusieurs mesures erronées simultanées.

Dans cette thèse, nous avons consacré une attention particulière à la partie expérimentale. Les méthodes développées ont été testées et validées avec des mesures réelles en utilisant le logiciel goGPS et le récepteur U-blox. Les méthodes développées peuvent également tourner en temps réel.

6.2. *Perspectives*

Les résultats obtenus dans le cadre de cette thèse sont prometteurs. Cependant, certaines limitations ou améliorations peuvent être pointées et peuvent constituer des pistes pour des travaux futurs.

Estimateur d'état : Par analogie à ce qui a été proposé comme fonction d'optimisation de la prédiction, nous envisageons de développer une fonction d'optimisation pour estimer la matrice R (matrice de covariance du bruit de mesure). Il faut rappeler que cette matrice est fixée d'une façon plutôt heuristique dans la majorité des travaux dans le domaine. Par conséquent, un perfectionnement du choix de ces valeurs permettra une amélioration considérable de la qualité de l'étape de la correction de l'estimateur d'état.

Seuillage des tests de résidus : le choix du seuil de détection se fait actuellement d'une façon heuristique et expérimental. L'objectif est de développer des méthodes d'automatisation du seuillage en se basant sur des fonctions d'optimisation avec des critères informationnels.

L'utilisation de l'information cartographique 3D : cette partie constitue une des perspectives les plus importantes de ce travail. Pour une localisation GNSS, nous proposons d'utiliser l'information cartographique 3D dans un formalisme de fusion multi-capteurs en couplage serré avec une couche de CSI. L'information cartographique 3D pourrait être exploitée de différentes façons afin d'améliorer la qualité de la localisation. Mais aussi pour la partie CSI, la cartographie 3D pourrait être d'utilité afin d'appliquer un seuillage optimisé en utilisant les tests des résidus développés. Les distributions de probabilités de la variable de test dans le cas 'avec' et 'sans' défaut doivent être déterminées a priori. L'obtention de ces distributions d'une manière fiable peut-être réalisée à travers l'utilisation d'un simulateur de système GNSS intégrant une cartographie 3D comme le logiciel SPRING 3D.

Bibliographie

- [1] J. Al Hage, N. A. Tmazirte, M. E. El Najjar, et D. Pomorski, “*Fault tolerant fusion approach based on information theory applied on GNSS localization*”, 18th International Conference on Information Fusion, 2015, pp. 696–702.
- [2] M. Kaddour, M. E. El Najjar, Z. Naja, N. A. Tmazirte, et N. Moubayed, “*Fault detection and exclusion for GNSS measurements using observations projection on information space*”, Fifth International Conference on Digital Information and Communication Technology and its Applications (DICTAP), 2015, pp. 198–203.
- [3] M. Al-Khatib et J. J. Saade, “*An efficient data-driven fuzzy approach to the motion planning problem of a mobile robot*”, Fuzzy Sets and Systems, 2003, Vol. 134, No. 1, pp. 65–82.
- [4] R. Labayrade, D. Aubert, et J. P. Tarel, “*Real time obstacle detection in stereovision on non-flat road geometry throughv-disparity representation*”, Intelligent Vehicle Symposium, 2002, Vol. 2, pp. 646–651.
- [5] M. Sarter, B. Givens, et J. P. Bruno, “*The cognitive neuroscience of sustained attention: where top-down meets bottom-up*”, Brain research reviews, 2001, Vol. 35, No. 2, pp. 146–160.
- [6] G. Pezzulo, “*Coordinating with the future: the anticipatory nature of representation*”, Minds and Machines, 2008, Vol. 18, No. 2, pp. 179–225.
- [7] E. Kaplan et C. Hegarty, “*Understanding GPS: Principles and Applications*”, Second Edition, Artech House. INC, 2005.
- [8] P. Misra et P. Enge. “*Global Positioning System: Signals, Measurements and Performance*”, International Journal of Wireless Information Networks, 2001, pp 83–105.
- [9] W. Parkinson, J. Spilker, P. Axelrad, et P. Enge. “*Global Positioning System: Theory and Applications*”, Progress in Astronautics, 1996, Vol. 163, pp.320-333.
- [10] C. J. Hegarty et E. Chatre, “*Evolution of the global navigation satellite system (GNSS)*”, Proceedings of the IEEE, 2008, Vol. 96, No. 12, pp. 1902–1917.
- [11] Y. Urlichich, V. Subbotin, G. Stupak, V. Dvorkin, A. Povalyaev, S. Karutin, et R. Bakitko, “*GLONASS modernization*”, GPS World, 2011, Vol. 22, No. 11, pp. 34–39.
- [12] O. Montenbruck, A. Hauschild, P. Steigenberger, U. Hugentobler, P. Teunissen, et S. Nakamura, “*Initial assessment of the COMPASS/BeiDou-2 regional navigation satellite system*”, GPS solutions, 2013, Vol. 17, No. 2, pp. 211–222.
- [13] GPS World. “*India Launches Third Navigation Satellite*”, IRNSS-1C. GPS World, October 16, 2014.
- [14] S. Thombre, M. Z. H. Bhuiyan, L. Ruotsalainen et H. Kuusniemi, “*A Software Multi-GNSS Receiver Implementation for the Indian Regional Navigation Satellite System*”, IETE Journal of Research, 2016, Vol. 62, Issue 2. pp. 246-256.

- [15] I. Kawano, M. Mokuno, S. Kogure, et M. Kishimoto, “*Japanese experimental GPS augmentation using quasi-zenith satellite system (QZSS)*”, 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2004), 2001, pp. 175–181.
- [16] F. Wu, N. Kubo, et A. Yasuda, “*Performance evaluation of GPS augmentation using quasi-zenith satellite system*”, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2004, Vol. 40, No. 4, pp. 1249–1260.
- [17] J. Bureau, “*Définition et analyse statistique d’une mesure d’intégrité pour données GPS/EGNOS*”, PhD Thesis Report, Université de Toulouse, Université Toulouse III-Paul Sabatier, 2012.
- [18] N. Viandier, “*Modélisation et utilisation des erreurs de pseudo-distances GNSS en environnement transport pour l’amélioration des performances de localisation*”, PhD Thesis Report, Ecole Centrale de Lille, 2011.
- [19] S. Durand, “*Amélioration de la précision de la localisation différentielle temps réel par mesure de phase des systèmes GNSS: étude détaillée des équations d’observation et du problème de résolution des ambiguïtés entières*”, PhD Thesis Report, Observatoire de Paris, 2003.
- [20] V. Drevelle, “*Étude de méthodes ensemblistes robustes pour une localisation multisensorielle intègre. Application à la navigation des véhicules en milieu urbain*”, PhD Thesis Report, Université de Technologie de Compiègne, 2011.
- [21] J. A. Klobuchar, “*Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users*”, IEEE Transactions on aerospace and electronic systems, 1987, No. 3, pp. 325–331.
- [22] H. S. Hopfield, “*Tropospheric effect on electromagnetically measured range: Prediction from surface weather data*”, Radio Science, 1971, Vol. 6, No. 3, pp. 357–367.
- [23] J. N. Bradbury, “*ICAO and future air navigation systems*”, in Automation and systems issues in air traffic control, Springer, 1991, pp. 79–99.
- [24] A. Annex, “*Global Positioning System Standard Positioning Service Signal Specification*”, United States Coast Guard Navigation Center, 1995.
- [25] M. Malicorne, C. Macabiau, V. Calmettes, et M. Bousquet, “*Effects of masking angle and multipath on Galileo performances in different environments*”, 8th Saint Petersburg Conference on Integrated Navigation Systems, 2002, Vol. 36, pp. 81–96.
- [26] V. Calmettes, M. Bousquet, W. Vigneau, F. Legrand, et J. Lemorton, “*Analyse des brouillages non-intentionnels sur les systèmes de navigation par satellite et des techniques permettant d’en réduire les effets*”, Application au système GALILEO, Revue Scientifique et Technique de la Défense, 2004, Vol. 12, pp. 91–102.
- [27] A. Giremus, J.-Y. Tourneret, et A. Doucet, “*A fixed-lag particle filter for the joint detection/compensation of interference effects in GPS navigation*”, IEEE Transactions on Signal Processing, 2010, Vol. 58, No. 12, pp. 6066–6079.

- [28] E. Calais, R. Bayer, J. Chery, F. Cotton, E. Doerflinger, M. Flouzat, F. Jouanne, M. Kasser, M. Laplanche, D. Maillard, J. Martinod, F. Mathieu, P. Nicolon, J.M. Nocquet, O. Scotti, L. Serrurier, M. Tardy, et C. Vigny, “*REGAL; réseau GPS permanent dans les Alpes occidentales; configuration et premiers résultats*”, Bulletin de la Société géologique de France, 2001, Vol. 172, No. 2, pp. 141–158.
- [29] D. Manandhar, R. Shibasaki, et P.L. Normark, “*GPS signal analysis using LHCP/RHCP antenna and software GPS receiver*”, 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2004), 2001, pp. 2489–2498.
- [30] M. T. Brenneman, Y. T. Morton, et Q. Zhou, “*An anova-based gps multipath detection algorithm using multi-channel software receivers*”, IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium, 2008, pp. 1316–1323.
- [31] S. Gleason et D. Gebre-Egziabher, “*GNSS applications and methods*”, Artech House, 2009.
- [32] P. D. Groves, “*Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems*”, Artech House, Boston, London, 2008.
- [33] D. ICAO, “*Global Navigation Satellite System (GNSS) Manual*”, International Civil Aviation Organization, First Edition, 2005.
- [34] S. Feng, W. Ochieng, T. Moore, C. Hill, et C. Hide, “*Carrier phase-based integrity monitoring for high-accuracy positioning*”, GPS solutions, 2009, Vol. 13, No. 1, pp. 13–22.
- [35] ICAO, “*International standards and recommended practices - Annex 10 to convention on international civil aviation*”, Tech. Rep., International Civil Aviation Organization, 2006.
- [36] W. MOPS, “*Minimum operational performance standards for global positioning system/wide area augmentation system airborne equipment*”, RTCA Inc. Document No. RTCA/DO-229B, 1999, Vol. 6.
- [37] F. Faurie, “*Algorithmes de contrôle d’intégrité pour la navigation hybride GNSS et systèmes de navigation inertielle en présence de multiples mesures satellitaires défaillantes*”, PhD Thesis Report, Université de Bordeaux 1, 2011.
- [38] M. Bahrami, “*Getting back on the sidewalk: Doppler-aided autonomous positioning with single-frequency mass market receivers in urban areas*”, 22nd International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2009), 2001, pp. 1716–1725.
- [39] M. Spangenberg, “*Safe navigation for vehicles*”, PhD Thesis Report, University of Toulouse, 2009.
- [40]—M. S. Grewal, L. R. Weill, et A. P. Andrews, “*Global positioning systems, inertial navigation, and integration*”, John Wiley & Sons, second edition, 2007.
- [41] D.F. Betaille, P.A. Cross, et H.J. Euler, “*Assessment and improvement of the capabilities of a window correlator to model GPS multipath phase errors*”, IEEE transactions on aerospace and electronic systems, 2006, Vol. 42, No. 2, pp. 705–717.
- [42] K. Borre, D. M. Akos, N. Bertelsen, P. Rinder, et S. H. Jensen, “*A software-defined GPS and Galileo receiver: a single-frequency approach*”, Springer Science & Business Media, 2007, pp 103-120.

- [43] F. Duquenne, S. Botton, F. Peyret, D. Bétaille, et P. Willis, “*Localisation et navigation par satellites*”, Edition Hermès Lavoisier, 2^e édition revue et augmentée, 2005, pp. 261–274.
- [44] M. S. Grewal, “*Kalman filtering*”, Springer Berlin Heidelberg, 2011, pp. 705-708.
- [45] R. E. Kalman, “*A new approach to linear filtering and prediction problems*”, Journal of basic Engineering, 1960, Vol. 82, No. 1, pp. 35–45.
- [46] K. Fujii, “*Extended Kalman Filter*”, online : "www-jlc.kek.jp", 2013.
- [47] H. Durrant-Whyte, “*Introduction to decentralised data fusion*”, The Australian Center for Field Robotics, University of Sydney, Sydney, Australia, 2004.
- [48] Y. C. Lee, “*Analysis of range and position comparison methods as a means to provide GPS integrity in the user receiver*”, Annual Meeting of the Institute of Navigation, 1986, pp. 1–4.
- [49] B. W. Parkinson et P. Axelrad, “*Autonomous GPS integrity monitoring using the pseudo-range residual*”, Navigation, 1988, Vol. 35, No. 2, pp. 255–274.
- [50] M. A. Sturza, “*Navigation system integrity monitoring using redundant measurements*”, Navigation, 1988, Vol. 35, No. 4, pp. 483–501.
- [51] A. K. Bejczy, “*Non-Orthogonal Redundant Configurations of Single-Axis Strapped-Down Gyros*”, JPL Quarterly Technical Review, 1971, Vol. 1, No. 2, pp. 107–118.
- [52] A. PEJSA, “*Optimum orientation and accuracy of redundant sensor arrays*”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1971.
- [53] E. Gai, J. V. Harrison, et K. C. Daly, “*FDI performance of two redundant sensor configurations*”, IEEE transactions on aerospace and electronic systems, 1979, No. 3, pp. 405–413.
- [54] A. C. Escher, “*Study of the contribution of GNSS/INS hybridization to GNSS integrity monitoring for civil aviation applications*”, PhD Thesis Report, INP Toulouse, 2003.
- [55] L. Wang, P. D. Groves, et M. K. Ziebart, “*Multi-constellation GNSS performance evaluation for urban canyons using large virtual reality city models*”, Journal of Navigation, 2012, Vol. 65, No. 3, pp. 459–476.
- [56] Y. C. Lee, “*Performance of receiver autonomous integrity monitoring (RAIM) in the presence of simultaneous multiple satellite faults*”, 60th Annual Meeting of The Institute of Navigation, 2001, pp. 687–697.
- [57] A. Younes, B. Bakhache, I. Nikiforov, et A. Benhallam, “*Sequential RAIM: theory and application to civil aviation needs*”, ION GPS 1998, 11th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, pp. 63-71.
- [58] D. Salós et D. Carlos, “*Integrity monitoring applied to the reception of GNSS signals in urban environments*”, PhD Thesis Report, Université de Toulouse, 2012.
- [59] T. Walter et P. Enge, “*Weighted RAIM for precision approach*”, ION GPS, 1995, Vol. 8, pp. 1995–2004.

- [60] Y. C. Lee et D. G. O’Laughlin, “*Performance Analysis of a Tightly Coupled GPS/Inertial System for Two Integrity Monitoring Methods I*”, Navigation, 2000, Vol. 47, No. 3, pp. 175–189.
- [61] R. Mehra, “*On the identification of variances and adaptive Kalman filtering*”, IEEE Transactions on automatic control, 1970, Vol. 15, No. 2, pp. 175–184.
- [62] J. Diesel, “*A new approach to GPS integrity/availability: immediate global sole means without WAAS*”, 7th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, ION GPS, 1994, pp. 567–576.
- [63] M. Brenner, “*Integrated GPS/inertial fault detection availability*”, Navigation, 1996, Vol. 43, No. 2, pp. 111–130.
- [64] R. G. Brown et P. McBurney, “*Self-Contained GPS Integrity Check Using Maximum Solution Separation*”, Navigation, 1988, Vol. 35, No. 1, pp. 41–53.
- [65] K. Vanderwerf, “*FDE using multiple integrated GPS/inertial Kalman filters in the presence of temporally and spatially correlated ionospheric errors*”, 14th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, ION GPS, 2001, Salt Lake City, UT, pp. 2676–2685.
- [66] A. Martineau, C. Macabiau, I. Nikiforov, et B. Roturier, “*Performance of receiver autonomous integrity monitoring (RAIM) for vertically guided approaches*”, ENC-GNSS 2008, Conférence Européenne de la Navigation, pp. 145-163.
- [67] A. Angrisano, S. Gaglione, et C. Gioia, “*Performance assessment of GPS/GLONASS single point positioning in an urban environment*”, Acta Geodaetica et Geophysica, 2013, Vol. 48, No. 2, pp. 149–161.
- [68] M. Joerger, F.-C. Chan, S. Langel, et B. Pervan, “*RAIM detector and estimator design to minimize the integrity risk*”, 25th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation, ION GNSS, 2012, Nashville, pp. 62-75.
- [69] A. Giremus et A.C. Escher, “*A GLR algorithm to detect and exclude up to two simultaneous range failures in a GPS/Galileo/IRS case*”, ION GNSS, 2007, 20th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, pp. 2911 – 2923.
- [70] J. Ni, Y. Zhu, et W. Guo, “*An improved RAIM scheme for processing multiple outliers in GNSS*”, 21st International Conference on Advanced Information Networking and Applications Workshops, (AINAW), 2007, Vol. 1, pp. 840–845.
- [71] C.-W. Jeon et G. Lachapelle, “*A new TLS-based sequential algorithm to identify two failed satellites*”, International Journal of Control, Automation, and Systems, 2005, Vol. 3, No. 2, pp. 166–172.
- [72] Z. Qiang, Z. Xiaolin, et C. Xiaoming, “*Research on RAIM algorithm under the assumption of simultaneous multiple satellites failure*”, 8th ACIS International Conference on Software Engineering, Artificial Intelligence, Networking, and Parallel/Distributed Computing, SNPD, 2007, Vol. 1, pp. 719–724.
- [73] B. S. Pervan, S. P. Pullen, et J. R. Christie, “*A multiple hypothesis approach to satellite navigation integrity*”, Navigation, 1998, Vol. 45, No. 1, pp. 61–71.

- [74] A. Ene, J. Blanch, et T. Walter, “*Galileo-GPS RAIM for vertical guidance*”, Proceedings of the ION NTM, 2006, pp. 432–440.
- [75] P. Y. Hwang et R. G. Brown, “*RAIM-FDE Revisited: A New Breakthrough in Availability Performance With nioRAIM (Novel Integrity-Optimized RAIM)*”, Navigation, 2006, Vol. 53, No. 1, pp. 41–51.
- [76] G. Schroth, A. Ene, J. Blanch, T. Walter, et P. Enge, “*Failure detection and exclusion via range consensus*”, European Navigation Conference, 2008, pp. 120-134 .
- [77] G. Schroth, M. Rippl, A. Ene, J. Blanch, B. Belabbas, T. Walter, P. Enge, et M. Meurer, “*Enhancements of the range consensus algorithm (RANCO)*”, ION GNSS Conference, 2008, pp. 93–103.
- [78] M. Rippl, G. Schroth, B. Belabbas, et M. Meurer, “*A probabilistic assessment on the Range Consensus (RANCO) RAIM Algorithm*”, International Technical Meeting of The Institute of Navigation, ION ITM, 2009, pp. 248–255.
- [79] Z. Jiang et P. D. Groves, “*GNSS nlos and multipath error mitigation using advanced multi-constellation consistency checking with height aiding*”, 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, Nashville, 2012, pp. 79-88.
- [80] S. Feng et W. Y. Ochieng, “*User level autonomous integrity monitoring for seamless positioning in all conditions and environments*”, European Navigation Conference GNSS, 8-10 May, 2006, Manchester, UK, pp. 2573–2583.
- [81] A. Simsky, “*Standalone real-time navigation algorithm for single-frequency ionosphere-free positioning based on dynamic ambiguities (DARTS-SF)*”, ION GNSS, 2006, 18th International Technical Meeting of the Satellite Division, Fort Worth, Texas, pp. 301–308,
- [82] K. Chen et Y. Gao, “*Real-time precise point positioning using single frequency data*”, 18th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation ION GNSS, 2005, Long Beach, pp. 1514-1523.
- [83] B. Wang, D. Chen, et H. Bian, “*Cycle Slips Detection and Repairing to GPS Phase Observation Based on Sym4 Wavelet*”, International Conference on Multimedia and Signal Processing (CMSP), 2011, Vol. 1, pp. 329–333.
- [84] T. Yi, H. Li, et G. Wang, “*Cycle slip detection and correction of GPS carrier phase based on wavelet transform and neural network*”, Sixth International Conference on Intelligent Systems Design and Applications, 2006, Vol. 1, pp. 46–50.
- [85] M. Kirkko-Jaakkola, J. Traugott, D. Odijk, J. Collin, G. Sachs, et F. Holzapfel, “*A RAIM approach to GNSS outlier and cycle slip detection using L1 carrier phase time-differences*”, IEEE Workshop on Signal Processing Systems, 2009, pp. 273–278.
- [86] L. Gun, H. Yong-hui, et Z. Wei, “*A new algorithm of detecting and correction cycle slips in dual-frequency GPS*”, IEEE International Frequency Control Symposium and Exposition, 2006, pp. 622–627.
- [87] N. A. Tmazirte, M. E. El Najjar, C. Smaili, et D. Pomorski, “*Multi-sensor data fusion based on information theory. Application to GNSS positioning and integrity monitoring*”, 15th International Conference on Information Fusion (FUSION), 2012, pp. 743–749.

- [88] D.-J. Lee, “*Nonlinear estimation and multiple sensor fusion using unscented information filtering*”, IEEE Signal Processing Letters, 2008, Vol. 15, pp. 861–864.
- [89] S. Grime et H. F. Durrant-Whyte, “*Data fusion in decentralized sensor networks*”, Control engineering practice, 1994, Vol. 2, No. 5, pp. 849–863.
- [90] E. Realini et M. Reguzzoni, “*goGPS: open source software for enhancing the accuracy of low-cost receivers by single-frequency relative kinematic positioning*”, Measurement Science and technology, 2013m Vol. 24, No. 11, pp. 321-335.
- [91] R. M. Eustice, H. Singh, et J. J. Leonard, “*Exactly sparse delayed-state filters for view-based SLAM*”, IEEE Transactions on Robotics, 2006, Vol. 22, No. 6, pp. 1100–1114.
- [92] R. Toledo-Moreo, D. Bétaille, et F. Peyret, “*Lane-level integrity provision for navigation and map matching with GNSS, dead reckoning, and enhanced maps*”, IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2010, Vol. 11, No. 1, pp. 100–112.
- [93] L. Zhao, W. Y. Ochieng, M. A. Quddus, et R. B. Noland, “*An extended Kalman filter algorithm for integrating GPS and low cost dead reckoning system data for vehicle performance and emissions monitoring*”, The journal of Navigation, 2003, Vol. 56, No. 2, pp. 257–275.
- [94] M. St-Pierre et D. Gingras, “*Comparison between the unscented Kalman filter and the extended Kalman filter for the position estimation module of an integrated navigation information system*”, IEEE Intelligent Vehicles Symposium, 2004, pp. 831–835.
- [95] N. A. Tmazirte, M. E. El Najjar, J. Al Hage, C. Smaili, et D. Pomorski, “*Fast multi fault detection & exclusion approach for GNSS integrity monitoring*”, 17th International Conference Information Fusion (FUSION), 2014, pp. 1–6.
- [96] M. Kaddour, N. A. Tmazirte, M. E. El-Najjar, Z. Naja, et N. Moubayed, “*Autonomous integrity monitoring for GNSS localization using informational approach and iono-free measurements*”, Third International Conference on Cyber Security, Cyber Warfare and Digital Forensic (CyberSec), 2014, pp. 64–69.
- [97] N. Assimakis, M. Adam, et A. Douladiris, “*Information filter and Kalman filter comparison: Selection of the faster filter*”, International Journal of Information Engineering, 2012, Vol. 2, No. 1, pp. 1–5.
- [98] A. Leick, “*GPS Satellite Surveying*”, John Wiley & Sons, 2nd Edition, 1995.
- [99] J. Askne et H. Nordius, “*Estimation of tropospheric delay for microwaves from surface weather data*”, Radio Science, 1987, Vol. 22, No. 3, pp. 379–386.
- [100] M. Geyer et A. Daskalakis, “*Solving passive multilateration equations using Bancroft’s algorithm*”, 17th Conference on Digital Avionics Systems, AIAA/IEEE/SAE, 1998. Vol. 2, pp. F41/41–F41/48.
- [101] E. Realini, D. Yoshida, M. Reguzzoni, et V. Raghavan, “*Testing goGPS Low-cost RTK Positioning with a Web-based Track Log Management System*”, 1st International Workshop on Pervasive Web Mapping, Geo processing and Services (WebMGS), 2010, pp. 203-209.
- [102] N. L. Zhang et D. Poole, “*A simple approach to Bayesian network computations*”, 10th Canadian Conference on Artificial Intelligence, 1994, pp. 171-178.

- [103] R. Dechter, “*Bucket elimination: A unifying framework for reasoning*”, Artificial Intelligence, 1999, Vol. 113, No. 1, pp. 41–85.
- [104] C. E. Shannon et W. Weaver, “*A mathematical theory of communication*”, Urbana: University of Illinois Press, 1963.
- [105] C. E. Shannon, “*A mathematical theory of communication*”, ACM SIGMOBILE Mobile Computing and Communications Review, 2001, Vol. 5, No. 1, pp. 3–55.
- [106] T. M. Cover, et JA Thomas, “*Elements of information theory*”. Wiley Series in Telecommunications and Signal Processing, 2006.
- [107] X. X. Jin et C. D. de Jong, “*Relationship between satellite elevation and precision of GPS code observations*”, Journal of Navigation, 1996, Vol. 49, No. 2, pp. 253–265.
- [108] C. Brunini, “*Global ionospheric models from GPS measurements*”, PhD Thesis Report, Universidad Nacional de La Plata, 1998.
- [109] S. Khanafseh, N. Roshan, S. Langel, F.C. Chan, M. Joerger, et B. Pervan, “*GPS spoofing detection using RAIM with INS coupling*”, IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium-PLANS, 2014, pp. 1232–1239.
- [110] K. Cao, Y. Hu, J. Xu, et B. Li, “Research on Improved RAIM Algorithm Based on Parity Vector Method,” International Conference on Information Technology and Applications (ITA), 2013, pp. 221–224.
- [111] J. Meguro, T. Murata, J. Takiguchi, Y. Amano, et T. Hashizume, “*GPS multipath mitigation for urban area using omnidirectional infrared camera*”, IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2009, Vol. 10, No. 1, pp. 22–30.
- [112] J. Marais, M. Berbineau, et M. Heddebaut, “*Land mobile GNSS availability and multipath evaluation tool*”, IEEE transactions on vehicular technology, 2005, Vol. 54, No. 5, pp. 1697–1704.
- [113] T. Suzuki et N. Kubo, “*Gnss multipath and diffraction mitigation using 3d digital surface model in urban canyon*”, 24th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation, ION GNSS, 2012, pp 1583-1595.
- [114] K. A. B. Ahmad, M. Sahmoudi, C. Macabiau, A. Bourdeau, et G. Moura, “*Reliable GNSS Positioning in Mixed LOS/NLOS Environments Using a 3D Model*”, European Navigation Conference, 2013, pp. 94-106.
- [115] S. Bauer, M. Obst, R. Streiter, et G. Wanielik, “*Evaluation of shadow maps for non-line-of-sight detection in urban GNSS vehicle localization with VANETs-The GAIN approach*”, 17th IEEE Vehicular Technology Conference (VTC Spring), 2013, pp. 1–5.

Contribution à la surveillance et au contrôle de l'intégrité d'un système de localisation GNSS

Résumé

La décennie en cours a marqué l'arrivée irrésistible et irréversible des systèmes GNSS dans la société en les rendant accessibles à tous et indispensables à de nombreuses utilisateurs. L'amélioration des performances et de la fiabilité des systèmes GNSS est parmi les facteurs qui concourent au développement exponentiel du champ des applications et de services GNSS. Cette amélioration repose sur l'utilisation des méthodes d'estimation de la géo-position qui assure un niveau d'intégrité très élevé. Pour cela, ces méthodes doivent intégrer une couche de surveillance d'intégrité bien élaborée.

Dans ce travail, nous proposons des approches de contrôle et de surveillance d'intégrité d'une estimation d'une géo-position avec des mesures GNSS. Nous avons fait le choix de développer des approches basées sur un formalisme informationnel : filtre informationnel d'une part, et outils de la théorie de l'information d'autre part. Des résidus basés sur l'information mutuelle sont développés. Avec un seuillage adéquat, ces résidus permettent de détecter et d'exclure des mesures GNSS erronées. Dans ce contexte, d'autres idées ont été également mises à profit afin de robustifier les méthodes développées comme la projection des observations GNSS dans l'espace informationnel ainsi que des fonctions d'optimisation de la prédiction d'un filtre.

Les méthodes proposées sont testées et validées avec des données réelles acquises avec un véhicule expérimental équipé de plusieurs systèmes GNSS ouverts.

Mots clés : localisation, filtre informationnel, diagnostic, théorie de l'information, fonction d'optimisation, RAIM, système GNSS.

Abstract

The current decade has marked the irresistible and irreversible arrival of the GNSS systems in society by making them accessible and essential to many users. Improved performance and reliability of GNSS systems is among the factors that contribute to the exponential development of the field of GNSS applications and services. This improvement is based on the use of estimation methods of geo-positioning which ensures a very high level of integrity. For this, these methods must incorporate a layer of well-developed autonomous integrity monitoring.

In this work, we propose approaches for autonomous integrity monitoring of position estimation using GNSS measurements. We have chosen to develop approaches based on an informational formalism: Informational filter on the one hand and tools of the information theory of the other. Residuals based on mutual information are developed. With an appropriate thresholding, these residuals can detect and exclude GNSS erroneous measurements. In this context, other ideas were also developed in order to robustify the developed methods as the projection of GNSS observations in the information space and the development of optimization function in order to ameliorate the prediction of a filter.

The proposed methods are tested and validated with real data acquired with an experimental vehicle with several open GNSS systems.

Key words: localization, information filter, diagnosis, information theory, optimization function, RAIM, GNSS system.