



HAL
open science

Impact des multitrajets sur les performances des systèmes de navigation par satellite : Contribution à l'amélioration de la précision de localisation par modélisation bayésienne.

Donnay Fleury Nahimana

► To cite this version:

Donnay Fleury Nahimana. Impact des multitrajets sur les performances des systèmes de navigation par satellite : Contribution à l'amélioration de la précision de localisation par modélisation bayésienne.. Traitement du signal et de l'image [eess.SP]. Ecole Centrale de Lille, 2009. Français. NNT : . tel-00446552v1

HAL Id: tel-00446552

<https://theses.hal.science/tel-00446552v1>

Submitted on 13 Jan 2010 (v1), last revised 16 Mar 2011 (v2)

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

ECOLE CENTRALE DE LILLE

THÈSE

présentée en vue d'obtenir le titre de

DOCTEUR

Spécialité : Automatique et Informatique Industrielle

par

Donnay Fleury NAHIMANA

Titre de la thèse:

Impact des multitrajets sur les performances des systèmes de navigation par satellite : Contribution à l'amélioration de la précision de localisation par modélisation bayésienne

DOCTORAT DÉLIVRÉ PAR L'ECOLE CENTRALE DE LILLE

Soutenue le 19 février 2009 devant le jury constitué de:

<i>Président :</i>	Jean Charles NOYER,	Professeur, ULCO
<i>Rapporteurs :</i>	Jean-Yves TOURNERET,	Professeur, ENSEEIHT
	Philippe BONNIFAIT,	Professeur, UTC
<i>Examineur :</i>	David BÉTAILLE,	Chargé de Recherche, LCPC
<i>Directeurs de thèse :</i>	Emmanuel DUFLOS,	Professeur, Ecole Centrale de Lille
	Juliette MARAIS,	Chargée de Recherche, INRETS
<i>Invité :</i>	Michel ROUSSEAU,	Ingénieur, ALSTOM Belgium Transport

Thèse préparée au

LABORATOIRE ELECTRONIQUE, ONDES ET SIGNAUX POUR LES TRANSPORTS—INRETS/LEOST

20 rue Elisée Reclus 59650 VILLENEUVE D'ASCQ

Tél : +33 (0)3 20 43 83 43 – Fax : +33 (0)3 20 43 83 59

Remerciements

Je remercie en premier lieu le président du jury, Professeur Jean Charles Noyer ainsi que les membres du jury pour avoir participé à l'évaluation de mon travail, spécialement les professeurs Tourneret et Bonnifait qui ont bien accepté d'être rapporteurs de cette thèse.

Durant la période que j'ai passé à Lille à m'initier à ce travail de recherche, j'ai côtoyé des collègues, chercheurs et amis à qui je souhaite témoigner ma reconnaissance pour avoir contribué de près ou de loin au bon déroulement de mon travail et à mon équilibre personnel.

Tout d'abord et du fond du cœur, mes remerciements à mon directeur de thèse Emmanuel Duflos, Professeur à l'Ecole Centrale de Lille. Sa confiance, ses encouragements et son aide tout au long de ce parcours m'ont permis d'arriver jusqu'au bout de ce travail. Un grand merci à Juliette Marais, Chargée de Recherche à l'INRETS qui s'est chargée de mon encadrement. Elle a su me guider, m'éclairer et m'encourager depuis mon stage de Master Recherche et durant toute la thèse.

Je tiens à remercier François Caron, chargé de Recherche à l'INRIA Bordeaux et Manuel Davy, Chargé de Recherche au LAGIS. Pendant la première année de ma thèse, leurs explications sur le filtrage statistique et les Méthodes de Monte-Carlo séquentielles ont été d'un grand secours et m'ont permis de comprendre la tâche qui m'attendait.

Je suis reconnaissant envers l'INRETS et le laboratoire LEOST pour avoir bien voulu financer et donner les moyens de réaliser ce travail. Tous mes remerciements à Marion Berbineau, directrice du LEOST et à l'ensemble du personnel du laboratoire pour leur accueil et leur disponibilité spécialement le personnel administratif et technique : Lidwine Crampon, Olivier Delafraye, Emmanuel Debrauwer et Bernard Delsinne.

Un grand merci à la petite équipe Localisation et Navigation : Juliette Marais, Nicolas Viandier et Julie Beugin pour leur aide précieuse. Je tiens à remercier également les doctorants du laboratoire, Sébastien Lefebvre en premier pour son humour et son aide (surtout à propos de \LaTeX), Hassan Saghir et Nicolas Viandier qui ont été mes partenaires de bureau durant cette période. Je ne saurais pas oublier le personnel du LAGIS à l'Ecole Centrale où j'ai passé la plupart du temps au cours des derniers mois de la thèse.

Cette période a été aussi pour moi un moment de rencontre et de vie très enrichissant. Merci à tous mes amis rencontrés durant mon séjour chez les ch'tis, aux familles Millet,

Dauriac et Kazatsa. Les compatriotes de la région avec qui j'ai passé de super moments inoubliables.

Merci spécialement à Nina de m'avoir donné un point de vue extérieur et une aide sur les corrections orthographiques de ce manuscrit.

Enfin, je souhaite dire MERCI à toute ma famille qui m'a toujours soutenu et encouragé malgré la distance qui nous a séparé depuis ma première année universitaire.

*A mes parents,
A ma soeur
et mes frères.*

Table des matières

Table des figures	ix
Liste des tableaux	xiii
Liste des algorithmes	xv
Notations	xvii
Glossaire	xix
Introduction générale	1
Chapitre 1 La localisation par satellites en environnement contraint	7
1.1 Introduction	7
1.2 Le système de navigation par satellite GPS	8
1.2.1 Description du système	9
1.2.1.1 Le segment spatial	10
1.2.1.2 Le segment de contrôle	11
1.2.1.3 Le segment utilisateur	11
1.2.2 Le signal GPS et son traitement	12
1.2.2.1 Les caractéristiques du signal GPS	13
1.2.2.2 L'émission du signal	15
1.2.2.3 L'acquisition	16
1.2.2.4 Le calcul de la position	19
1.3 Les autres systèmes GNSS et leurs améliorations	22
1.3.1 Le système GALILEO	22
1.3.2 Le système russe GLONASS	24
1.3.3 Le système chinois Compass	25
1.3.4 Les systèmes de correction	25
1.3.4.1 Les techniques différentielles	25

1.3.4.2	Les techniques hybrides	26
1.4	Comportement dans le milieu urbain	27
1.4.1	Le masquage	28
1.4.2	Le retard de propagation	30
1.4.3	La visibilité des satellites	31
1.4.3.1	Le nombre de satellites	31
1.4.3.2	La géométrie des satellites	32
1.5	Techniques d'estimation : filtrage statistique	35
1.5.1	Le filtrage de Kalman et ses dérivées	37
1.5.1.1	Le filtrage de Kalman	37
1.5.1.2	Le filtre de Kalman étendu	39
1.5.1.3	Le filtre de Kalman sans parfum	40
1.5.2	Méthodes de Monte Carlo séquentielles	41
1.6	Conclusion	42
Chapitre 2 Modélisation des erreurs en milieu urbain		45
2.1	Introduction	45
2.2	Les phénomènes de propagation en milieu urbain	46
2.2.1	Etude théorique	47
2.2.1.1	Calcul du temps de propagation	47
2.2.1.2	La réflexion	48
2.2.1.3	La diffraction	50
2.2.1.4	Les multitrajets	51
2.2.2	Illustration des phénomènes	52
2.2.2.1	Par simulation avec le logiciel Ergospace [®]	52
2.2.2.2	Mise en évidence de l'impact des réflexions	53
2.2.2.3	En environnement urbain avec des données de mesure	54
2.2.3	Les distributions d'erreurs	55
2.2.3.1	Le trajet direct	57
2.2.3.2	Trajet alterné	60
2.2.3.3	Etat bloqué	61
2.2.4	Conclusion	61
2.3	Modèle d'erreurs en milieu urbain	61
2.3.1	Modèle à mélange de gaussiennes	62
2.3.2	Description de l'algorithme EM	63
2.3.3	Analyse en simulation	65
2.3.4	Analyse sur données réelles	66

2.4	Conclusion	68
Chapitre 3 Estimation de la position par filtrage bayésien		69
3.1	Introduction	69
3.2	Filtrage particulaire	71
3.2.1	Le contexte multicapteur	71
3.2.2	Le modèle du système	74
3.2.2.1	Modèle dynamique d'évolution des états du système . .	74
3.2.2.2	Modèle d'observation	74
3.3	Estimation de la position : Etat de réception obtenu par chaîne de Markov	75
3.3.1	Modèle à saut de Markov	75
3.3.2	Distribution d'importance	79
3.3.3	Algorithme	80
3.3.4	Simulations	80
3.4	Estimation de l'état de réception	84
3.4.1	Introduction	84
3.4.2	Distribution de Dirichlet	85
3.4.3	Distributions d'importance	85
3.4.4	Simulations	89
3.5	Conclusion	92
Chapitre 4 Mise en œuvre et validation sur données réelles		95
4.1	Introduction	95
4.2	Le contexte d'acquisition des mesures	96
4.3	Modélisation des erreurs de pseudodistances	99
4.4	Précision de localisation	102
4.4.1	Analyse des performances du filtre JMS/PF	102
4.4.2	Influence du nombre de gaussiennes	104
4.4.3	Effet du nombre de particules	104
4.5	Conclusion	106
Conclusion		107
Bibliographie		111
Annexes		121

Table des figures

1	Prévisions de la croissance des récepteurs GNSS au niveau mondial	3
2	Succession des chapitres de la thèse	5
1.1	Chaîne de traitement d'un récepteur GPS	12
1.2	Les fréquences GPS	14
1.3	La modulation du signal GPS	15
1.4	Brin de code C/A et sa réplique	17
1.5	Boucle de poursuite de code	19
1.6	Principe de triangulation	20
1.7	Système ECEF	21
1.8	Mesure de l'angle d'élévation	29
1.9	Variation de l'angle d'élévation	30
1.10	Visibilité des satellites GPS	31
1.11	Visibilité des satellites GPS en milieu urbain : cas de Lille	32
1.12	Configuration géométrique des satellites	32
1.13	Variation du HDOP	34
1.14	Modèle du système	35
1.15	Les particules sur une densité de probabilité	42
2.1	Réception de deux signaux issus d'un même émetteur	46
2.2	Schéma de la fonction de corrélation pour le cas "idéal"	48
2.3	Géométrie du phénomène de réflexion	48
2.4	Schéma de la fonction de corrélation pour le cas d'un signal réfléchi seul	50

2.5	Schéma de la fonction de corrélation pour le cas de réception en multitrajets	52
2.6	Logiciel Ergospace [®] : propagation et réflexion sur une scène 3D	53
2.7	Exemple de distribution d'erreur	54
2.8	Exemple de positionnement GPS en milieu urbain	55
2.9	Histogramme d'erreurs sur une pseudodistance	56
2.10	Les états de réception	56
2.11	Exemple de positionnement GPS en milieu dégagé	57
2.12	Evolution des erreurs sur 4 pseudodistances reçues en visibilité directe . . .	58
2.13	Distributions des erreurs de pseudodistances reçues en visibilité directe . . .	59
2.14	Histogramme des erreurs du cas simulé	65
2.15	Densités de probabilité avec 5 et 7 composantes gaussiennes	65
2.16	Images de l'endroit de prise de mesure : Hellemmes (Lille)	66
2.17	Récepteur PolaRx2 utilisé pour les mesures	67
2.18	Histogramme d'erreur sur une pseudodistance	67
2.19	Densités de probabilité avec n composantes gaussiennes	67
3.1	Schéma synoptique du filtrage des pseudodistances	73
3.2	Représentation de la Chaîne de Markov utilisée	76
3.3	Exemple de simulation d'états de réception pour un satellite.	77
3.4	Modèle d'observation utilisant un système à saut de Markov	78
3.5	Comparaison de l'estimation de la position par Kalman, EKF et JMS/PF	82
3.6	Comparaison de l'estimation par le filtre particulaire et le JMS/PF	82
3.7	Comparaison des erreurs d'estimation de la position selon différents filtrages	83
3.8	Etats de réception d'un satellite au cours de la simulation	83
3.9	Distribution de Dirichlet	86
3.10	Positions estimées sur la ligne de bus de transport	91
3.11	Comparaison de l'estimation des erreurs	91
3.12	Comparaison de l'état réel et de l'état estimé par maximum a posteriori . . .	92
3.13	Comparaison de l'état réel et de l'état estimé : satellite non bloqué	93
4.1	Situation et mouvement des satellites visibles pendant la mesure	97

4.2	Trajectoire de test : ligne de bus TEOR dans la ville de Rouen	97
4.3	Positions calculées en zone urbaine par rapport à la trajectoire de référence	98
4.4	Points caractéristiques d'erreurs de multitrajets	98
4.5	Distribution des erreurs pour les satellites 27 et 8	100
4.6	Variation des composantes gaussiennes pour le satellite 27	100
4.7	Variation des composantes gaussiennes pour le satellite 8	101
4.8	Comparaison des erreurs de position	103
4.9	Erreur d'estimation de la position	105
4.10	Estimation en ligne droite et en courbe	105
1	Fenêtre de paramétrage des simulations	123
2	Fenêtre de paramétrage des constellations des satellites.	125
3	Fenêtre de génération automatique d'une scène	125
1	Récepteur Septentrio PolaRx2	127
2	Fenêtre principale de l'interface RxControl	128

Liste des tableaux

1.1	Catégories des milieux urbains	28
1.2	Visibilité des milieux urbains	29
1.3	Valeur du PDOP	33
3.1	Comparaison de l'algorithme JMS/PF, KF, EKF et PF	84
3.2	Comparaison de l'algorithme JMS/PF (b), JMS/PF (a) et PF	91
3.3	Taux d'estimation des états de réception pour chaque cas par la méthode MAP	92
4.1	Tableau comparatif des erreurs	103
4.2	Variation des paramètres d'erreur	104
4.3	Variation des paramètres d'erreur et du temps de calcul	105
1	Spécifications techniques du récepteur PolaRx2, (<i>Source</i> : [Sep03])	129

Liste des algorithmes

1	Algorithme EM (Maximisation de l'Espérance)	64
2	Filtre particulaire pour une estimation MMSE (Minimum Mean Square Error)	72
3	Filtre particulaire pour l'estimation de la position en connaissant les états de réception	81
4	Algorithme de filtrage particulaire pour l'estimation de la position avec es- timation des états de réception des satellites	90

Notations

t	instant d'observation
T	nombre d'observations
i	numéro du satellite
j	distribution gaussienne
J	nombre de distributions gaussiennes
k	numéro de la particule
N_t	nombre de satellites reçus l'instant t
\mathbf{x}_t	vecteur du modèle dynamique d'évolution des états
$\mathbf{y}_{t,i}$	observation de la pseudodistance liée au satellite i
$\mathbf{r}_{t,i}$	état de réception du satellite i à l'instant t
$\tilde{\mathbf{r}}_{t,i}^{(k)}$	particule k liée à l'état de réception $\mathbf{r}_{t,i}$ avant rééchantillonnage
$\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}$	particule k liée au vecteur \mathbf{x}_t avant rééchantillonnage
$\tilde{\mathbf{w}}_t^{(k)}$	poids lié aux particules $\tilde{\mathbf{r}}_{t,i}^{(k)}$ et $\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}$ avant rééchantillonnage
$\mathbf{w}_t^{(k)}$	poids lié aux particules $\mathbf{r}_{t,i}^{(k)}$ et $\mathbf{x}_t^{(k)}$ après rééchantillonnage
$\mathbf{x}_t^{(k)}$	particule k après rééchantillonnage
$\mathcal{N}(u, \sigma^2)$	distribution gaussienne de moyenne u et de matrice de covariance σ^2
$\sum_{j=1}^J \pi_j \mathcal{N}(u_j, \sigma_j^2)$	mélange de J distributions gaussiennes.

Glossaire

EGNOS : European Geostationary Navigation Overlay Service

BPSK : Binary Phase Shift Keying

EKF : Extended Kalman Filter

EM : Expectation Maximization

DLL : Delay Lock Loop

DR : Dead Reckoning

GBAS : Ground Based Augmentation System

GDOP : Geometric Dilution Of Precision

GMM : Gaussian Mixture Model

GNSS : Global Navigation Satellite System

GPS : Global Positioning System

GSM : Global System for Mobile

HDOP : Horizontal Dilution Of Precision

INS : Inertial Navigation Systems

LOS : Line Of Sight

MEO : Medium Earth Orbit

MSAS : Multi-functional Satellite based Augmentation System

NAVSTAR : NAVigation Satellite Time And Ranging

NLOS : No Line Of Sight

PDOP : Position Dilution Of Precision

PLL : Phase Lock Loop

PRN : Pseudo Random Noise

RAIM : Receiver Autonomous Integrity Monitor

RTK : Real Time Kinematic

SBAS : Satellite Based Augmentation System

SNR : Signal-to-Noise Ratio

UKF : Unscented Kalman Filter

WAAS : Wide Area Augmentation System

Introduction générale

Depuis le Moyen Âge, le souci de se repérer et de connaître sa position dans son milieu de vie a toujours été une nécessité et un défi à relever pour l'homme. Avant la découverte du magnétisme terrestre qui a permis l'invention de la boussole au XIII^{ème} siècle, l'homme utilisait les corps célestes pour sa localisation ainsi que pour la mesure du temps.

En mer, l'observation des repères visibles depuis la côte a longtemps été le seul référentiel. Puis, les marins ont commencé à s'éloigner de la terre pour naviguer en pleine mer, et ont dû pour cela concevoir de nouveaux instruments de mesure. Ainsi l'astrolabe nautique a permis aux navigateurs de connaître la latitude dès le XVI^{ème} siècle en mesurant l'élévation de l'étoile polaire pendant la nuit et du soleil la journée. Plus tard au XVIII^{ème} siècle, l'amélioration des horloges a rendu le calcul de la longitude possible.

Au fil du temps, les techniques de mesures de la position se sont étoffées avec notamment l'apparition de la navigation à l'estime comme de la navigation inertielle. Enfin, l'usage des ondes électromagnétiques a permis le développement de la radionavigation venue révolutionner les moyens de navigation et de mesure du temps.

Les systèmes utilisant ces ondes sont limités en particulier par leur portée qui impose un coût relativement élevé lorsqu'il s'agit de mettre en œuvre un système avec une couverture importante. Cependant, les résultats obtenus en termes de précision, de fiabilité et d'étendue de leur couverture ont imposé leur utilisation pour la navigation maritime et l'aviation. Ainsi, les systèmes DECCA, LORAN C, OMEGA, SYLEDIS, VOR, ILS ou MLS ont été ou sont encore utilisés pour l'aviation et la navigation maritime.

Ces systèmes sont en train d'être remplacés ou complétés par les systèmes de navigation utilisant des satellites artificiels pour transmettre les signaux. Ils sont appelés systèmes GNSS (Global Navigation Satellite System). En 1964, les Etats-Unis d'Amérique ont été les premiers à mettre sur pied le système satellitaire TRANSIT initialement destiné à un usage militaire. Depuis la mise en œuvre du système GPS (Global Positioning System), déclaré opérationnel en 1995, TRANSIT n'a plus servi.

Le système GPS est actuellement le seul système de positionnement par satellite

utilisable partout sur terre et dans l'aviation. D'autres systèmes à couverture mondiale sont en cours de concrétisation par la Russie, l'Europe et la Chine.

Le positionnement par satellite possède beaucoup d'avantages par rapport aux instruments longtemps utilisés et offre aujourd'hui une précision inégalée par rapport aux autres systèmes. Néanmoins, il se heurte à des problèmes liés à la propagation dans l'atmosphère, à l'instabilité des horloges utilisées, aux obstacles dans le milieu de réception ou encore au bruit électronique du récepteur. Les erreurs occasionnées par ces phénomènes conduisent parfois à des erreurs de précision pouvant atteindre des dizaines de mètres.

L'effet des obstacles du milieu de réception reste l'un des problèmes majeurs et une question délicate à résoudre du fait de son caractère local et temporel. Les objets de l'environnement de navigation (immeubles, arbres,...) peuvent en effet bloquer le signal issu du satellite ou modifier sa trajectoire par réflexion ou diffraction. Ces phénomènes sont plus fréquents en milieu urbain du fait de la densité des constructions.

Ce manuscrit est une synthèse du travail de recherche mené depuis 2005 sur la précision des systèmes GNSS et en particulier sur l'impact de l'environnement urbain. Son ambition est de contribuer à l'amélioration de la précision de localisation dans ces milieux.

Problématique de la thèse

L'usage des systèmes de positionnement par satellite est de plus en plus répandu, notamment dans le domaine du transport. Le marché des applications est en pleine croissance comme le montrent les prévisions de croissance des ventes de récepteurs GNSS de la figure 1.

Ce contexte économique combiné à l'émergence de nouveaux systèmes (GLONASS, GALILEO,...) favorise le développement de nouveaux services utilisant les systèmes de navigation par satellite. Les performances limitent cependant le panel d'applications actuelles comme par exemple le péage urbain. Il devient nécessaire d'améliorer la précision, la disponibilité et l'intégrité de ces systèmes pour élargir le potentiel de services.

Le laboratoire LEOST de l'INRETS fait partie des laboratoires français qui ont initié des travaux de recherche visant à accroître la précision des systèmes GNSS pour des applications transport. La thèse réalisée depuis 2005 entre dans la problématique de recherche poursuivie. Elle est une suite des travaux déjà menés par le laboratoire, et en particulier de l'outil PREDISSAT, développé dans le cadre de la thèse de Juliette Marais [Mar02] et visant à analyser la disponibilité des satellites GNSS reçus dans un environnement transport.

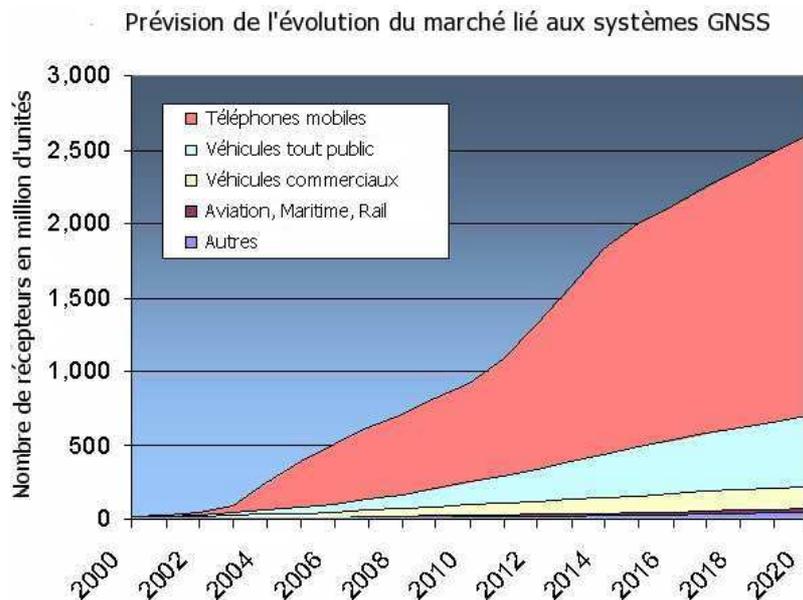


FIG. 1 – Prévisions de la croissance des récepteurs GNSS au niveau mondial. *Source* : Commission Européenne

Notre travail se base également sur les travaux sur les méthodes séquentielles de Monte-Carlo réalisés au laboratoire LAGIS (UMR 8146) du CNRS. La thèse de François Caron [Car06] dans ce laboratoire a servi de base de recherche. Les résultats théoriques de ses travaux sur la fusion de capteurs à modèles d'observation multiples ont été adaptés et appliqués à notre sujet d'étude.

Motivation et contribution

La thèse a pour objectif de proposer de nouveaux algorithmes de calcul limitant les erreurs de position en utilisant de façon optimale les différents signaux satellitaires disponibles. La plupart des systèmes de correction ajoutent de nouveaux capteurs pour compenser les imprécisions du système GNSS. Nous avons fait le choix, dans cette étude, de ne considérer que les signaux des satellites reçus pour réduire le coût et la complexité du système de localisation. L'originalité de l'approche réside dans l'utilisation de nouvelles techniques de filtrage statistique adaptées aux spécificités des signaux GNSS reçus en environnement contraint.

En effet, les filtres de Kalman utilisés actuellement comme techniques de filtrage considèrent un système linéaire ou non linéaire affecté par un bruit blanc gaussien. Cette technique est réaliste dans les environnements libres d'obstacles. Mais, dans le cas d'une

réception dans des endroits masqués tel que les milieux urbains, les multitrajets causés par les réflexions sur les objets présents dans ce milieu ajoutent un caractère non gaussien au bruit du signal reçu.

L'approche suivie au cours de la thèse aborde les principes du filtrage statistique utilisé dans la résolution des problèmes d'estimation en particulier les méthodes de Monte Carlo séquentielles. Ces méthodes, appelées filtres particulaires, sont adaptées aux systèmes non linéaires avec un bruit quelconque (gaussien ou non gaussien).

C'est pourquoi cette technique a été adoptée pour modéliser la réception des signaux bruités par les multitrajets en milieu urbain. En tenant compte de l'utilisation de la connaissance de l'environnement et des données satellitaires, le filtrage particulaire a permis de concevoir un outil de fusion d'information qui s'inspire d'un système multicapteurs dont les satellites sont les capteurs.

Les contributions principales de cette thèse sont, d'une part, une nouvelle modélisation des erreurs sur les pseudodistances, adaptée à la réception de chaque satellite en milieu urbain, et d'autre part, une amélioration de la précision tenant compte du modèle d'erreurs.

Conseil de lecture

Ce manuscrit est organisé en quatre chapitres. La figure 2 montre les liens entre les différents chapitres.

Le premier chapitre est consacré au fonctionnement des systèmes de positionnement par satellite en général. Il porte également sur les dégradations des performances observées dans certaines conditions de réception ainsi que les moyens mis en œuvre ou à l'étude pour les corriger. Le chapitre commence par une description des systèmes de positionnement par satellite qui existent à ce jour. Une première partie de ce chapitre expose le principe de fonctionnement d'un récepteur GNSS (Global Navigation Satellite System).

Après une description des principaux systèmes complémentaires d'amélioration de la précision, l'impact de l'environnement urbain est mis en évidence. Les principes de base des techniques de filtrage statistique sont introduits à la fin du chapitre.

L'objet du deuxième chapitre est de proposer un nouveau modèle d'erreurs adapté à l'environnement de navigation. Par une analyse des erreurs de mesure de pseudodistances, ce chapitre présente une nouvelle modélisation des distributions d'erreurs en rapport avec les observations en milieu urbain. Une distinction des états de réception des satellites est réalisée et un modèle d'erreurs est proposé pour chaque état de réception.

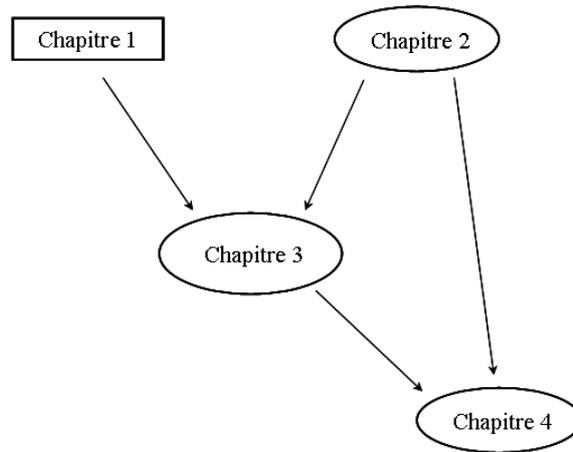


FIG. 2 – Succession des chapitres de la thèse

Le troisième chapitre se consacre aux méthodes de filtrage particulière et présente des algorithmes pour le calcul de la position en milieu urbain par estimation du retard du signal de chaque satellite. Une première partie est consacrée au calcul de la position quand les états de réception des satellites sont connus. Une seconde partie montre l’algorithme d’estimation de l’état de réception de chaque satellite en même temps que la position. La connaissance ou l’estimation de l’état de réception de chaque satellite permet ainsi d’associer un modèle de bruit plus adapté au milieu de navigation.

Le quatrième chapitre est une validation des contributions des deuxième et troisième chapitres sur des données réelles.

Enfin, nous concluons ce mémoire et présenterons les perspectives envisagées suite à ces travaux.

Chapitre 1

La localisation par satellites en environnement contraint

Sommaire

1.1	Introduction	7
1.2	Le système de navigation par satellite GPS	8
1.2.1	Description du système	9
1.2.2	Le signal GPS et son traitement	12
1.3	Les autres systèmes GNSS et leurs améliorations	22
1.3.1	Le système GALILEO	22
1.3.2	Le système russe GLONASS	24
1.3.3	Le système chinois Compass	25
1.3.4	Les systèmes de correction	25
1.4	Comportement dans le milieu urbain	27
1.4.1	Le masquage	28
1.4.2	Le retard de propagation	30
1.4.3	La visibilité des satellites	31
1.5	Techniques d'estimation : filtrage statistique	35
1.5.1	Le filtrage de Kalman et ses dérivées	37
1.5.2	Méthodes de Monte Carlo séquentielles	41
1.6	Conclusion	42

1.1 Introduction

Les systèmes de localisation par satellite ont pris un essor important ces dernières années avec la création d'une gamme de nouveaux services particulièrement large, inté-

ressant des secteurs aussi variés que les travaux publics, le tourisme, la météorologie, le monde sportif ou la protection des animaux. Le secteur des transports est particulièrement concerné par ces développements et applique la localisation pour le guidage automobile ou le suivi de flottes de véhicules. L'arrivée prochaine du système européen GALILEO et la modernisation du GPS poussent la recherche à développer de nouveaux services exprimant davantage de contraintes en termes de précision, de disponibilité et d'intégrité.

Avant de développer notre contribution à cet effort, nous décrivons, dans ce premier chapitre, les systèmes sur lesquels reposent nos travaux. La partie 1.2.2 de ce chapitre expose donc les caractéristiques des systèmes de navigation par satellite GPS, GALILEO et GLONASS. Il vise à montrer le fonctionnement de ces systèmes appelés de façon générique GNSS (Global Navigation Satellite System) et le principe de fonctionnement d'un récepteur GNSS. Cette étape est nécessaire pour la compréhension de l'impact des différents niveaux de traitement sur la prise en compte des erreurs. Après une description des principaux systèmes complémentaires d'amélioration de la précision, l'impact de l'environnement urbain est mis en évidence par la section 1.4 de ce chapitre. Le chapitre se termine par une introduction des principes de base des techniques de filtrage statistique.

1.2 Le système de navigation par satellite GPS

Actuellement, toute personne équipée d'un système de localisation par satellite peut déterminer sa position à quelques dizaines de mètres près. Elle peut également connaître l'heure avec une précision de l'ordre de la microseconde. Cela est possible grâce au système de positionnement américain GPS, seul système de localisation complet aujourd'hui. En raison des limites en termes de précision du système GPS, certains pays ont développé des moyens propres pour améliorer cette précision par la mise au point de systèmes de correction au sol et dans l'espace, comme le système EGNOS, composé de satellites géostationnaires pour l'Europe.

Les Américains ne sont cependant pas les seuls à vouloir mettre en place un système de navigation. La Russie, les pays européens et la Chine font à leur tour des efforts pour développer leur propre système et s'assurer ainsi une autonomie vis à vis du système américain.

La performance des systèmes de navigation par satellite peut être décrite en termes de disponibilité, précision, et intégrité. On définit la disponibilité comme étant le pourcentage de temps pendant lequel les services du système sont considérés dans la limite des performances de ce système. La précision est la différence entre la position réelle et la

position affichée par le récepteur. L'intégrité d'un système de navigation est sa capacité à fournir, en temps opportun, un avertissement aux utilisateurs si le système subit un dysfonctionnement occasionnant des erreurs [Beu08].

D'autres critères peuvent caractériser les systèmes de navigation par satellite : la continuité ou le temps d'alarme, la continuité étant la capacité du système de navigation à fournir un service sans interruption durant une opération. Quant au temps d'alarme TTA (time to alarm), on le définit comme étant le temps qui sépare l'apparition d'une erreur et son signalement à l'utilisateur via le récepteur.

Plusieurs constellations se côtoient aujourd'hui. Nous décrirons dans un premier paragraphe l'ensemble de ces systèmes : GPS, seul capable de fournir seul une position, mais également GLONASS en cours de remise en service, GALILEO l'européen et Compass le chinois en cours de développement. Les principes de fonctionnement sont cependant relativement similaires d'un système à un autre, ainsi que les moyens de correction apportés et nous avons donc pris le parti de décrire les principes de fonctionnement sur la base du système GPS dans la suite de ce chapitre.

1.2.1 Description du système

Le système NAVSTAR (NAVigation System by Timing And Ranging), plus connu sous le nom de GPS (Global Positioning System) est un système de positionnement par satellites développé et géré par le département de la défense (USDoD) des Etats-Unis. Il a été constitué à partir de 1978 avec le lancement des premiers satellites et a été déclaré officiellement opérationnel en février 1994 [Bot97]. Depuis, ce système est bien entretenu et est utilisé actuellement dans de nombreuses applications civiles. Après sa description, nous évoquerons ses évolutions.

Les satellites de ce système émettent en continu des signaux qui peuvent être reçus par un récepteur adapté se trouvant partout sur la terre ou dans les couches basses de l'atmosphère. Ce récepteur utilise les informations contenues dans les signaux pour calculer sa position (longitude, latitude et altitude) et le temps. Ces informations contiennent des paramètres du système, des données du satellite reçu et des données communes à tous les satellites.

Le système GPS est composé de trois segments :

- le segment spatial,
- le segment de contrôle,
- le segment utilisateur.

1.2.1.1 Le segment spatial

Ce segment comporte un minimum de 24 satellites répartis sur six orbites planes quasi-circulaires à raison de quatre satellites par orbite. Ces orbites ont toutes une inclinaison de 55° par rapport au plan de l'équateur. L'altitude est d'environ 20200 km et la période d'à peu près 11 heures 58 minutes.

Depuis les premiers lancements, trois classes de satellites ont été développées :

- le bloc I : 11 satellites lancés entre 1978 et 1985. Ce bloc a constitué la phase initiale de test du système ;
- le bloc II/IIA : ce bloc était constitué de 28 satellites lancés à partir de 1989 pour une mise en service dès la fin 1993. La durée de vie nominale est de sept ans et demi. Les satellites de ce bloc ont un système capable d'ajouter des dégradations volontaires et sont équipés de 4 horloges atomiques : deux au Césium (Cs) et deux au Rubidium (Rb) ;
- le bloc IIR : ce type de satellites est en orbite depuis 1997. Ces satellites possèdent un système de communication inter satellites. Les satellites sont conçus pour fournir au moins 14 jours d'opération sans contact avec le segment de contrôle et jusqu'à 180 jours d'opération en mode navigation autonome (AUTONAV). Le dernier lancement date de novembre 2004.
- le bloc IIR-M : lancés et mis en orbite depuis septembre 2005, 6 satellites IIR-M émettent un nouveau signal pour un usage civil (code L2C) et deux nouveaux signaux (code M) pour les militaires.
- Le bloc IIF sera lancé à partir de 2009,
- Les satellites du bloc III sont en phase de développement.

En raison de durées de vie plus longue que prévues à l'origine, la constellation GPS était composée, en mai 2008, d'un total de 32 satellites en orbite dont 30 en service. Leur répartition était de 14 satellites du bloc IIA, 6 du bloc IIR et de 12 du bloc IIR.

Le GPS fournit deux niveaux de service : le SPS (standard positioning service) et le PPS (precise positioning service).

- Le SPS est un service de positionnement et de synchronisation à la disposition de tous les utilisateurs de GPS à tout moment et en tout lieu sur la terre (sauf les régions polaires). Le SPS est fourni par la porteuse L1 qui contient un code C/A et un message de données de navigation. Avant mai 2000, ce service était dégradé volontairement (SA : selective availability) pour les utilisateurs civils. Depuis la suppression de la SA, le SPS fournit une précision de positionnement d'une dizaine de mètres en planimétrie. Le dernier document publié par le DoD en septembre

2008 annonce même une précision de 4m [Gps08].

- Le service de positionnement précis (PPS : Precise Positioning Service) donne un positionnement très précis, une vitesse et un service de synchronisation disponibles sur une base continue et mondiale en utilisant le code P. Il est destiné à l'armée américaine et aux utilisateurs autorisés par les États-Unis. En plus de la fréquence L1 accessible aux civils, le PPS exploite des données transmises sur une autre fréquence, L2. Le PPS a été conçu principalement pour l'usage des militaires américains.

1.2.1.2 Le segment de contrôle

Ce segment est composé d'un centre de calcul (MCS : Master Control Station) situé dans une base américaine à Colorado Springs (Etats-Unis), de trois émetteurs et de cinq stations de contrôle réparties à travers le monde (Hawaii, Kwajalein, Ascension Island, Diego Garcia, Colorado Springs).

Les stations de contrôle suivent tous les satellites en vue, en enregistrant leurs données de navigation. Ces informations sont traitées au centre de calcul MCS pour déterminer les orbites des satellites et mettre à jour le message de navigation de chaque satellite. L'information mise à jour est transmise à chaque satellite par l'intermédiaire des antennes émettrices.

1.2.1.3 Le segment utilisateur

Ce segment est composé des récepteurs pouvant recevoir les signaux des satellites du système. Ces récepteurs fournissent la position, la vitesse et le temps précis à l'utilisateur à tout instant et à tout endroit du globe terrestre. Ils sont très variés dans leur conception et leur fonction selon leur utilisation, leur précision ou la durée d'acquisition des signaux au début de chaque utilisation. Ils disposent dans leur mémoire des répliques de codes PRN des satellites du système GPS.

Trois types de récepteurs ont été développés selon les architectures des canaux de réception suivantes (les 2 premières sont désormais obsolètes) :

- les récepteurs séquentiels, possédant un ou deux canaux. Ils traitent les signaux un à un et calculent la position après quatre mesures différentes. Comme les mesures des pseudodistances ne sont pas calculées en même temps, ces récepteurs donnent une position moins bonne.
- les récepteurs multiplex possèdent un seul canal partagé séquentiellement suivant une fréquence de 50Hz entre les différents signaux satellitaires en vue.

- les récepteurs multi-canaux offrent les meilleures performances. Ils utilisent au moins quatre canaux pouvant suivre donc simultanément quatre satellites. Actuellement, les récepteurs commercialisés disposent de 15 à 20 canaux parallèles qui utilisent tous les satellites disponibles.

1.2.2 Le signal GPS et son traitement

Bien que l'étude du récepteur ne soit pas le but principal de la thèse, la compréhension de son fonctionnement est une étape nécessaire et importante pour le travail à réaliser par la suite. En effet, le récepteur est composé d'une chaîne de traitement des signaux satellitaires reçus dont la figure 1.1 montre les composantes essentielles. Dans la suite de ce paragraphe, le récepteur étudié fait référence au récepteur adapté à la réception des signaux du système GPS.

Son rôle est de calculer la position de l'antenne de réception grâce aux mesures du temps de propagation des signaux satellitaires. Pour cela, il détermine les distances entre son antenne et chacun des satellites reçus. Ces distances sont par la suite appelées pseudodistances pour signifier le caractère erroné de ces mesures.

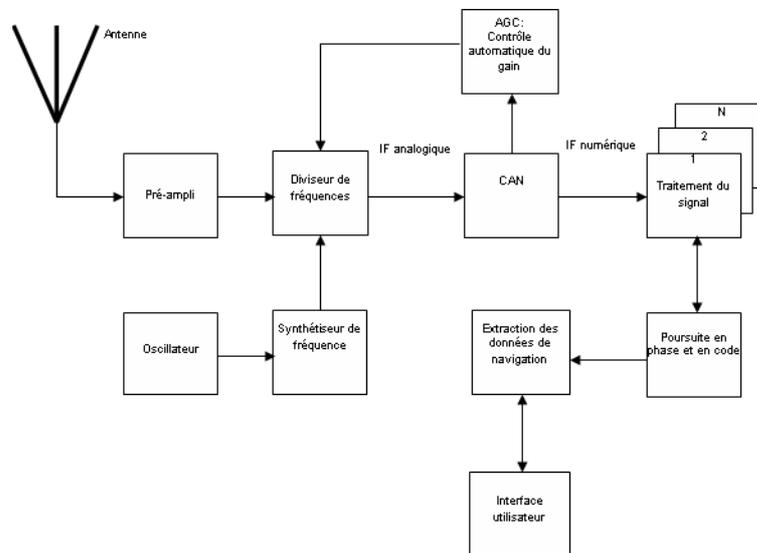


FIG. 1.1 – Chaîne de traitement d'un récepteur GPS (*Source* : [Gps96])

Le récepteur a pour principales fonctions de recevoir les signaux radios émis par les satellites et de différencier les signaux issus des différents satellites en vue. Il doit également décoder le message de navigation pour déterminer la position du satellite, sa vitesse et les paramètres de l'horloge. Enfin, il calcule le temps de propagation du signal, l'effet Doppler et estime la position de l'utilisateur, sa vitesse et le temps.

Durant ce processus, le récepteur effectue les opérations suivantes [Gps96] :

- choix des satellites : le récepteur commence à chercher les satellites visibles pour pouvoir acquérir leur signaux. Il doit donc disposer soit des almanachs des satellites GPS, soit d'une information sur le lieu et le temps présent. Il peut utiliser les dernières données de navigation enregistrées ou une information ajoutée par l'utilisateur. Si cette information n'est pas disponible, le récepteur fait une recherche en comparant tous les signaux reçus avec leurs répliques à sa disposition pour identifier et différencier les satellites en vue,
- acquisition du signal,
- démodulation,
- poursuite du code C/A,
- poursuite de phase de la porteuse et extraction des données,
- lecture du message de navigation,
- poursuite du code P(Y),

A partir de ces données, les coordonnées du récepteur sont calculées en utilisant les équations de triangulation décrites plus loin. Le message de navigation compris dans le signal transmis fournit les données nécessaires pour calculer la position de chaque satellite au moment de la transmission du signal. Quatre satellites doivent au minimum être simultanément en vue pour effectuer un positionnement en trois dimensions (latitude, longitude, altitude) ainsi qu'une mesure du temps.

1.2.2.1 Les caractéristiques du signal GPS

Tous les satellites transmettent les signaux sur deux porteuses de la bande L : L1 (1575,42 Mhz) et L2 (1227,6Mhz) comme le montre la figure 1.2. Ces porteuses sont modulées par les deux codes pseudo-aléatoires PRN (Pseudo Random Noise) : C/A et P(Y).

- Le code C/A est un signal carré pseudo-aléatoire, de fréquence 1,023Mhz et de période 1ms. Ce code module seulement la fréquence L1. A la surface terrestre, le code C/A a une puissance de -160 dbW.
- Le code P est un signal de fréquence 10,23Mhz. Ce code module les deux porteuses L1 et L2. Quand il est crypté par un procédé antibrouillage (A-S : anti-spoofing), le code P est appelé code Y. Les composantes de ce code ont une puissance de -163 dbW sur la fréquence L1 et de -166 dbW sur la fréquence L2.

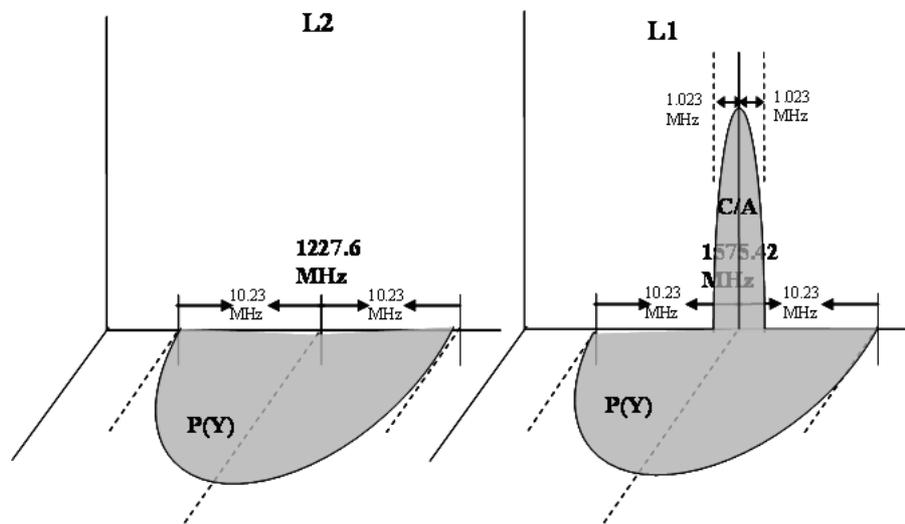


FIG. 1.2 – Les fréquences GPS

Ces codes sont propres à chaque satellite pour permettre au récepteur de différencier les signaux des satellites. Il est prévu une modernisation de système GPS avec le lancement de nouveaux types de satellites (IIF et III) qui émettront des signaux sur trois bandes de fréquences L1, L2 et L5.

Un message de navigation de 50 bits/s est ajouté aux codes PRN.

Le message de navigation inclut notamment :

- l’heure d’émission du message par le satellite. Le récepteur l’utilise pour calculer le temps de propagation du signal entre le satellite et lui-même,
- les codes pseudo-aléatoires C/A ou P. Ils permettent de distinguer les satellites.
- la correction d’horloge,
- la correction des éphémérides,
- l’état du satellite émetteur,
- les almanachs de tous les satellites,
- les coefficients du modèle ionosphérique,
- des coefficients pour calculer le temps UTC (Universal Coordinated Time).

Le message de navigation se compose de 25 trames de données, chaque trame est composée de 1.500 bits. La trame est divisée en 5 sous-trames de 300 bits chacune.

La plupart des récepteurs GPS modernes sont des récepteurs numériques. L’architecture de ces récepteurs est composée de circuits numériques dont l’intégration continue à évoluer. Les signaux radiofréquences (RF) de tous les satellites en vue sont reçus par une antenne à polarisation circulaire droite. Ces signaux sont amplifiés par un préamplificateur pour diminuer l’influence du bruit thermique du récepteur.

La fréquence des signaux amplifiés est ensuite abaissée à une fréquence intermédiaire (IF) à l'aide d'un oscillateur local. La conversion analogique-numérique se fait sur cette fréquence intermédiaire. Des échantillons numériques en phase et en quadrature sont pris pour préserver l'information de phase dans le signal reçu. Cette fréquence est proche du code en bande de base pour permettre l'échantillonnage par un convertisseur analogique-numérique. A cette étape, les signaux IF numérisés sont prêts à être traités par chacun des N canaux du récepteur. Ces canaux sont implémentés dans des circuits intégrés du récepteur.

1.2.2.2 L'émission du signal

Les signaux en bande de base ne peuvent pas être directement diffusés par satellites car ils ne répondent pas aux lois de la propagation électromagnétique. Il faut, pour transmettre les informations de ce type, les faire voyager au moyen d'une onde sinusoïdale pure appelée onde porteuse. Ce sont les ondes L1 et L2 illustrées sur la figure 1.3. Elles sont elles-mêmes décomposées en deux ondes émises en quadrature (déphasage de 90°) puis modulées par les signaux C/A ou P.

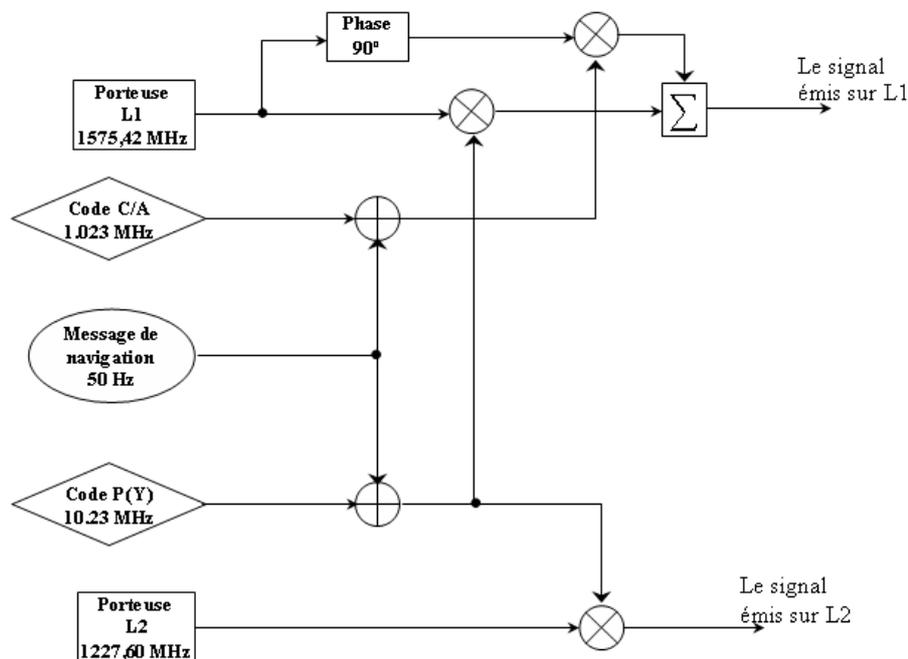


FIG. 1.3 – La modulation du signal GPS

La modulation choisie pour le GPS est la BPSK (Binary Phase Shift Keying). Cette modulation consiste à augmenter la phase de 180° à chaque changement de parité du code C/A ou P transporté. La figure 1.3 illustre les composants du signal final émis par les

satellites.

Avant de moduler la porteuse L1 ou L2, le code C/A ou P est lui-même modulé par les données de navigation.

Le signal transmis est exprimé par l'équation :

$$S_{GPS}(t) = A_1 C_{o_p}(t) E(t) \cos(2\pi f_1) + A_1 C_{o_c}(t) E(t) \sin(2\pi f_1) + A_2 C_p(t) E(t) \cos(2\pi f_2) \quad (1.1)$$

où A_1 et A_2 sont respectivement les amplitudes des porteuses L1 et L2, $C_{o_p}(t)$ est l'état du code P en bande de base (2 états possibles ; +1 ou -1), $C_{o_c}(t)$ est l'état du code C/A en bande de base (2 états possibles ; +1 ou -1), $E(t)$ est le message de navigation en bande de base (2 états possibles, +1 ou -1), f_1 et f_2 étant les fréquences des porteuses L1 et L2.

1.2.2.3 L'acquisition

Les récepteurs GPS reçoivent le signal codé (par C/A et P sur la fréquence L1 et par P seulement sur L2). Pour calculer le temps de parcours du trajet satellite-récepteur, ils comparent ces signaux reçus (émis par les satellites) avec un signal identique généré par le récepteur.

Cette réplique du signal entrant est alignée avec le signal satellitaire reçu par décalages successifs du code de la réplique. Quand les deux codes s'alignent, le récepteur est en mesure de calculer la différence de temps correspondant à la distance parcourue par le signal comme le montre la figure 1.4. Le décalage constitue la durée de propagation estimée du signal entre le satellite et le récepteur. En pratique, de nombreux corrélateurs fonctionnent en parallèle afin d'extraire au plus vite cette information.

La puissance du signal satellitaire sur ou près de la surface de la terre est inférieure au niveau de bruit (normal) thermique des récepteurs, à cause de la modulation (étalement de spectre) du signal, de la distance récepteur-satellite et de la puissance de transmission du satellite.

Pour extraire le signal, le récepteur emploie des techniques de corrélation de code et de phase. Quand le décalage entre la réplique et le code reçu est nulle, la corrélation est maximale. Elle est minimale dans le cas où l'écart entre les deux codes dépasse la durée d'un chip (1023 bits) qui dure environ $1\mu s$.

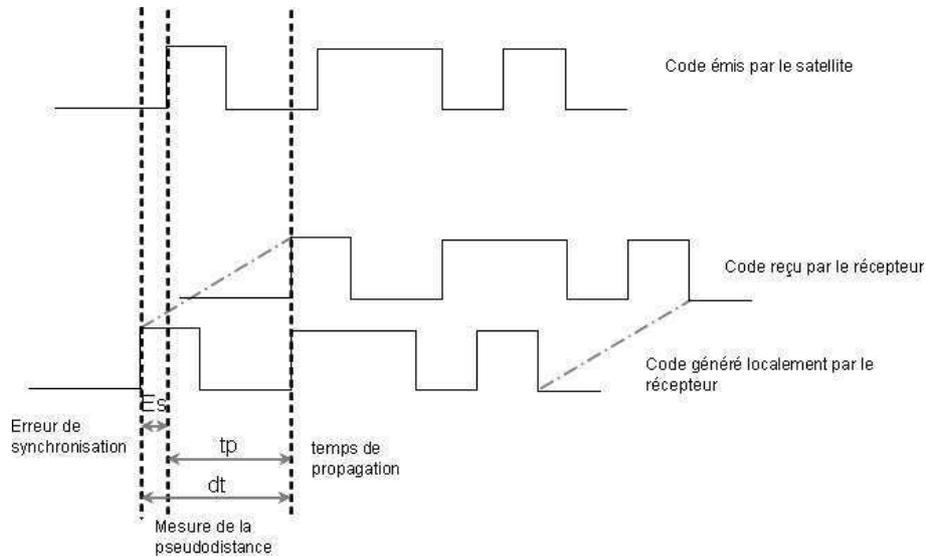


FIG. 1.4 – Brin de code C/A et sa réplique (*Source* : [Dra98])

Parallèlement, cette action est également faite pour détecter la fréquence de la porteuse du signal émis à l'aide d'une porteuse générée par le récepteur.

Le récepteur utilise des boucles à verrouillage de retard (DLL : Delay Lock Loop) et phase (PLL : Phase lock loop) pour synchroniser le code et la porteuse répliqués avec le signal reçu. Une boucle de poursuite de code est employée pour suivre les codes C/A ou P, tandis qu'une boucle de poursuite de phase est utilisée pour pister la fréquence porteuse. Les deux boucles fonctionnent ensemble dans un processus interactif d'entraide réciproque afin d'acquérir et identifier les signaux satellitaires.

Ainsi, l'acquisition et la poursuite du signal GPS se font selon deux processus de réplique et de corrélation de codes et de porteuses. Une fois que l'oscillateur local est verrouillé sur le signal satellitaire, il continue à suivre les variations de la phase de la porteuse bien que la pseudodistance change [Dra98].

Les paragraphes suivants décrivent les étapes de corrélation et de poursuite du signal.

a. La corrélation

La corrélation est une technique permettant de rendre compte de la relation entre deux variables. Cette méthode est utilisée par les récepteurs GPS pour déterminer et mesurer le décalage entre le code du satellite émetteur et celui généré par le récepteur. Soit $y_i(t)$, le signal du satellite i à chercher dans une onde reçue. Le récepteur, qui dispose de sa réplique $y_j(t)$, réalise l'opération suivante :

$$\mathbf{S}_{i,j}(\Delta t) = \frac{1}{\tau} \int_{t_0+\tau}^{t_0} \mathbf{y}_i(t) \mathbf{y}_j(t + \Delta t) dt = \begin{cases} 1 & \text{si } \Delta t = 0 \\ 1 - \frac{|\Delta t|}{T} & \text{si } |\Delta t| \leq T \\ \approx 0 & \text{si } |\Delta t| > T \end{cases} \quad (1.2)$$

Où τ est le temps d'intégration et T la période des fonctions $\mathbf{y}_i(t)$ et $\mathbf{y}_j(t)$.

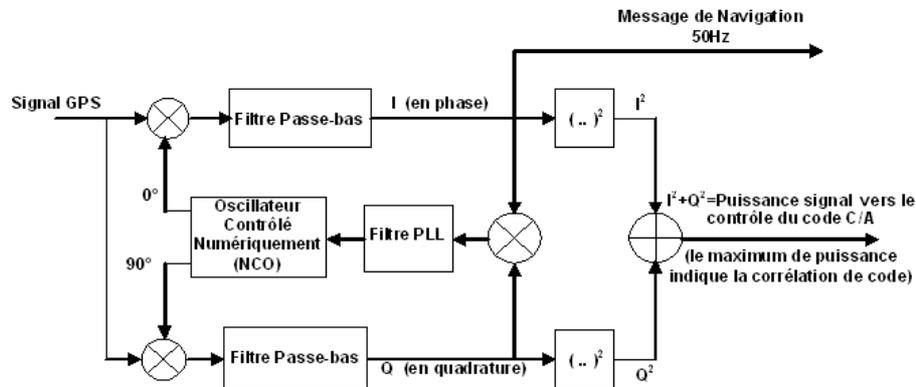
Pour enlever l'ambiguïté sur le temps de décalage entre les deux codes causée par la périodicité des signaux, le récepteur utilise des boucles de poursuite de code et de phase.

b. La poursuite de code

La boucle de poursuite de code est employée pour faire des mesures de pseudodistances entre les satellites GPS et le récepteur. Elle utilise un circuit de boucle à verrouillage de retard DLL (Delay Lock Loop) qui sert à comparer la réplique du code C/A produite par le récepteur et le code du signal satellitaire visé. Il s'agit de garder trois échantillons de la fonction de corrélation centrés sur le retard estimé.

Le rapport entre les valeurs de la corrélation avant et après détermine la variation du retard et permet ainsi de le corriger. La sommation sur une période suffisamment longue du temps permet d'éviter les fausses corrections dues au bruit de mesures. Le Doppler estimé est enlevé par le circuit de rotation de phase avant le corrélateur. Si la corrélation n'est pas détectée après que le code entier ait été recherché, le Doppler est ajusté et le processus est répété jusqu'à ce que la corrélation soit réalisée. La synchronisation de code est au début maintenue en corrélant également le signal reçu avec un demi-temps en avance et en retard.

Un système simple de rétroaction maintient le code correctement placé. Le retard que le récepteur doit ajouter au code de reproduction pour réaliser la synchronisation, multiplié par la vitesse de la lumière, est la mesure de pseudodistance. Une fois que la porteuse est reconstruite, la fréquence centrale du code de reproduction est ajustée en utilisant des mesures de Doppler de la boucle PLL pour réaliser une fréquence précise du signal entrant comme le montre la figure 1.5. La largeur de bande de la boucle DLL est en général 0,1 hertz, ce qui implique que les mesures indépendantes sont disponibles approximativement par intervalles de 10 sec [Dra98].

FIG. 1.5 – Boucle de poursuite de code (*Source* : [Dra98])

c. La poursuite de phase

La boucle de poursuite de phase est un dispositif permettant d'asservir un oscillateur sur un signal de référence extérieur (le signal satellitaire dans notre cas). Elle utilise une boucle à verrouillage de phase (PLL). Après l'acquisition du signal, la fréquence est obtenue avec une précision de 500Hz. La boucle de verrouillage de phase permet d'améliorer cette précision et de corriger la fréquence en cas de variation. La PLL cherche à maximiser la composante en phase du signal reçu après démodulation et désetalement du code d'accès en réduisant l'angle entre les composantes en phase et en quadrature de phase du signal.

La PLL est utilisée pour extraire la phase de la porteuse du signal GPS en présence de bruit. Ce traitement permet de compter les nombres entiers et la fraction des cycles de la porteuse par le mélange du signal reçu avec une sinusoïde générée localement. Les composantes principales de la boucle PLL sont un discriminateur de phase, un filtre de boucle et un oscillateur contrôlé (VCO). La phase et la fréquence du VCO sont commandées par les résidus du maintien de phase mesurés par la boucle PLL. La sortie du VCO est utilisée pour retirer la porteuse du signal reçu. La mesure de la fréquence et de la phase du signal VCO permet de connaître la phase et la fréquence du décalage Doppler du signal utile.

1.2.2.4 Le calcul de la position

Le positionnement par les systèmes de navigation par satellite est ensuite basé sur le principe de triangulation. La sortie de la chaîne de traitement dont les étapes sont expliquées ci-haut est constituée de distances satellite-récepteur. Quatre distances sont nécessaires au minimum pour la triangulation comme illustré sur la figure 1.6. Ces distances

sont appelées des pseudodistances car elles sont entachées d'erreurs.

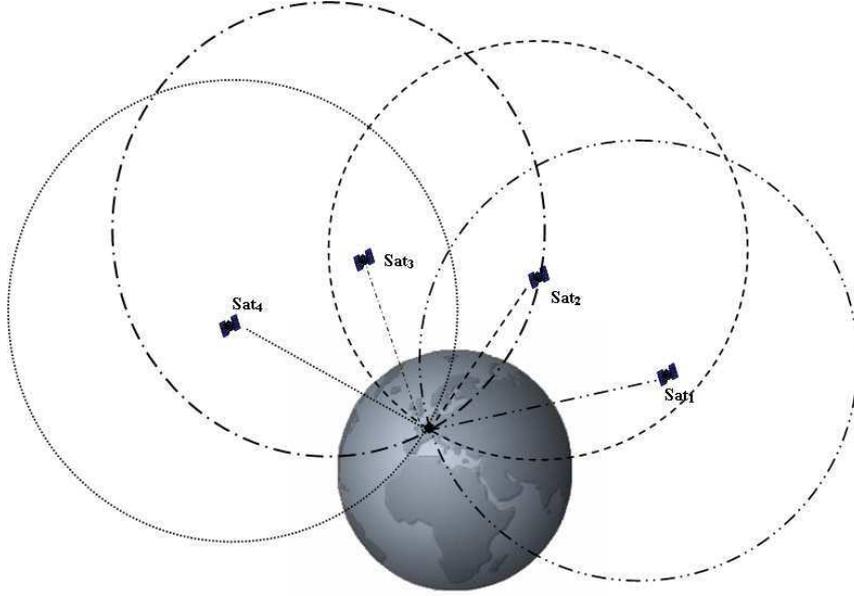


FIG. 1.6 – Principe de triangulation

Chaque satellite émet en permanence un signal daté. Le récepteur calcule le temps mis par le signal pour lui parvenir et en déduit la distance qui le sépare du satellite.

Par triangulation, le récepteur calcule les coordonnées \mathbf{x}_{ut} , \mathbf{y}_{ut} et \mathbf{z}_{ut} de sa position. Le référentiel utilisé est le ECEF (Earth Centered Earth Fixed) montré sur la figure 1.7. C'est un repère cartésien ayant comme origine le centre de la terre, l'axe Oz est l'axe de rotation de la terre; l'axe Ox passe par l'intersection de l'équateur avec le méridien de Greenwich et l'axe Oy est orthogonal à Ox dans le plan de l'équateur.

Il utilise les équations (1.3) où \mathbf{x}_{sat_n} , \mathbf{y}_{sat_n} et \mathbf{z}_{sat_n} sont les coordonnées du satellite n et c la vitesse de propagation des ondes :

$$\begin{aligned} c.\Delta t_1 &= \sqrt{(\mathbf{x}_{ut} - \mathbf{x}_{sat_1})^2 + (\mathbf{y}_{ut} - \mathbf{y}_{sat_1})^2 + (\mathbf{z}_{ut} - \mathbf{z}_{sat_1})^2} \\ c.\Delta t_2 &= \sqrt{(\mathbf{x}_{ut} - \mathbf{x}_{sat_2})^2 + (\mathbf{y}_{ut} - \mathbf{y}_{sat_2})^2 + (\mathbf{z}_{ut} - \mathbf{z}_{sat_2})^2} \\ c.\Delta t_3 &= \sqrt{(\mathbf{x}_{ut} - \mathbf{x}_{sat_3})^2 + (\mathbf{y}_{ut} - \mathbf{y}_{sat_3})^2 + (\mathbf{z}_{ut} - \mathbf{z}_{sat_3})^2} \\ c.\Delta t_4 &= \sqrt{(\mathbf{x}_{ut} - \mathbf{x}_{sat_4})^2 + (\mathbf{y}_{ut} - \mathbf{y}_{sat_4})^2 + (\mathbf{z}_{ut} - \mathbf{z}_{sat_4})^2} \end{aligned}$$

Le temps Δt_n est le temps de propagation du signal entre le satellite n et le récepteur. Il est égal à la différence entre l'heure d'arrivée t_{rec} sur le récepteur et l'heure de départ t_{sat_n} du satellite n .

$$\Delta t_n = t_{rec} - t_{sat_n} \quad (1.3)$$

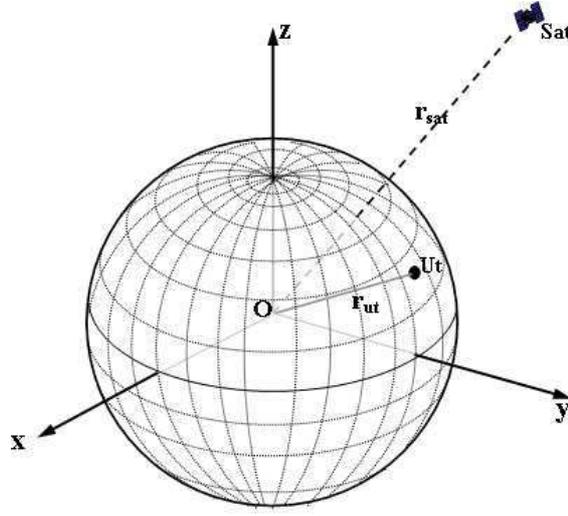


FIG. 1.7 – Système ECEF

Le fait que les récepteurs ne soient pas parfaitement synchronisés aux satellites explique la nécessité d'une 4^{ième} équation pour résoudre l'équation à 4 inconnues : 3 coordonnées du récepteur et le temps GPS. La précision du calcul de la position dépend de la prise en compte et du traitement des erreurs suivantes [Arp03] [Oly02] :

1. l'erreur d'éphéméride E_{orb} causée par les écarts entre les paramètres précis des satellites et les paramètres transmis au récepteur,
2. l'erreur d'horloge du récepteur ϵ_{rec} et des satellites ϵ_{sat} due à une mauvaise synchronisation et à l'inexactitude de la mesure du temps de réception du signal par le récepteur,
3. les erreurs atmosphériques E_{atm} sont des retards dus à la traversée de l'ionosphère et de la troposphère,
4. le bruit du récepteur B_{rec} dépend de la qualité du matériel électronique utilisé dans le récepteur,
5. les multitrajets (ou trajets multiples) E_{mtr} causés par les réflexions ou les diffractions sur les obstacles du milieu,
6. la disponibilité sélective (SA) : erreur ajoutée volontairement pour dégrader la précision du système. Pour le GPS, cette erreur a été supprimée en mai 2000 et est inactive depuis.

Ainsi, la pseudodistance mesurée \mathbf{pd}_n est différente de la mesure géométrique ρ satellite-récepteur.

$$\mathbf{pd}_n = \mathbf{c} \cdot \Delta t_n = \rho + \mathbf{c} \cdot (\epsilon_{sat} - \epsilon_{rec}) + E_{orb} + E_{atm} + B_{rec} + E_{mtr} \quad (1.4)$$

Les erreurs ionosphériques et troposphériques peuvent être corrigées en utilisant des modèles de correction basés sur les données météorologiques ou à l'aide de l'exploitation de deux fréquences [Ioa02]. Les erreurs d'éphéméride sont corrigées en faisant des mesures précises des positions des satellites qui sont par la suite actualisées régulièrement par les segments de contrôle. L'erreur de l'horloge du satellite est actuellement très faible grâce à l'utilisation de deux horloges atomiques stables pour chaque satellite. Le bruit du récepteur pouvant être réduit en améliorant les composants électroniques du récepteur, les erreurs qui subsistent sont essentiellement celles causées par les multitrajets. Elles sont provoquées par le milieu proche du lieu de réception.

Une fois les pseudodistances calculées et corrigées, le récepteur transfère les coordonnées cartésiennes dans le système WGS84 (World Geodetic System 1984).

1.3 Les autres systèmes GNSS et leurs améliorations

1.3.1 Le système GALILEO

L'augmentation des applications de la navigation par satellites, le manque de garantie de la disponibilité du service des systèmes GPS et GLONASS gérés par les armées américaines et russes, ainsi que le souci d'indépendance technologique et stratégique vis à vis des Etats-Unis et de la Russie ont poussé l'Union Européenne à créer son propre système de navigation par satellites. Baptisé GALILEO, ce système a été conçu par la Commission Européenne et l'Agence Spatiale Européenne (ESA).

Dans un premier temps, cette initiative européenne de participer à la mise en œuvre des systèmes de positionnement s'est d'abord concrétisée par le lancement du programme EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service). Ce programme est destiné à l'amélioration de la qualité du service de GPS. Il fait partie des dispositifs complémentaires de navigation existant actuellement. Ils seront décrits en détail dans la partie 1.2.5 de ce chapitre. L'avantage significatif de GALILEO, dont la mise en service est prévue pour 2013, est que ce système fournira une précision et une garantie sur la fiabilité de son service et sera interopérable avec le système GPS. Ce système sera capable d'informer l'utilisateur, par un message d'intégrité, d'un dysfonctionnement du système [Gal03]. Cela permettra son utilisation dans des domaines où la sécurité est cruciale.

Le système offrira cinq services dont les performances dépendront de l'usage de chacun [Iss04] :

- le service ouvert (OS : Open service), destiné aux applications grand public (position, vitesse et date), il sera gratuit et couvrira toute la terre.

- le service commercial (CS : Commercial Service), de même performance que le service ouvert auquel sera ajouté des données de correction et une information sur l'intégrité. Son accès est restreint par cryptage aux services d'exploitation commerciale.
- le service de sûreté de la vie (SOL : Safety Of Life), de même performance que le service de base avec une information additionnelle de son intégrité élevée. Il sera restreint aux groupes d'utilisateurs spécifiques tels que les hôpitaux, les pompiers, les transports....
- le service public régulé (PRS : Public Regulated Service). Ce service offrira une garantie sur la continuité des applications de sécurité et de défense des Etats européens et leur alliés. Il sera contrôlé par l'Union Européenne et les gouvernements des Etats membres. Crypté par des codes spécifiques, son accès sera autorisé par les Etats membres de l'Union Européenne.
- le service d'aide à la recherche et au sauvetage (SAR : Search And Rescue). Ce service permettra la diffusion et la localisation de messages de détresse.

Le premier satellite expérimental GIOVE-A du système GALILEO a été lancé en décembre 2005 et le second satellite GIOVE-B en avril 2008 pour valider les caractéristiques du système dans l'espace et tester le segment de contrôle au sol. Tout le système est prévu pour être opérationnel courant 2013. Chaque satellite embarquera deux types d'horloges atomiques au Rubidium et à l'Hydrogène.

Au total, la constellation GALILEO sera composée de 30 satellites (27 opérationnels et 3 de rechange), positionnés sur trois orbites moyennes (MEO) circulaires à une altitude de 23222km à raison de huit par orbite. Chaque satellite mettra 14 heures environ pour faire une rotation complète autour de la terre. L'inclinaison du plan orbital est de 56° par rapport à l'équateur, ce qui permet de couvrir facilement les régions polaires jusqu'à 75° latitude nord.

Le nombre de satellites, l'optimisation de la constellation ainsi que la disponibilité de trois satellites de rechange permettront d'assurer à l'utilisateur la fiabilité du service en cas de panne d'un satellite. Cette constellation a été choisie pour donner une probabilité supérieure à 90% d'avoir au moins quatre satellites en tout lieu et à tout moment du globe terrestre. Dans certains lieux, six à huit satellites pourront être visibles continuellement, permettant ainsi une bonne précision.

Deux Centres de Contrôle de GALILEO (GCC) seront implantés en Europe pour le suivi, le contrôle et la gestion de la mission du système. Trente stations de surveillance (GSS : GALILEO Sensor Stations) à travers le monde vont enregistrer les données de navigation de tous les satellites et vont transmettre ces informations aux centres GCC par

un réseau de communication permanent. Ce réseau sera dupliqué pour éviter une coupure en cas de disfonctionnement.

Les centres GCC utiliseront ces données pour calculer l'intégrité de l'information et assureront la synchronisation des horloges des satellites et des stations aux sol. La communication entre les centres GCC et les satellites sera assuré par cinq stations de liaison (up-link stations) réparties sur toute la surface du globe dans la bande S (2-4 GHz).

1.3.2 Le système russe GLONASS

Le système de navigation par satellite russe GLONASS a été développé par l'ex-URSS depuis 1976 mais est actuellement géré par l'agence spatiale fédérale russe. Les premiers lancements de satellites ont été effectués en 1982 pour finir en 1995. Après cette date, ce système a connu des problèmes de maintenance qui ont limité le système à six satellites en état de fonctionnement en 2000. Le gouvernement russe affiche cependant une ambition forte de remise en service du système. Au début de l'année 2008, quatorze sur seize satellites en orbites sont opérationnels. Le système est basé sur le même principe de fonctionnement que le GPS avec trois segments : un segment spatial, un segment de contrôle et un utilisateur.

Au complet, le segment spatial GLONASS doit être composée de 24 satellites répartis sur trois plans orbitaux à 19100 km d'altitude. Chaque plan est incliné de $64,8^\circ$ par rapport à l'équateur et chaque satellite a une période de rotation d'environ 11 heures et 15 minutes [Dal89]. Comme le GPS, GLONASS produit deux types de signaux sur deux porteuses dans la bande de fréquence L. L'un des signaux avec une précision standard (sous-bande L1 à 1602 MHz) est accessible pour un usage civil dans le monde entier et l'autre d'une précision élevée est destiné à l'utilisation militaire russe (sous-bande L2 à 1246MHz).

Le segment de contrôle est composé d'un centre de commande et de surveillance et de stations réparties sur le territoire russe. Ce segment a pour rôle d'assurer le fonctionnement et de donner les éphémérides de la constellation des satellites du système. Des données définissant les paramètres des satellites, les corrections éventuelles et le message de navigation sont mis à jour quotidiennement [Glo02].

Le segment utilisateur est constitué des équipements destinés à recevoir et faire le traitement des signaux du système. Il existe des récepteurs sur le marché pouvant recevoir les signaux GPS et GLONASS bien que l'utilisation du système GLONASS ne soit pas très courante pour des applications civiles. Il est utilisé généralement comme outil d'amélioration de la disponibilité du système GPS.

1.3.3 Le système chinois Compass

La chine est parmi les pays qui développent leur propre système de positionnement par satellite. Bien qu'elle soit associée à l'Europe sur le projet GALILEO, la chine a depuis 2000 entrepris le lancement de satellites de navigation dans le cadre du projet CNSS (Compass Navigation Satellite System). Le système, également appelé Beidou Navigation System est déjà disponible pour la chine et les pays limitrophes. La première phase 1 (Beidou-1) a permis le lancement de 5 satellites geostationnaires dont deux feront partie de la phase 2 (Beidou-2). A terme, le segment spatial de Beidou-2 sera formé de 5 satellites geostationnaires et de 30 satellites en orbites moyennes (MEO) pour couvrir toute la surface terrestre. Un service libre et un service autorisé vont être fourni aux utilisateurs de ce système [Hon07].

Pour clore la liste des systèmes émergents, citons l'Inde qui projette également de développer un système régional de positionnement par satellite IRNSS (Indian Regional Navigational Satellite System). Il sera accessible sur le pays et aux alentours.

1.3.4 Les systèmes de correction

Le calcul d'une position étant fondé sur l'estimation du temps de parcours des signaux, le milieu de propagation et les objets qui s'y trouvent ont un impact sur la précision de la localisation par satellite. Les paragraphes suivants énoncent les moyens mis en œuvre ou en étude actuellement pour corriger les erreurs de positionnement. Les techniques présentées sont différentielles ou hybrides. Dans la mesure où nous avons fait le choix de nous affranchir de tout système complémentaire dans notre étude, nous n'approfondirons pas ces aspects dans ce manuscrit.

1.3.4.1 Les techniques différentielles

Les corrections différentielles reposent sur le principe suivant : dans une région donnée la plupart des erreurs sont identiques en tout point de la région. Il suffit donc d'y installer une station de référence dont la position est bien connue et qui va calculer sa position à l'aide du système GPS. En comparant ces nouvelles données avec sa position connue, la station est en mesure de calculer la différence qui constitue l'erreur. Le mode de transmission de ces corrections diffère selon les techniques. La station de référence utilise un réseau terrestre (DGPS, RTK) ou satellitaire (SBAS : Satellite Based Augmentation System) pour transmettre les corrections.

Le DGPS (Differential GPS) et le RTK (Real Time Kinematic) sont des techniques

appliquant les mesures GPS relatives. Les corrections sont transmises par onde radio aux récepteurs de la zone pour qu'ils en tiennent compte lors des mesures. Les deux techniques permettent d'atteindre une précision de l'ordre de un à trois mètres pour le DGPS et de quelques centimètres pour le RTK. Ces systèmes sont composés d'une station de référence au sol, de récepteurs mobiles capables de recevoir les données de correction et de moyens de transmissions de ces données. La différence entre le DGPS et le RTK réside principalement dans leur fonctionnement. Le DGPS fait une mesure sur le code C/A ou P tandis que le RTK utilise la phase de la porteuse. Le temps d'initialisation est d'environ une minute pour le RTK et immédiat pour le DGPS.

Les systèmes SBAS diffusent des corrections différentielles grâce à des satellites géostationnaires pour transmettre les données à l'échelle continentale et locale. Plusieurs systèmes SBAS sont actuellement en fonction ou à l'étude :

- l'EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) pour l'Europe,
- le WAAS (Wide Area Augmentation System) pour l'aviation aux Etats-Unis,
- le MSAS (Multi-functional Satellite Augmentation System) pour le Japon,
- le QZSS (Quasi-Zenith Satellite System) en cours de développement pour le Japon
- le GAGAN (GPS Aided GEO Augmented Navigation) développé par l'Inde

Ces systèmes ont pour objectif d'améliorer l'information transmise par les constellations de satellites GPS ou GLONASS et surtout de prévenir l'utilisateur en cas de dysfonctionnement du système. Avec EGNOS par exemple, un message d'intégrité prévient l'utilisateur dans un délai maximal de 6 secondes du dysfonctionnement de l'un des satellites en vue. La zone de couverture constitue une importante particularité de ces systèmes. Il faut remarquer que ces moyens de correction utilisant les satellites corrigent les erreurs de mesure des pseudodistances et de précision notamment les erreurs liées à l'atmosphère, aux horloges et aux éphémérides des satellites. Quant aux multitrajets, leur caractère très local ne permet pas à ces systèmes de les corriger. Ces techniques ne sont pas adaptées pour corriger les erreurs dues aux multitrajets parce que ceux-ci sont très localisés et dépendent de l'environnement immédiat du lieu de réception.

1.3.4.2 Les techniques hybrides

Le Dead Reckoning (DR) ou navigation à l'estime est l'une des techniques utilisées pour la localisation des véhicules automobiles ou robotiques. Cette méthode permet de calculer la position relative du mobile par rapport à la position précédente connue. Pour mesurer la distance parcourue et connaître la direction, on utilise différents capteurs : gyromètre, odomètre, ... Même lorsque les signaux GPS ne sont pas reçus ou sont dégradés,

la position du mobile à un instant donné peut être calculée à partir de l'angle de direction, de la distance et des coordonnées de la position précédente.

La précision de navigation du Dead Reckoning est fonction de la distance parcourue. Plus la distance entre les deux instants de mesure est grande, plus les erreurs accumulées augmentent. Les erreurs du DR sont principalement causées par les caractéristiques des capteurs et les facteurs du milieu tel que l'état de la route. En raison de l'accumulation défavorable des erreurs, il faut fréquemment faire un calibrage [Dra98]. Ce calibrage permet de corriger au fur et à mesure la dérive des capteurs, c'est-à-dire l'écart de la position donnée à la position réelle. C'est pourquoi les systèmes DR sont intégrés avec le GPS. La combinaison du DR et des données du GPS est une solution qui permet d'éviter les défauts de chacun des deux systèmes [Guo02].

Un autre moyen est d'utiliser le DR avec un système de navigation inertielle INS (Inertial Navigation System). Ce système donne continuellement la direction et l'accélération du mobile. Il utilise également un capteur inertielle qui permet d'avoir les variations de la position à chaque instant. Les erreurs de l'INS augmentent en fonction du temps [Ber96].

Dans le milieu urbain, la disponibilité du service de positionnement d'un véhicule est très affectée par les obstacles qui bloquent ou réfléchissent les signaux GPS. Les cartes numériques embarquées offrent au système une information complémentaire mais elles ne sont pas assez précises pour pouvoir localiser le mobile à l'aide de ces cartes uniquement [Hun98]. Par conséquent un algorithme de map-matching est nécessaire.

Le map-matching est une méthode qui associe une position fournie par un système de navigation à une carte numérique. Dans le système de navigation des mobiles terrestres, le map-matching est un procédé permettant d'accroître la précision de localisation [Sye04]. Souvent la position du véhicule fournie par GPS n'est pas nécessairement sur la route définie sur la carte numérique. On corrige alors les erreurs des signaux de GPS en employant les techniques de map-matching [Lia07, Naj05].

1.4 Comportement dans le milieu urbain

La sortie de la chaîne de traitement dont les étapes sont expliquées ci-haut est constituée d'un ensemble de pseudodistances, qui permettent à l'algorithme de localisation de calculer la position du mobile. Un grand nombre des erreurs citées dans le paragraphe précédent sont corrigées grâce à des modèles et des outils performants utilisés par le récepteur dans le calcul de la position. Les trajets multiples, par nature liés aux phénomènes locaux, restent cependant une cause d'erreurs non modélisées et sont ainsi un thème à

l'étude dans plusieurs laboratoires à travers le monde. Dans sa thèse [Mar02], Marais propose un outils de prédiction des satellites reçus. Dans [Gau00], Gaudin propose un système de fusion d'information GPS/estime utilisant les mesures de pseudodistances. Et Wang utilise le map-matching pour corriger les erreurs dues aux multitrajets [Wan00]. Les paragraphes suivants explorent les paramètres qui entrent en jeu au cours de la réception d'ondes satellitaires en milieu urbain.

1.4.1 Le masquage

Les systèmes de positionnement par satellite se heurtent à un problème majeur dû aux différents obstacles autour de l'antenne appelés masques. Ce chapitre est consacré à l'étude de l'environnement urbain du point de vue de la propagation des signaux en général et en particulier des signaux issus d'un système de navigation par satellite. Les constructions urbaines ont de grandes conséquences sur la propagation des signaux. Elles ne permettent pas la visibilité large du ciel nécessaire pour l'utilisation optimale des satellites de navigation.

En considérant la hauteur des constructions et la largeur des rues, nous pouvons classer les milieux urbains en 4 catégories : milieux urbains, résidentiels, industriels et les milieux urbains denses [Mal02]. Le tableau 1.1 montre les caractéristiques de chaque catégorie :

	Hauteur des masques(m)	Déviaton standard (m)	Largeur des rues (m)
Urbain	25	6	20–25
Résidentiel	6	3	7
Industriel	8	2	19
Urbain dense	30	10	45–60

TAB. 1.1 – Catégories des milieux urbains (*Source* : [Mal02])

La largeur des rues comprend toute la largeur de l'espace qui sépare les constructions, c'est à dire depuis la façade d'un bâtiment jusqu'à celle du bâtiment d'en face.

Cette classification permet de déduire d'autres critères pour caractériser les milieux urbains. La visibilité du ciel peut être exprimée en utilisant les angles d'élévation des obstacles. On considère que l'observateur est au milieu de la rue comme le montre la figure 1.8.

Nous utiliserons un nouveau classement des milieux urbains en considérant l'angle

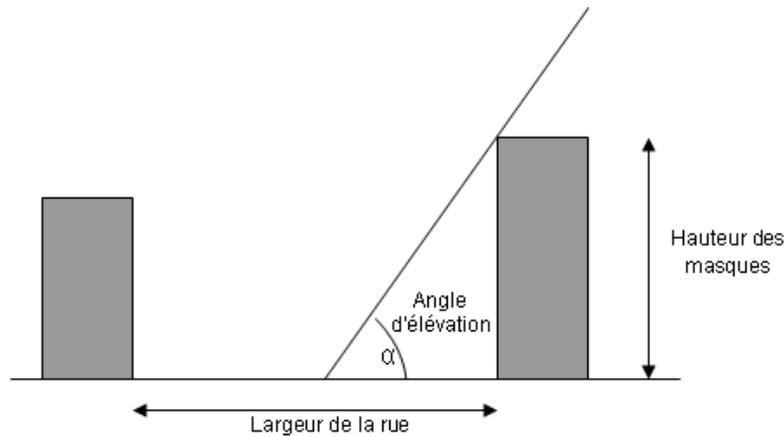


FIG. 1.8 – Mesure de l’angle d’élévation

d’élévation des constructions. Cet angle est calculé en tenant compte de la hauteur des bâtiments et de la largeur des rues. Cette description des environnements indiquée au tableau 1.2 est plus directement liée à la position des satellites, en particulier à leur élévation.

Angle d’élévation des masques	Milieu
<10°	Dégagé (campagne)
10°–40°	Visibilité réduite (zone industrielle)
40°–60°	Visibilité très réduite
>60°	Mauvaise visibilité (centre ville)

TAB. 1.2 – Visibilité des milieux urbains

Dans une zone industrielle par exemple, tous les satellites ayant un angle d’élévation inférieur à 40° ont une forte probabilité d’être reçus après au moins une réflexion ou une diffraction. La figure 1.9 montre à gauche, l’allure de la variation de l’angle d’élévation en fonction de la hauteur du masque et à droite, en fonction de la distance entre les obstacles bordant une rue. Plus on s’éloigne des obstacles, plus l’angle d’élévation diminue pour une hauteur d’obstacles constante. Ces courbes sont issues de la relation géométrique simple (1.5) :

$$\text{élévation} = \arctan \left(\frac{\text{hauteur}}{\text{éloignement}} \right) \quad (1.5)$$

Ainsi, les angles d’élévation des satellites peuvent être comparés aux élévations des masques. Les satellites dont les élévations sont supérieures à celles des masques seront reçus par trajet direct. Les autres pourront subir des réflexions. Ces réflexions dépendront également de l’azimut des satellites.

Les satellites se trouvant dans la même orientation que la direction de la route, si

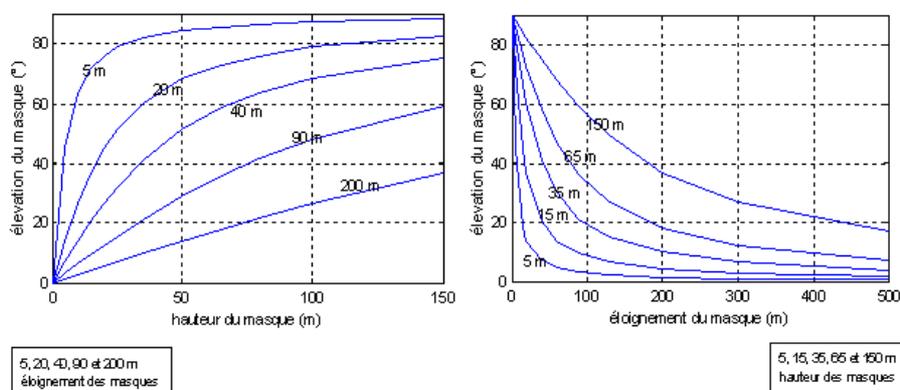


FIG. 1.9 – Variation de l'angle d'élevation

celle-ci est assez longue, ne subiront pas de réflexion même s'ils n'ont pas une grande élévation. De plus, l'inclinaison de 55° des plans orbitaux des satellites de navigation (cas du GPS) fait apparaître des zones non couvertes par le passage des satellites. Cette zone se trouve au-dessus des régions polaires. Ainsi dans l'hémisphère Nord, les masques se trouvant au nord du lieu de réception auront ainsi moins d'impact sur la qualité de la réception.

1.4.2 Le retard de propagation

L'erreur sur la position d'un utilisateur dans un milieu urbain dépend des retards causés par les signaux réfléchis. La pseudodistance reposant sur le calcul du temps de propagation, si le signal satellitaire se réfléchit sur un obstacle avant d'arriver au récepteur, il aura parcouru une distance plus grande. Le récepteur va ainsi utiliser des données faussées.

Ce problème est difficile à corriger d'autant plus que les retards varient aléatoirement au cours du temps. Ces retards dépendent de certains paramètres du milieu tels que la hauteur et la distance entre le point d'observation et les obstacles [Wan00] [Mar05a] selon les lois de l'optique géométrique.

L'introduction d'un retard dans la propagation du signal et son atténuation sont les grandes conséquences de la réflexion et de la diffraction. Les effets causés par ces phénomènes sont exposés dans le chapitre 2 2.2 consacré aux erreurs de propagation en milieu urbain.

1.4.3 La visibilité des satellites

1.4.3.1 Le nombre de satellites

En considérant la constellation de satellites du système américain GPS et dans les conditions de visibilité optimale, le nombre de satellites visibles est supérieur ou égal à six pour 99,5 % du temps comme le montre la figure 1.10. Sachant que les satellites sont en orbite autour de la terre, ils changent continuellement de position. Chaque satellite fait deux rotations autour de la terre en 24 heures. En chaque point de la terre, la configuration de satellites change donc au cours du temps. La configuration de satellites visibles est aussi fonction de la position du récepteur sur la globe.

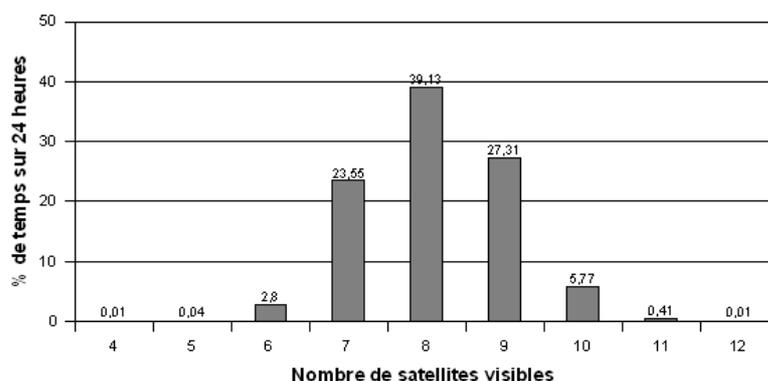


FIG. 1.10 – Visibilité des satellites GPS. (Source : [Gps96])

En environnements masquants, comme les zones urbaines, le nombre de satellites visibles est considérablement réduit. Un certain nombre de satellite est en effet bloqué ou situation de visibilité indirecte par rapport au récepteur. Les satellites qui ne subissent pas les effets du masquage sont ceux qui sont les plus élevés dans le ciel.

La figure 1.11 montre les résultats d'une simulation statique à l'aide du logiciel Ergospace[®]. Cette simulation a été réalisée sur une durée de 24 heures en utilisant une scène VRML de la ville de Lille.

Par comparaison avec la figure 1.10 précédente, nous remarquons que le nombre de satellites a sensiblement diminué d'une moyenne de 8,11 satellites dans un endroit dégagé à 5,36 en milieu urbain.

Dans le cas précis de notre simulation, la localisation n'est possible que dans 94,8% du temps où nous avons au moins quatre satellites reçus. En pratique cette indisponibilité du système se traduit par une absence de données de position.

Il faut ajouter à cette insuffisance de satellites leur situation géométrique. Même

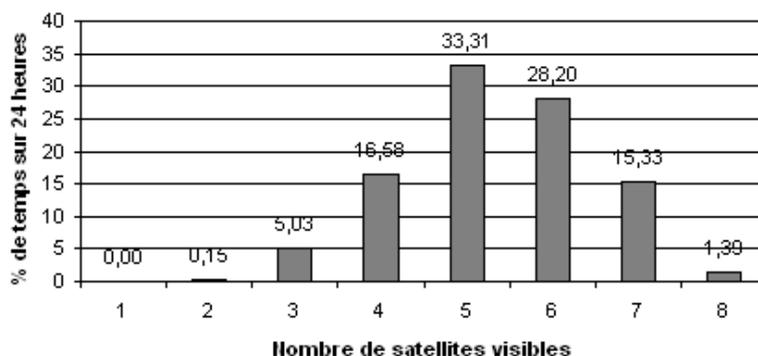


FIG. 1.11 – Visibilité des satellites GPS en milieu urbain : cas de Lille

si le récepteur reçoit un nombre suffisant de satellites, la précision dépend également de leur configuration dans l'espace caractérisé par un paramètre géométrique appelé DOP (Dilution Of Precision).

1.4.3.2 La géométrie des satellites

La mauvaise géométrie des satellites reçus est une conséquence du masquage en milieu urbain. Cette géométrie est caractérisée par le paramètre DOP qui traduit la position des satellites dans l'espace les uns par rapport aux autres.

Le DOP est un indicateur de la qualité de la géométrie de la constellation satellite. La position calculée peut changer selon les satellites utilisés pour la mesure. Les différentes géométries des satellites peuvent augmenter ou diminuer les erreurs. Un plus grand angle entre les satellites abaisse le DOP et fournit une meilleure mesure, c'est le cas des satellites distribués dans tout l'espace au-dessus du récepteur. Un plus grand DOP indique une géométrie défavorable et une mesure imprécise. La figure 1.12 illustre la différence entre les deux configurations.

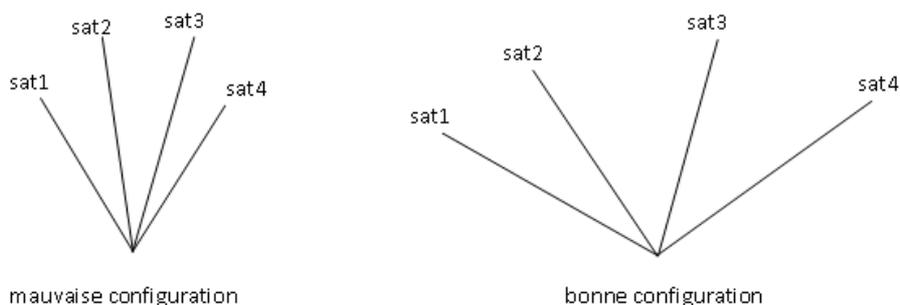


FIG. 1.12 – Configuration géométrique des satellites

Il existe cinq indicateurs du DOP : le HDOP (Horizontal DOP), le VDOP (Vertical DOP), le PDOP (Position DOP), le TDOP (Time DOP) et le GDOP (Geometric DOP).

Ces coefficients sont calculés par les formules 1.6 [Lan99] :

$$\begin{aligned}
 TDOP &= \sqrt{D_{44}} \\
 VDOP &= \sqrt{D_{33}} \\
 HDOP &= \sqrt{D_{11} + D_{22}} \\
 PDOP &= \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33}} \\
 GDOP &= \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33} + D_{44}}
 \end{aligned} \tag{1.6}$$

où les D_{nn} sont les éléments de la matrice :

$$(H^t \cdot H)^t = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} \\ D_{41} & D_{42} & D_{43} & D_{44} \end{bmatrix} \tag{1.7}$$

Avec H la matrice des cosinus directeurs qui se calcule de la manière suivante :

$$H = \begin{bmatrix} -\cos(El_1) \cdot \cos(Az_1) & \cos(El_1) \cdot \sin(Az_1) & \sin(El_1) & 1 \\ -\cos(El_1) \cdot \cos(Az_1) & \cos(El_1) \cdot \sin(Az_1) & \sin(El_1) & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & 1 \\ -\cos(El_n) \cdot \cos(Az_n) & \cos(El_n) \cdot \sin(Az_n) & \sin(El_n) & 1 \end{bmatrix}$$

où El_n et Az_n sont les angles d'élévation et d'azimut du $n^{ième}$ satellite.

Les paramètres DOP doivent être pris en compte dans le choix des satellites à utiliser pour augmenter la précision de la localisation. En prenant l'exemple du PDOP, les valeurs sont réparties en quatre groupes [Mar04] indiqués dans le tableau 1.3 :

Valeur du PDOP	Qualité
1-3	Excellente
3-6	Bonne
6-9	Correcte
≥ 10	Mauvaise

TAB. 1.3 – Valeur du PDOP (*Source* : [Mar04])

Dans les milieux urbains, l'espace visible au dessus du récepteur est limité par les différents obstacles. Les satellites reçus directement sont typiquement ceux qui ont une

grande élévation. On se retrouve alors souvent avec une mauvaise configuration qui ne donne pas une bonne précision. L'exemple de la figure 1.13 montre la variation du HDOP en fonction de l'angle d'élévation des masques (graphe de gauche) et en fonction du nombre de satellites utilisé (graphe de droite).

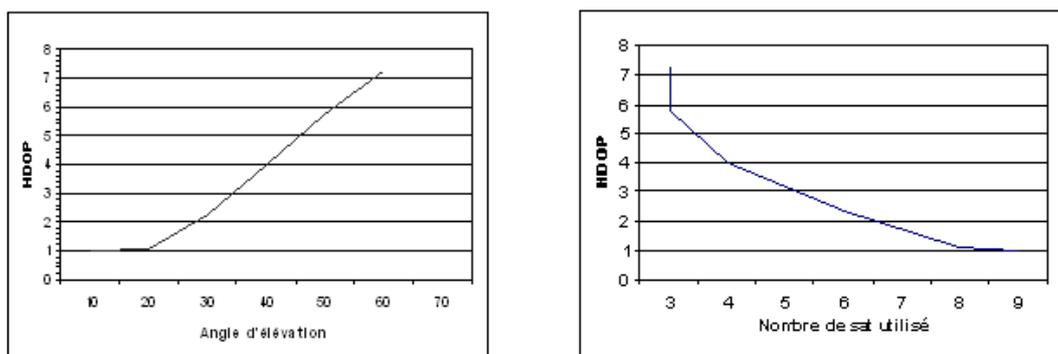


FIG. 1.13 – Variation du HDOP

Ces données résultent d'une expérimentation pratique réalisée dans un endroit dégagé à l'aide d'un récepteur GPS permettant de choisir l'angle de masquage. Les satellites dont l'élévation est inférieure à l'angle de masquage (masque conique) considéré ne sont pas utilisés. On remarque que le HDOP augmente en fonction de l'angle des masques. Plus l'angle d'élévation des masques est élevé, moins le nombre de satellites reçus est grand.

La meilleure configuration géométrique n'est pas souvent disponible et le DOP varie le long d'un trajet en fonction de la distribution et de l'orientation géométrique des masques [Mar04].

En théorie, il est possible d'estimer la précision d'un système de positionnement dans un environnement dégagé à partir de la valeur du DOP [Kap96]. La relation est exprimée par l'équation (1.8) où σ_p est l'erreur sur la précision et UERE est l'erreur équivalente sur la distance pour l'utilisateur (UERE : User Equipment Range Error).

$$\sigma_p = DOP \cdot \sigma_{UERE} \quad (1.8)$$

Cette équation est valable en présence d'un bruit blanc Gaussien. Lorsque le milieu n'a pas d'obstacles susceptibles de bloquer les signaux, les erreurs atmosphériques ont été corrigées, les erreurs sur les pseudodistances sont alors dues essentiellement au bruit thermique du récepteur supposé blanc et gaussien. L'erreur et le DOP varient alors de la même façon. Pour un positionnement en milieu masqué cependant ces hypothèses ne sont plus vérifiées, comme nous le montrerons dans ce manuscrit et le paramètre DOP n'est pas adapté pour caractériser la précision.

Les signaux satellites, une fois reçus et traités par le récepteur, fournissent les données de pseudodistances qu'un étage du récepteur doit traiter pour obtenir la position de l'utilisateur. C'est le travail du filtrage, que nous abordons dans cette dernière partie du chapitre.

1.5 Techniques d'estimation : filtrage statistique

Comme détaillé au début de ce chapitre, le système GPS est basé sur la détermination et la mesure des paramètres du signal reçu : temps de propagation, retard, fréquence Doppler, etc, pour permettre le calcul des distances et vitesse relatives du récepteur par rapport au satellite émetteur. Les signaux reçus par le récepteur sont bruités (erreurs de synchronisation, de propagation, bruit thermique de réception). Pour minimiser l'impact de ces bruits, le récepteur a recours aux techniques de filtrage statistique. Le filtrage statistique vise à estimer l'état d'un système à partir d'observations entachées d'erreurs.

Dans cette partie, nous allons introduire le filtrage de Kalman ainsi que ses extensions. Le filtrage de Kalman est le plus utilisé dans les récepteur GNSS. Cependant ce filtrage est utilisé sous des conditions de linéarité du système étudié. Comme notre recherche vise l'amélioration de la réception des signaux satellitaires dans un milieu urbain (système non linéaire), nous avons choisi d'étudier l'apport des techniques de filtrage adaptées aux systèmes non linéaires plus représentatifs des conditions réelles. Notre choix s'est porté sur le filtrage particulaire dont une introduction est donnée dans ce chapitre.

Le filtrage est de façon générale une méthode servant à extraire une information utile contenue dans un signal bruité. Il consiste à estimer l'état \mathbf{x}_t d'un système dynamique à partir d'observations partielles de ce système, entachées de bruits. Cela revient à estimer à l'instant t l'état \mathbf{x}_t du système connaissant les états précédents et les observations \mathbf{y} jusqu'à \mathbf{y}_t tel que schématisé sur la figure 1.14.

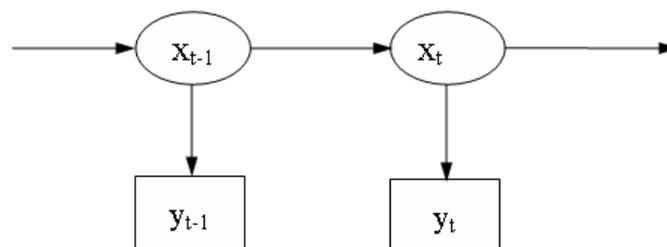


FIG. 1.14 – Modèle du système

Les modèles du système d'état et d'observation sont définis par :

$$\begin{aligned}\mathbf{x}_t &= f_t(\mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{v}_{t-1}) \quad \text{modèle dynamique d'évolution du système} \\ \mathbf{y}_t &= h_t(\mathbf{x}_t, \mathbf{w}_t) \quad \text{modèle d'observation}\end{aligned}\tag{1.9}$$

où $\mathbf{x}_t (\in \mathbb{R}^d)$ est le vecteur de dimension d du modèle d'état à estimer (le vecteur précédent étant connu),

$\mathbf{y}_t (\in \mathbb{R}^q)$ est le vecteur de dimension q du modèle des observations,

\mathbf{v}_t est le bruit du vecteur état,

\mathbf{w}_t est le bruit des observations,

f et h sont les fonctions d'évolution d'état et des observations pouvant être des variables du temps.

Le filtrage statistique combine donc les données d'observation disponibles et la connaissance a priori des états passés du système pour produire une estimation de l'état inconnu de ce système. Cette estimation est faite de manière à minimiser l'erreur de mesure par des considérations statistiques [May79].

L'estimation statistique consiste à déterminer la densité de probabilité $p(\mathbf{x}_t/\mathbf{y}_t)$ ou plus généralement la densité $p(\mathbf{x}_{0:t}/\mathbf{y}_{1:t})$ où $\mathbf{x}_{0:t} = \{\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_t\}$ et $\mathbf{y}_{1:t} = \{\mathbf{y}_1, \mathbf{y}_2, \dots, \mathbf{y}_t\}$. Cela équivaut à déterminer les états $\mathbf{x}_{0:t}$ connaissant des observations $\mathbf{y}_{1:t}$.

Pour déterminer cette densité, on suppose toujours connues les lois de probabilité suivantes :

- la loi d'évolution $p(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1})$
- la loi d'observation $p(\mathbf{y}_t/\mathbf{x}_t)$ ou encore vraisemblance

D'après la règle de Bayes, on a :

$$p(\mathbf{x}_t/\mathbf{y}_{1:t}) = \frac{p(\mathbf{y}_{1:t}/\mathbf{x}_t)p(\mathbf{x}_t)}{\int p(\mathbf{y}_{1:t}/\mathbf{x}_t)p(\mathbf{x}_t) d\mathbf{x}_t}\tag{1.10}$$

N'étant pas une forme récursive, cette règle n'est pas très utile en pratique. On remarque alors que :

$$\begin{aligned}p(\mathbf{x}_{0:t}/\mathbf{y}_{1:t}) &= p(\mathbf{x}_{0:t-1}, \mathbf{x}_t/\mathbf{y}_{1:t-1}, \mathbf{y}_t) \\ &= \frac{p(\mathbf{x}_{0:t-1}, \mathbf{x}_t, \mathbf{y}_t/\mathbf{y}_{1:t-1})}{p(\mathbf{y}_t/\mathbf{y}_{1:t-1})}\end{aligned}\tag{1.11}$$

De plus, nous savons que :

$$p(\mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{x}_t, \mathbf{y}_t / \mathbf{y}_{t-1}) = p(\mathbf{x}_t, \mathbf{y}_t / \mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{y}_{t-1}) p(\mathbf{x}_{t-1} / \mathbf{y}_{t-1}) \quad (1.12)$$

$$p(\mathbf{x}_t, \mathbf{y}_t / \mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{y}_{t-1}) = p(\mathbf{y}_t / \mathbf{x}_t, \mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{y}_{t-1}) p(\mathbf{x}_t / \mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{y}_{t-1}) \quad (1.13)$$

En considérant que les observations sont indépendantes conditionnellement à l'état et que \mathbf{y}_t ne dépend pas des états précédents $\mathbf{x}_{0:t-1}$, la densité $p(\mathbf{y}_t / \mathbf{x}_t, \mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{y}_{t-1})$ devient $p(\mathbf{y}_t / \mathbf{x}_t)$.

De même, $p(\mathbf{x}_t / \mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{y}_{t-1})$ peut s'écrire $p(\mathbf{x}_t / \mathbf{x}_{t-1})$.

Donc :

$$p(\mathbf{y}_t / \mathbf{x}_t, \mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{y}_{t-1}) = p(\mathbf{y}_t / \mathbf{x}_t) \quad (1.14)$$

$$p(\mathbf{x}_t / \mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{y}_{t-1}) = p(\mathbf{x}_t / \mathbf{x}_{t-1}) \quad (1.15)$$

En ramenant les équations (1.12), (1.13), (1.14) et (1.15) dans l'équation (1.11), nous obtenons :

$$p(\mathbf{x}_t / \mathbf{y}_t) = p(\mathbf{x}_{t-1} / \mathbf{y}_{t-1}) \frac{p(\mathbf{y}_t / \mathbf{x}_t) p(\mathbf{x}_t / \mathbf{x}_{t-1})}{p(\mathbf{y}_t / \mathbf{y}_{t-1})} \quad (1.16)$$

La résolution exacte de l'équation (1.16) n'est possible que pour des systèmes linéaires gaussiens. Il existe plusieurs moyens pour calculer cette densité de probabilité. Les paragraphes suivants présentent certains de ces moyens qui ont attiré notre attention au cours de cette thèse en raison de leur utilisation dans des applications liées à l'estimation d'une position. Pour des systèmes linéaires ou localement linéaires et à bruits éventuellement non gaussiens, le filtre de Volterra peut être utilisé [Mon96]. Dans le cas non linéaire et non gaussien, la densité de probabilité $p(\mathbf{x}_t / \mathbf{y}_t)$ peut être approchée en utilisant des méthodes stochastiques de type Monte Carlo séquentiel appelées filtrage particulaire [Dou00, Dou01].

1.5.1 Le filtrage de Kalman et ses dérivées

1.5.1.1 Le filtrage de Kalman

Le filtre de Kalman est une méthode qui permet d'estimer une variable d'un système lorsque celui-ci se trouve dans une situation perturbée ne permettant pas de connaître exactement cette variable. C'est un algorithme optimal et récursif capable de corriger une observation à partir de l'état antérieur du système étudié sous réserve de certaines hypothèses.

Nous donnons ici une description de la forme la plus simple du filtrage de Kalman. La première condition est la linéarité du système étudié. A partir des équations (1.9), ce système est défini par une équation linéaire de la forme :

$$\begin{aligned}\mathbf{x}_t &= F.\mathbf{x}_{t-1} + B.\mathbf{u}_{t-1} + \mathbf{v}_{t-1} \\ \mathbf{y}_t &= H.\mathbf{x}_t + \mathbf{w}_t\end{aligned}\quad (1.17)$$

Où F est une matrice de transition permettant le passage de l'état \mathbf{x}_{t-1} à l'état \mathbf{x}_t . \mathbf{u}_{t-1} est un vecteur définissant les données complémentaires. B est une matrice liant les données complémentaires à l'état \mathbf{x}_{t-1} . H est une matrice des observations liant l'état à l'observation.

Le filtre de Kalman est utilisé sous les hypothèses suivantes :

- les matrices F et H sont supposées connues,
- le bruit du système \mathbf{v}_t étudié et le bruit des mesures \mathbf{w}_t sont des bruits blancs gaussiens, indépendants et de loi de distribution normale :

$$p(v) \propto \mathcal{N}(0, Q) \text{ avec } Q = E[v_t.v_t^T] \text{ la covariance du bruit d'état}$$

$$p(w) \propto \mathcal{N}(0, R) \text{ avec } R = E[w_t.w_t^T] \text{ la covariance du bruit d'observation.}$$

L'intérêt d'utiliser le filtre de Kalman est qu'il permet d'obtenir une estimation du vecteur état \mathbf{x}_t à partir de son état précédent et de l'observation \mathbf{y}_t . Pour la résolution du système, on définit deux autres vecteurs états : $\hat{\mathbf{x}}_t^-$ vecteur état estimé a priori à l'instant t connaissant l'état du système jusqu'à cet instant, $\hat{\mathbf{x}}_t$ vecteur état estimé a posteriori connaissant l'observation,

$$P_t^- = E[(\mathbf{x}_t - \hat{\mathbf{x}}_t^-).(\mathbf{x}_t - \hat{\mathbf{x}}_t^-)^T] \text{ covariance de l'erreur a priori,} \quad (1.18)$$

$$P_t = E[(\mathbf{x}_t - \hat{\mathbf{x}}_t).(\mathbf{x}_t - \hat{\mathbf{x}}_t)^T] \text{ covariance de l'erreur a posteriori,} \quad (1.19)$$

$$\Gamma_t = \mathbf{y}_t - H.\hat{\mathbf{x}}_t^- \text{ résidus sur l'observation.} \quad (1.20)$$

Γ_t est la différence entre une observation et l'estimation de cette observation. D'après l'équation d'état (1.17), on pose :

$$\hat{\mathbf{x}}_t = \hat{\mathbf{x}}_t^- + K\Gamma_t \quad (1.21)$$

Cette équation donne l'état estimé a posteriori comme une combinaison linéaire de l'état estimé a priori et du résidu sur l'observation pondéré par un facteur matriciel K . Cette matrice K est appelée gain de Kalman [Gre93]. Elle est choisie de façon à minimiser

la covariance de l'erreur a posteriori de l'équation (1.19). Le gain de Kalman est donné par :

$$K = P_t^- H^T (H P_t^- H^T + R)^{-1} \quad (1.22)$$

Dans la littérature dont [May79], [Gre93] et [Jac93] sont des exemples, on trouve une analyse plus détaillée du gain de Kalman. On aboutit aux équations déterminant l'algorithme du filtre de Kalman dans sa forme la plus simple :

La prédiction :

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_t^- &= F \hat{\mathbf{x}}_{t-1} \\ P_t^- &= F P_{t-1} F^T + Q \end{aligned} \quad (1.23)$$

La correction :

$$\begin{aligned} K_t &= P_t^- H^T (H P_t^- H^T + R)^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}_t &= \mathbf{x}_t^- + K_t (\mathbf{y}_t - H \hat{\mathbf{x}}_t^-) \\ P_t &= (I - K_t H) P_t^- \end{aligned} \quad (1.24)$$

Ces étapes de prédiction et de correction se passent en boucle en utilisant à chaque étape les éléments de l'étape précédente. Le filtre de Kalman constitue un cas particulier d'estimateur pour des systèmes linéaires gaussiens. Cependant une adaptation a été réalisée pour l'étendre aux systèmes non-linéaires à bruits gaussiens.

1.5.1.2 Le filtre de Kalman étendu

Le filtre de Kalman étendu (EKF) est une extension du filtre de Kalman qui s'applique aux fonctions non linéaires mais localement linéalisables à bruit quasi gaussiens. Les fonctions \mathbf{f} et \mathbf{h} des équations (1.9) sont donc non linéaires. Elles peuvent être appliquées aux équations de prédiction de l'état et de l'observation. Mais ces fonctions ne peuvent pas s'appliquer pour calculer les matrices de covariance. On définit alors les matrices jacobiennes :

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_t &= \left. \frac{\partial \mathbf{f}_t}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\hat{\mathbf{x}}_{t-1}} \quad \text{matrice jacobienne des dérivées partielles de } \mathbf{f}_t \\ \mathbf{H}_t &= \left. \frac{\partial \mathbf{h}_t}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\hat{\mathbf{x}}_t} \quad \text{matrice jacobienne des dérivées partielles de } \mathbf{h}_t \end{aligned}$$

Les équations de prédiction (1.23) et de corrections (1.24) deviennent :

La prédiction :

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}_t^- &= f_t(\hat{\mathbf{x}}_{t-1}) \\ P_t^- &= F_t P_{t-1} F_t^T + Q_t\end{aligned}\quad (1.25)$$

La correction :

$$\begin{aligned}K_t &= P_t^- H_t^T (H_t P_t^- H_t^T + R_t)^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}_t &= \hat{\mathbf{x}}_t^- + K_t (\mathbf{y}_t - h \hat{\mathbf{x}}_t^-) \\ P_t &= (I - K_t H_t) P_t^-\end{aligned}\quad (1.26)$$

1.5.1.3 Le filtre de Kalman sans parfum

Le filtre de Kalman sans parfum (UKF : Unscented Kalman Filter) utilise une technique d'échantillonnage déterministe pour sélectionner de manière déterministe un minimum d'échantillon (appelé des points sigma) autour de la moyenne. Ces points sigma sont alors traités par les fonctions non linéaires. Ensuite, une moyenne $\bar{\mathbf{x}}$ et la covariance de l'estimation P_t sont calculées. Le résultat est un filtre qui estime plus correctement la moyenne et la covariance. Cette technique permet de ne pas calculer analytiquement les matrices jacobiniennes (cas de l'EKF), difficiles à trouver si les fonctions sont complexes [Jul97].

Les points sigma sont calculés ainsi :

$$\mathbf{S}_t = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{x}}_t \\ \bar{\mathbf{x}}_t + \sqrt{2\omega_i P_{xx}} \\ \bar{\mathbf{x}}_t - \sqrt{2\omega_i P_{xx}} \end{bmatrix} \quad \text{avec : } \begin{aligned} \bar{\mathbf{x}}_t &= E[\mathbf{x}_t] \\ P_{xx} &= E[(\mathbf{x}_t - \bar{\mathbf{x}}_t)(\mathbf{x}_t - \bar{\mathbf{x}}_t)^T] \end{aligned} \quad (1.27)$$

ω_i est le poids associé au point sigma \mathbf{S}_t

Les équations de prédiction (1.23) et de corrections (1.24) deviennent :

La prédiction :

$$\begin{aligned}\mathbf{S}_t &= f(\mathbf{S}_{t-1}) \\ \hat{\mathbf{x}}_t^- &= \sum_{i=0}^{2L} \omega_i \mathbf{S}_{t,i} \quad L \text{ est la dimension du vecteur état} \\ P_{xx}^- &= \sum_{i=0}^{2L} \omega_i [\mathbf{S}_{t,i} - \hat{\mathbf{x}}_t^-] \cdot [\mathbf{S}_{t,i} - \hat{\mathbf{x}}_t^-]^T + Q_t\end{aligned}\quad (1.28)$$

$$\begin{aligned}\mathbf{y}_t &= h(\mathbf{S}_t) \\ \hat{\mathbf{y}}_t^- &= \sum_{i=0}^{2L} \omega_i \mathbf{y}_{t,i}\end{aligned}\quad (1.29)$$

La correction :

$$P_{yy} = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i [\mathbf{y}_{t,i} - \hat{\mathbf{y}}_t^-] \cdot [\mathbf{y}_{t,i} - \hat{\mathbf{y}}_t^-]^T + R_t \quad (1.30)$$

$$P_{xy} = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i [\mathbf{S}_{t,i} - \hat{\mathbf{x}}_t^-] \cdot [\mathbf{y}_{t,i} - \hat{\mathbf{y}}_t^-]^T \quad (1.31)$$

$$\begin{aligned} K_t &= P_{xy} P_{yy}^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}_t &= \hat{\mathbf{x}}_t^- + K_t (\mathbf{y}_t - \hat{\mathbf{y}}_t^-) \\ P_{xx} &= P_{xx}^- - K_t P_{yy} K_t^T \end{aligned} \quad (1.32)$$

1.5.2 Méthodes de Monte Carlo séquentielles

Une approche alternative récente permet une mise en oeuvre du filtrage statistique en contexte quelconque. Au lieu d'estimer l'espérance mathématique et la variance de la distribution des paramètres d'état conditionnellement aux observations, on génère aléatoirement une population d'échantillons distribuées. Ces échantillons appelés particules sont propagés et mis à jour au cours du temps, et sont utilisés pour estimer, filtrer, prédire, ... La méthode de filtrage particulaire traite le problème en considérant tout système non linéarisable affecté d'un bruit quelconque [Car97].

Les filtres particulaires ont été appliqués avec succès pour des applications nécessitant des estimations de probabilité telles le suivi de cibles [Ang08], d'hybridation de systèmes [Gir05] [Gau00] ou le traitement d'image [Sid03]. C'est pourquoi cette technique semble appropriée pour modéliser un phénomène tel que la réception des signaux satellitaires en milieux urbain où les multitrajets sont une source aléatoire de bruits directement liés au milieu considéré.

On considère toujours les modèles d'état et d'observation de l'équation (1.9)

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_t &= f_t(\mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{v}_{t-1}) \quad \text{modèle dynamique d'évolution du système} \\ \mathbf{y}_t &= h_t(\mathbf{x}_t, \mathbf{w}_t) \quad \text{modèle d'observation} \end{aligned}$$

On cherche la densité de probabilité $p(\mathbf{x}_t/\mathbf{y}_t)$ appelée la marginale et utilisée pour estimer l'état à l'instant t . Le filtrage particulaire remplace cette densité par une distribution empirique de la forme :

$$\mathbf{P}_K(\mathbf{x}_t) = \sum_{k=0}^K w_t^{(k)} \delta_{\hat{\mathbf{x}}_t^{(k)}}(\mathbf{x}_t) \quad (1.33)$$

En sachant que $\sum_{k=0}^K w_t^{(k)} = 1$ et K est le nombre de particules montrés schématiquement à la figure 1.15. $\delta_{\tilde{\mathbf{x}}}(\mathbf{x})$ est la valeur de la distribution de Dirac au point $\tilde{\mathbf{x}}$.

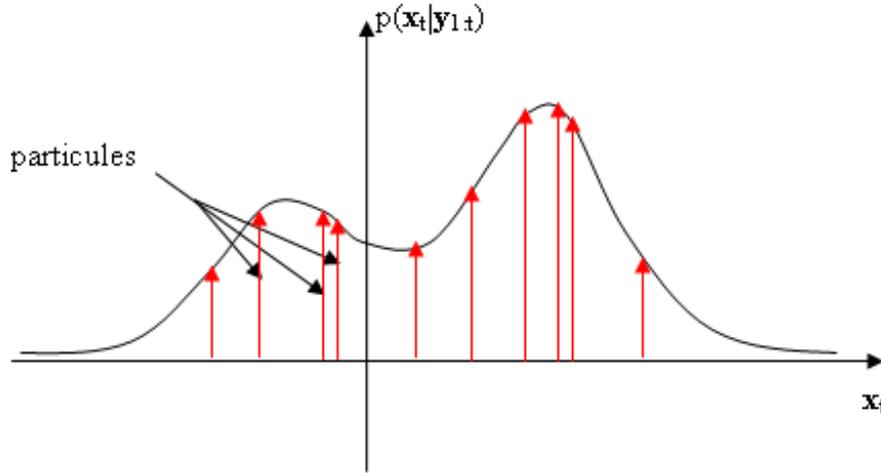


FIG. 1.15 – Les particules sur une densité de probabilité

Les particules $\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}$ et leurs poids $w_t^{(k)}$ se calculent à l'aide de la méthode d'échantillonnage séquentiel [Dou00]. On cherche alors à calculer l'intégrale :

$$\hat{\mathbf{x}}_t^{(k)} = \int \mathbf{x}_t p(\mathbf{x}_{0:t} / \mathbf{y}_{1:t}) d_{\mathbf{x}_{0:t}} \quad (1.34)$$

En introduisant 1.33 dans 1.34, on obtient :

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_t^{(k)} &\approx \int \mathbf{x}_t \sum_{k=0}^K w_t^{(k)} \delta_{\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}}(\mathbf{x}_t) d_{\mathbf{x}_{0:t}} \\ &\approx \sum_{k=0}^K w_t^{(k)} \int \mathbf{x}_t \delta_{\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}}(\mathbf{x}_t) d_{\mathbf{x}_{0:t}} \\ &\approx \sum_{k=0}^K w_t^{(k)} \tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)} \end{aligned} \quad (1.35)$$

1.6 Conclusion

Pour un travail de recherche portant sur la réception des signaux satellitaires en milieu urbain, l'étude des caractéristiques du récepteur GNSS et son fonctionnement s'impose. Dans ce chapitre, le récepteur GNSS a été décrit pour comprendre et situer les différentes étapes de traitement des signaux reçus. Les différentes constellations disponibles ou en cours de développement ont été présentées. Nous avons donné aussi un aperçu des moyens

de corrections actuellement mis en œuvre pour atteindre des niveaux de performances plus élevés, notamment en termes de précision.

L'apport de ces techniques et leurs imperfections dans la correction des multitrajets permettent de situer l'approche des techniques de filtrage parmi les différentes améliorations existantes. Enfin, les principes de base du filtrage statistique ont été donnés pour montrer son intérêt et son avantage pour un système non linéaire à bruits non gaussiens. Le filtrage le plus utilisé dans la résolution des problèmes d'estimation est le filtrage de Kalman traitant d'une façon optimale essentiellement les systèmes linéaires avec un bruit gaussien. Il a été adapté aux systèmes non linéaires. Le filtre de Kalman étendu est une extension du filtre de Kalman se basant sur la linéarisation des équations du modèle. Il est adapté aux systèmes localement linéaires avec un bruit quasi gaussien.

Les méthodes de Monte Carlo Séquentielles (SMC) encore appelées filtrage particulière traitent le problème différemment en considérant tout système non linéarisable affecté d'un bruit quelconque. C'est pourquoi cette technique semble la plus appropriée pour modéliser un phénomène tel que la réception des signaux satellitaires en milieux urbain où les multitrajets sont une source aléatoire de bruits directement liés au milieu considéré. Dans le chapitre 2, nous allons en effet faire une étude des bruits causés par l'environnement du milieu urbain montrant que ces bruits sont non gaussiens.

Chapitre 2

Modélisation des erreurs en milieu urbain

2.1 Introduction

L'usage des systèmes GNSS est de plus en plus courant dans les transports terrestres, aériens et maritimes. Le GPS, qui a été le premier système développé et opérationnel, était à l'origine destiné à un usage militaire. Il n'était pas disposé à être utilisé en milieu urbain. Son introduction dans de nombreuses applications telles que le transport montre son potentiel mais aussi ses limites, en particulier dans les environnements urbains, dans lesquels les performances sont particulièrement dégradées. De nouveaux besoins sont ainsi apparus pour développer de nouvelles applications, notamment en termes de précision. Cette précision dépend de plusieurs facteurs liés à la propagation des ondes émises par les satellites. Dans le chapitre 1, l'équation (1.4) a mis en évidence l'ensemble des erreurs bruitant la pseudodistance. Lorsque l'ensemble des informations de correction disponibles sont utilisées, l'équation réduite devient :

$$pd_n = c(t_u - t_{sat_n}) = \rho + c\varepsilon_u + B_{rec} + E_{mtr}$$

Hormis le bruit électronique du récepteur, le dernier bruit restant est le bruit de multitrajets E_{mtr} , causé par les différents objets de l'environnement qui perturbent la propagation des signaux satellitaires à proximité de l'antenne du récepteur. En effet, les ondes électromagnétiques peuvent subir des réflexions, des diffractions ou être complètement bloquées. De plus, le trajet direct entre le satellite et le récepteur, s'il est possible, n'est pas toujours le seul chemin pour atteindre l'antenne du récepteur. Le signal réfléchi ou diffracté arrive alors également sur le récepteur en passant par plusieurs chemins. C'est le phénomène de multitrajet ou trajets multiples illustré sur la figure 2.1. Les multitrajets

constituent une des causes majeures d'erreurs pour des applications GNSS exigeant une grande précision sur la position [Bra96b].

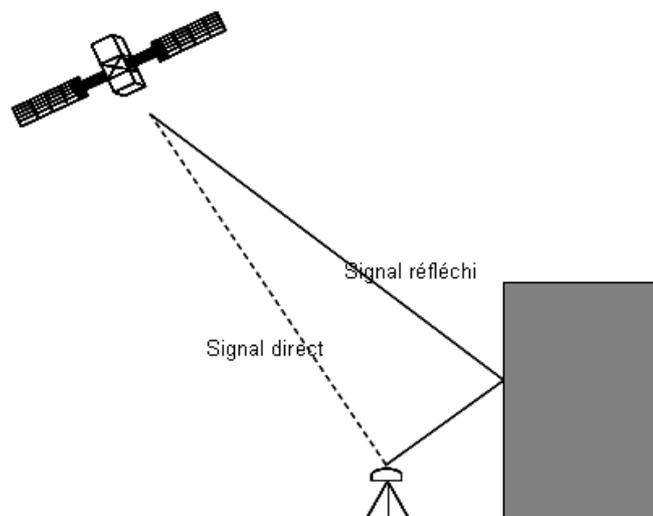


FIG. 2.1 – Réception de deux signaux issus d'un même émetteur

Le but de ce chapitre est de proposer un nouveau modèle de l'erreur E_{mtr} , adapté à l'environnement de navigation. Il est construit comme suit. La section 2.2 décrit les principaux phénomènes de propagation qui affectent les signaux et perturbent la mesure de pseudodistance. Les principes théoriques sont suivis d'illustrations issues de la simulation et de la mesure. Cette étude permet de mettre en évidence les états de réception des signaux satellitaires que nous considérerons dans la suite de cette thèse. Cette distinction des états nous permet, dans la section 2.3, de proposer différents modèles d'erreurs de pseudodistances adaptés à chacun des cas identifiés. Les algorithmes de filtrage développés au chapitre 3 de ce manuscrit utiliseront ensuite ces modèles d'erreurs de pseudodistance en fonction des caractéristiques de l'environnement de réception.

2.2 Les phénomènes de propagation en milieu urbain

Le calcul de la position d'un récepteur GNSS est basé sur la mesure du temps de propagation des signaux émis par les satellites. Les différences entre les milieux sont fonction de la présence de bâtiments ou de végétation, à l'origine de la modification des conditions de propagation des signaux. Lorsque tous les satellites au dessus de l'horizon sont en visibilité directe avec le récepteur au sol, les signaux ne subissent pas les effets de masquage et de retard de propagation décrits au chapitre 1.4. C'est l'exemple des zones rurales en générales.

En milieu urbain, le signal satellitaire peut être reçu avec ou sans réflexion suivant la combinaison de la position du récepteur, des satellites et des obstacles proches de l'antenne du récepteur. Ces phénomènes de propagation retardent la réception du signal et, par conséquent, impliquent un biais géométrique dans la mesure de la pseudodistance. Contrairement aux retards liés à la propagation atmosphérique (phénomènes globaux), il n'existe pas de modélisation générale de ces erreurs. En effet, ces erreurs d'estimation des pseudodistances sont directement liées à la situation des obstacles : la hauteur des obstacles, leur position et leur éloignement par rapport au récepteur ont une incidence sur le nombre de satellites visibles, leur géométrie et la distribution des erreurs sur les pseudodistances [Mar05c].

Ainsi, le phénomène de multitrajets est l'une des causes importantes de la dégradation de la précision sur la position. Les conséquences liées aux obstacles de l'environnement sont également une mauvaise disponibilité et le manque d'intégrité du service offert par les systèmes GNSS [Beu08].

Ces effets peuvent cependant être estimés à partir de logiciels de lancer de rayons ou par d'autres modèles de simulation destinés à estimer la phase et le retard du signal réfléchi tels que développés dans [Erc06]. Ces modèles suivent les lois de l'Optique Géométrique décrits dans ce paragraphe.

2.2.1 Etude théorique

2.2.1.1 Calcul du temps de propagation

Dans le chapitre 1, nous avons décrit le signal émis par chacun des satellites, ainsi que le processus de corrélation dont l'objectif est de calculer le temps de propagation du signal. Pour que ce temps de propagation permette d'estimer au plus près la distance géométrique satellite-récepteur, le signal doit avoir parcouru le chemin le plus direct possible. Nous rappelons ici que la fonction d'auto-corrélation définie par l'équation 1.2 forme alors un pic propre correspondant au temps τ de propagation du signal, représenté schématiquement sur la figure 2.2.

Dans un environnement réel, le signal subit des phénomènes de propagation parmi lesquels les principaux sont la réflexion et la diffraction que nous abordons dans ce paragraphe.

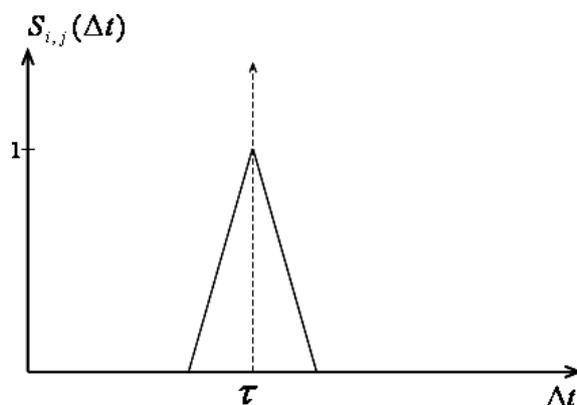


FIG. 2.2 – Schéma de la fonction de corrélation pour le cas "idéal" où la réception est uniquement directe sans multitrajets

2.2.1.2 La réflexion

Les ondes peuvent rencontrer, pendant leur propagation, une interface qui sépare deux milieux de propagation. Une réflexion apparaît dans le premier milieu de propagation et une réfraction dans le second. La géométrie du phénomène est illustrée par la figure 2.3.

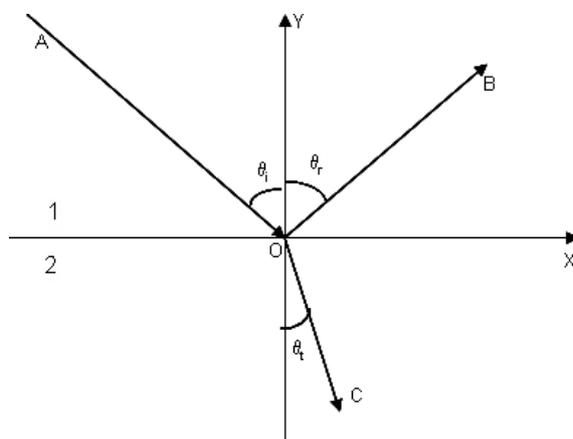


FIG. 2.3 – Géométrie du phénomène de réflexion

On suppose deux milieux homogènes semi-infinis. Le champ électromagnétique doit vérifier les équations de Maxwell en tout point n'appartenant pas à l'interface de séparation ainsi que les conditions aux limites sur cette interface. Un plan Oxz sépare le milieu 1 caractérisé par sa permittivité ϵ_1 , sa perméabilité μ_1 et sa conductivité σ_1 d'une part et le milieu 2 caractérisé par ϵ_2, μ_2 et σ_2 . Considérons une onde harmonique plane, de pulsation ω , et de vecteur d'onde k_1 se propageant dans le milieu 1 suivant les y négatifs pour

atteindre la surface de séparation des milieux. Le plan d'incidence est le plan Oxy , perpendiculaire à la surface de séparation Oxz . Le vecteur k_1 appartient au plan d'incidence. On note θ_i l'angle d'incidence du vecteur k_1 avec la normale à la surface de séparation.

Avec $\omega = k_1 c = k_2 c$ où k_1 et k_2 sont les nombres d'ondes dans les milieux 1 et 2 et c_1 et c_2 sont les vitesses de propagation dans ces milieux. A_i, A_r et A_t sont les amplitudes des ondes. Les lois de l'Optique Géométrique conduisent à $\theta_i = \theta_r$ (égalité des angles d'incidence et de réflexion) et la loi de Descartes pour la réfraction :

$$\frac{\sin \theta_i}{c_1} = \frac{\sin \theta_t}{c_2} \quad (2.1)$$

La condition de continuité à l'interface s'écrit :

$$A_i + A_r = A_t \quad (2.2)$$

$$Z_{c_1}(A_i - A_r) \cos \theta_i = Z_{c_2} A_t \cos \theta_t \quad (2.3)$$

Où Z_{c_1} et Z_{c_2} sont les impédances caractéristiques des milieux 1 et 2. Le calcul des coefficients de réflexion ρ et de transmission η conduit à écrire :

$$\rho = \frac{A_r}{A_i} = \frac{Z_{c_1} \cos \theta_i - Z_{c_2} \cos \theta_t}{Z_{c_1} \cos \theta_i + Z_{c_2} \cos \theta_t} \quad (2.4)$$

$$\rho = \frac{A_t}{A_i} = \frac{2Z_{c_1} \cos \theta_i}{Z_{c_1} \cos \theta_i + Z_{c_2} \cos \theta_t} \quad (2.5)$$

Au niveau énergétique, on vérifie facilement les équations :

$$E_i = Z_{c_1} |A_i|^2 \cos \theta_i \quad (2.6)$$

$$E_r = Z_{c_1} |A_r|^2 \cos \theta_i \quad (2.7)$$

$$E_t = Z_{c_2} |A_t|^2 \cos \theta_t \quad (2.8)$$

Avec E_i, E_r et E_t respectivement les énergies des ondes incidentes, réfléchies et transmises. La conservation de l'énergie impose que :

$$E_i = E_r + E_t \quad (2.9)$$

L'onde incidente est ainsi la somme de deux composantes : une composante réfléchie et une composante transmise dans le second milieu. L'onde réfléchie est donc atténuée par rapport à l'onde incidente. Cette atténuation est due à l'absorption d'une partie de

l'énergie de l'onde incidente par le second milieu. La quantité d'énergie perdue dans le second milieu dépend de la nature de ce milieu. Bien qu'ayant considéré le cas le plus simple d'une onde plane et de deux milieux supposés isotropes, la puissance des ondes réfléchies par les différents obstacles des milieux urbains est fonction de la nature des matériaux. Les murs en béton, en briques, en verre ou en bois n'auront pas les mêmes atténuations sur le signal satellitaire.

L'impact d'une réflexion sur le pic de corrélation fait apparaître un pic retardé et atténué. Le retard est fonction de la géométrie de la scène (longueur du trajet supplémentaire) et de l'atténuation, du matériau. On représente sur la figure 2.4 le pic de corrélation correspondant à un trajet réfléchi et le τ extrait, supérieur au τ direct (correspondant au pic tracé en pointillés).

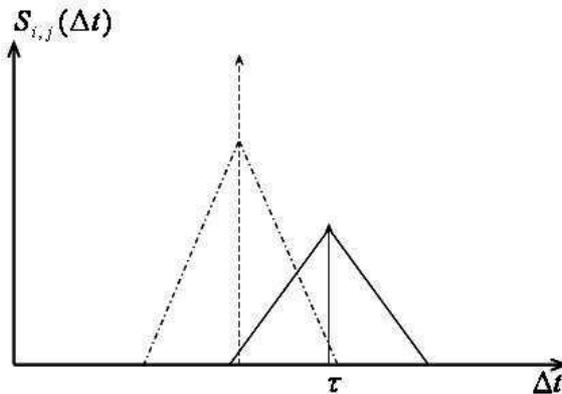


FIG. 2.4 – Schéma de la fonction de corrélation pour le cas d'un signal réfléchi seul

2.2.1.3 La diffraction

Lorsqu'une onde arrive sur un obstacle opaque percé d'une petite ouverture, à la sortie de l'ouverture, l'onde se propage dans toutes les directions plutôt que de poursuivre son chemin en ligne droite. L'ouverture se comporte comme une source secondaire. Ce phénomène appelé diffraction se rencontre aussi lorsque l'onde rencontre une arête ou le bord d'un solide [Bru99]. L'onde est alors déviée de sa trajectoire initiale.

Le phénomène de diffraction ressemble beaucoup à la réflexion en termes d'effets de l'environnement sur la localisation par satellite (atténuation et retard). Le lecteur intéressé par ces phénomènes pourra consulter les publications suivantes : [Ray99, Bét04, Mar05b]. Dans le cas du GNSS, un certain nombre d'auteurs s'accordent sur la faible contribution du signal diffracté dans le phénomène de multitrajets [Mar02]. Cependant, avec le développement des récepteurs à très haute sensibilité, certains logiciels de simulation tel

qu'Ergospace[®] présenté dans la partie 2.2.2.1 ont intégré plus récemment ces modèles.

2.2.1.4 Les multitrajets

On parle de multitrajets lorsqu'un signal émis par un satellite suit une multitude de chemins de propagation depuis l'antenne jusqu'au récepteur (figure 2.1). Tous ces chemins forment le signal reçu. Il est ainsi composé des rayons réfléchis ou diffractés, décrits ci-dessus, qui arrivent avec un retard par rapport au rayon direct. On les appelle parfois des échos. Le canal de propagation est généralement connu à partir de sa réponse impulsionnelle dans le temps (eq.2.10). Il est écrit comme une somme finie de P exponentiels, chacun représentant un chemin de propagation modélisé par une distribution de dirac :

$$h(\tau, t) \approx \sum_{i=1}^P a_i(t) e^{-j\phi_i(t)} \delta(\tau - \tau_i(t)) \quad (2.10)$$

où a_i est l'atténuation du $i^{\text{ème}}$ trajet, et ϕ_i et τ_i sont respectivement la phase et le retard absolu du $i^{\text{ème}}$ trajet.

Suivant l'utilisation du signal, la nature ou la situation du milieu de propagation, les multitrajets peuvent dans certains cas être bénéfiques. C'est en particulier le cas de certains systèmes de télécommunications, où il est important de recevoir le maximum de signaux disponibles. Ainsi, les systèmes MIMO (Multiple Input Multiple output) tirent avantage de la présence des multitrajets pour accroître leurs performances [Tel99, Fos98].

Dans le cas des systèmes de localisation où le temps de trajet est la base de la mesure, le trajet direct est recherché puisqu'il est le plus proche de la ligne géométrique reliant satellite et récepteur. En présence de multitrajets, l'extraction de cette information est complexe. Le pic d'autocorrélation est distordu en raison de la présence d'échos. La fonction de corrélation présente alors plusieurs pics pouvant créer des ambiguïtés sur la valeur de τ comme le montre le schéma 2.5. Le travail du corrélateur est de minimiser l'impact de cette distorsion et d'extraire le pic principal correspondant au trajet direct.

Dans nos recherches, nous n'avons pas traité de l'impact des phénomènes de propagation sur le signal mais sur l'erreur de pseudodistance induite. Nous nous sommes placés à la sortie du ou des corrélateurs lorsque la mesure de pseudodistance a été calculée. Nos travaux ne décriront donc pas davantage les phénomènes de distorsion du signal et du pic de corrélation. Dans la suite de ce document, nous étudierons directement les distributions d'erreurs sur les pseudodistances.

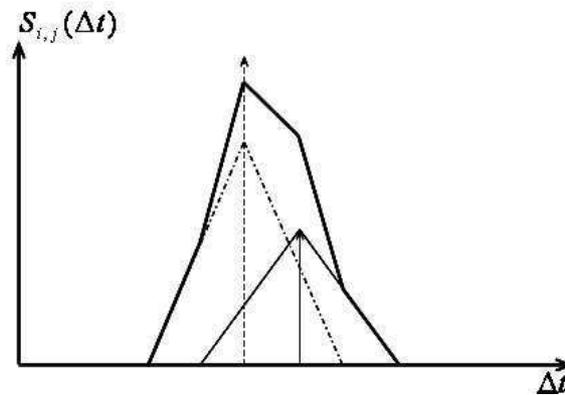


FIG. 2.5 – Schéma de la fonction de corrélation pour le cas de réception en multitrajets

2.2.2 Illustration des phénomènes

2.2.2.1 Par simulation avec le logiciel Ergospace[®]

Les simulations ont été réalisées à l'aide du logiciel de lancer de rayons Ergospace[®] incluant des modèles 3D d'environnements urbains. Les données récoltées ont été ensuite traitées par des programmes de calcul sous Matlab. L'Annexe A donne quelques explications sur les paramètres de simulation de ce logiciel.

Ergospace[®] est un logiciel utilisant la méthode de *lancer de rayon* basée sur les lois de l'Optique Géométrique. A l'aide de scènes en trois dimensions, ce logiciel simule la propagation des ondes électromagnétiques dans divers environnements modélisés aléatoirement ou de façon déterministe pour reproduire une scène réelle. Il permet ainsi de simuler la propagation des trajets multiples depuis une constellation de satellites et un récepteur fixe ou mobile. La figure 2.6 illustre une scène 3D dans la fenêtre principale du logiciel et les réflexions sur les parois des constructions.

L'utilisateur peut modifier, ajouter ou supprimer au besoin les entrées du logiciel qui sont : la scène 3D, les caractéristiques des émetteurs (satellites, pseudolites, diagramme d'antenne,...) et les paramètres de simulation (dates de début et de fin de la simulation, nombre maximal de réflexions, transmissions et diffractions, vitesse de déplacement du récepteur,...).

Pour chaque signal reçu, Ergospace[®] calcule notamment le nombre de réflexions, l'angle d'incidence sur chaque surface et le retard entre les trajets direct et réfléchi. En sortie de simulation, le logiciel fournit des informations sur les erreurs atmosphériques, les dérives des horloges, les erreurs dues aux multitrajets, la visibilité des satellites ou encore les DOP dans un format exploitable directement sous Matlab. Dans nos travaux, nous

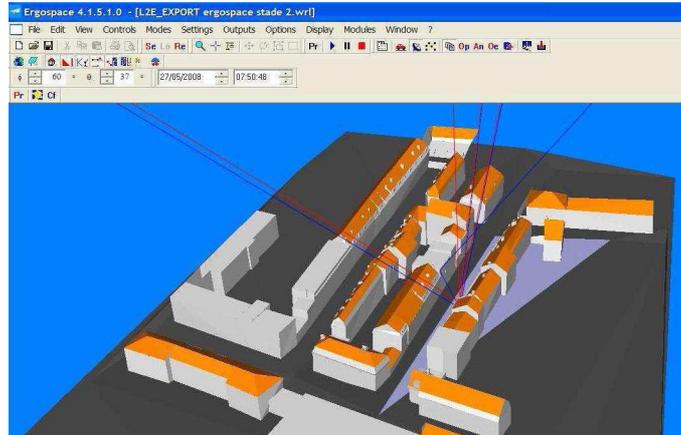


FIG. 2.6 – Logiciel Ergospace[®] : propagation et réflexion sur une scène 3D

avons essentiellement utiliser la capacité du logiciel à nous fournir les biais géométriques des pseudodistances des signaux réfléchis ; donnée qui n'est jamais disponible telle qu'elle avec des mesures).

2.2.2.2 Mise en évidence de l'impact des réflexions

La réception avec réflexion pour les systèmes GNSS présente en environnement urbain des variations des paramètres (moyenne, variance, puissance des signaux reçus) dans l'espace et dans le temps. Elle est fonction de paramètres externes tels que la répartition des obstacles autour de l'antenne, de leur hauteur, de leur distance au mobile, etc. Ainsi la distribution des erreurs est a priori inconnue.

A l'aide du logiciel Ergospace[®] et d'un modèle 3D de l'environnement, les retards causés par ces réflexions sont calculés. La figure 2.7 illustre un exemple d'histogramme normalisé d'erreur obtenue en milieu urbain, dans une rue de 20 mètres de large, bordée d'immeubles de 20 mètres de haut.

Les signaux des satellites de la constellation GPS simulés sont reçus depuis un point statique sur une période de 12 heures. Cette période permet de restituer de façon réaliste les différentes positions possibles des satellites. On rappelle que les satellites de localisation sont des satellites défilants. La distribution change en fonction de la géométrie de l'environnement : la largeur de la rue, la variation de la hauteur des bâtiments le long du trajet, la vitesse du récepteur, etc. L'exemple montre bien qu'une distribution normale n'est pas la mieux adaptée pour caractériser les erreurs en un point dans ce type d'environnement.

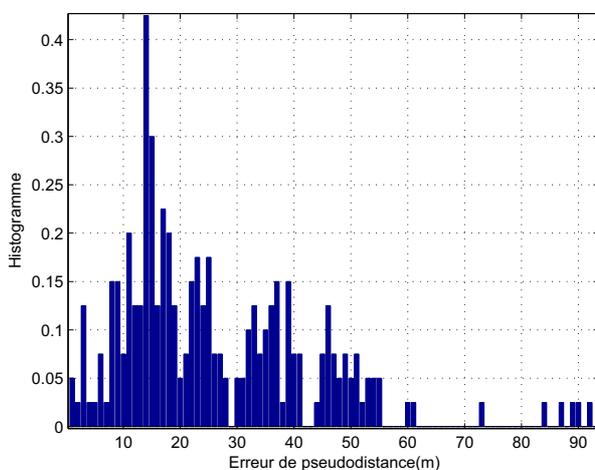


FIG. 2.7 – Exemple de distribution d’erreur sur une mesure de pseudodistance en milieu urbain

2.2.2.3 En environnement urbain avec des données de mesure

Nous illustrons maintenant l’ensemble des phénomènes grâce au recueil de données de mesure. La figure 2.8 représente un exemple de mesures de positionnement statique d’une durée de 15 minutes à l’aide du récepteur Septentrio PolaRx2. Ces mesures ont été effectuées avec une seconde d’échantillonnage dans une rue bordée de bâtiments d’habitation dans le quartier Hellemmes, à Lille. On remarque que certaines positions enregistrées (en noir sur la figure) sont éloignées de plusieurs dizaines de mètres de la vraie position (en blanc sur la figure). La densité de probabilité des erreurs est liée à des paramètres tels que la situation, la hauteur ou la distance des obstacles autour du récepteur GNSS. Ces obstacles peuvent être fixes tels que les bâtiments ou mobiles tels que les voitures ou les individus. Cette situation est la plus critique pour la précision du système et varie en fonction du temps à cause du mouvement des satellites et du mobile. La densité de probabilité des erreurs est par conséquent inconnue pour une position donnée à un instant donné. Un exemple en est montré sur la figure 2.9. A défaut de connaître la position exacte du point de mesure et du retard de chaque pseudodistance mesurée par rapport au trajet direct, nous avons représenté l’histogramme des résidus. Les résidus sont calculés et fournis par le récepteur. Ils représentent la différence entre la position mesurée et la position estimée. La position estimée n’est bien sur pas parfaite. Elle contient notamment des erreurs liées au modèle d’estimation. Il faudra donc considérer que les distributions issues des mesures que nous utiliserons dans nos travaux incluent ces erreurs. En l’absence de la donnée exacte des erreurs de pseudodistances, l’erreur considérée par la suite sera le résidu calculé par le

récepteur.

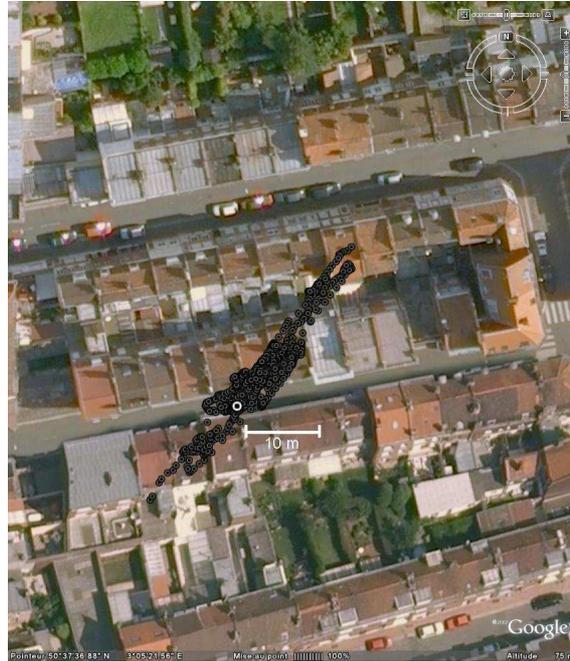


FIG. 2.8 – Exemple de positionnement GPS en milieu urbain. Les points sont les positions affichées par le récepteur pendant 15 minutes. Échantillonnage : 1pt/sec.

A cause des phénomènes expliqués ci-dessus, la réception satellitaire en milieu urbain est différente du cas théorique LOS. Afin de prendre ces différences en compte de façon optimale, nous avons distingué 3 états de réception des satellites.

2.2.3 Les distributions d’erreurs en fonction des états de réception des satellites

Nous avons montré, par des exemples de simulation et de mesure, que la distribution des erreurs de pseudodistances variait en fonction des conditions de réception et en particulier en fonction de ce qui sera appelé dans la suite *état de réception* du satellite considéré. Trois cas de réception sont identifiés :

- état bloqué ; le signal n’atteint pas le récepteur, ce cas est trivial,
- trajet direct ; le satellite et le récepteur sont en visibilité directe. Le signal reçu peut également contenir des signaux issus des réflexions,
- trajet alterné ; le signal arrive sur l’antenne du récepteur après réflexion ou diffraction sur les obstacles du milieu. Aucun trajet direct n’est reçu.

Le dessin 2.10 illustre les trois états de réception possible : trajet direct (en vert), trajet alterné (en rouge) et l’état bloqué (en bleu).

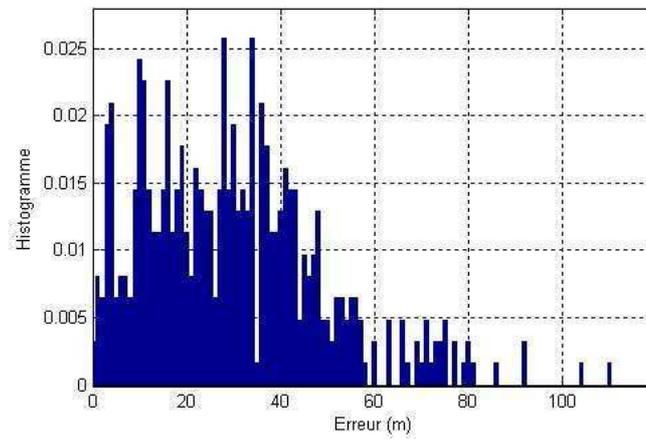


FIG. 2.9 – Histogramme d’erreurs sur une pseudodistance en milieu urbain : Cas de Hellemmes

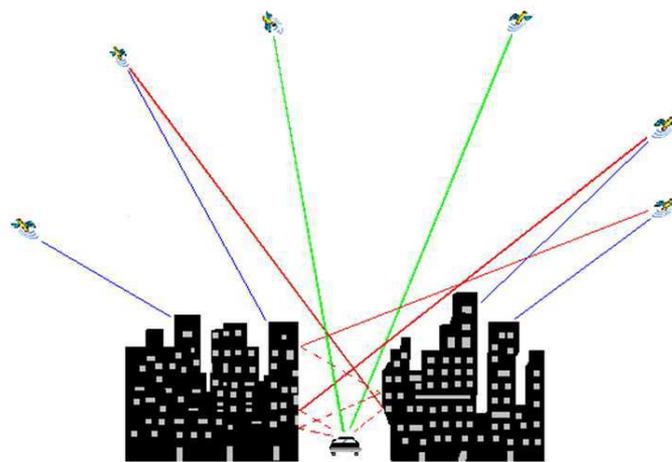


FIG. 2.10 – Les états de réception

Le paragraphe suivant décrit ces trois états.

2.2.3.1 Le trajet direct (y compris en présence de multitrajets)

a. En environnement dégagé

Lorsqu'aucun obstacle n'obstrue la trajectoire entre le satellite et le récepteur, le signal satellite peut être reçu en visibilité directe. Les conditions sont alors idéales pour que le pic de corrélation soit clairement détecté et que la pseudodistance soit correctement estimée. Le bruit de mesure de pseudodistance se résume dans ce cas au bruit du récepteur supposé blanc et gaussien [Bra96b]. La densité de probabilité des erreurs sur une pseudodistance suit alors une loi normale [Gre00].

Dans la pratique, il est rare qu'aucun multitrajet ne vienne perturber cette réception directe. Lorsque l'environnement est très dégagé, les seuls trajets supplémentaires sont réfléchis sur le sol autour de l'antenne. Leur atténuation est faible par rapport au pic direct et leurs retards très courts. C'est le cas des résultats présentés à la figure 2.11 qui représente les positions mesurées en statique pendant une durée de 15 minutes à l'aide d'un récepteur Septentrio PolaRx2. L'enregistrement de la position a été réalisé sur le toit du centre INRETS de Villeneuve d'Ascq. On remarque que les positions enregistrées sont concentrées dans une zone de 5m de rayon.



FIG. 2.11 – Exemple de positionnement GPS en milieu dégagé. Les positions ont été enregistrées sur le toit du bâtiment INRETS de Villeneuve d'Ascq. Le ciel est ici dégagé au dessus de 5° d'élévation.

Les figures 2.12 et 2.13 montrent respectivement l'évolution de l'erreur sur 4 pseudodistances et leurs distributions.

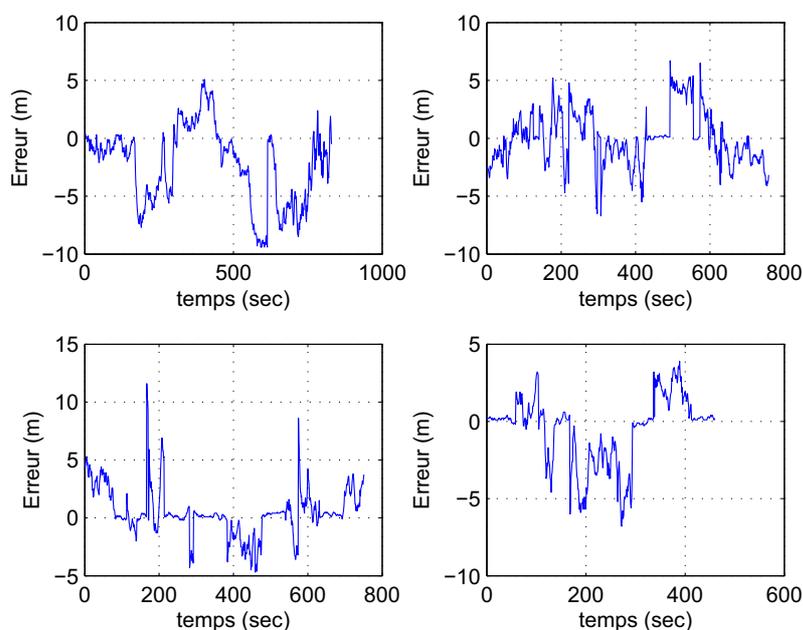


FIG. 2.12 – Evolution des erreurs sur 4 pseudodistances reçues en visibilité directe

b. En environnement contraint

Dans un environnement plus fortement contraint, les retards peuvent prendre des valeurs bien plus longues et perturber davantage la mesure. Dans cette thèse, nous avons cependant fait l'hypothèse qu'en présence du trajet direct, l'erreur causée par les multitrajets était suffisamment faible ou suffisamment bien traitée pour que nous considérions que l'état général est direct. Le paragraphe ci dessous explique notre hypothèse de travail à partir de l'état de l'art sur les méthodes de mitigation. On trouve dans la littérature de nombreuses études traitant de cette problématique. Les approches sont très variées. On distingue principalement deux familles de solutions : la première concerne des techniques de mitigation des multitrajets ; elles visent à exclure les mesures perturbées. La seconde famille concerne les techniques d'estimation dont l'objectif est d'estimer le bruit du canal de propagation pour le traiter plus tard ou l'utiliser comme c'est le cas dans notre étude. Les erreurs causées par l'environnement sont difficiles à corriger par modélisation du fait du caractère très local de ce phénomène. En effet, pour un positionnement dynamique, la variation des multitrajets dépend de la situation continuellement variable des obstacles et

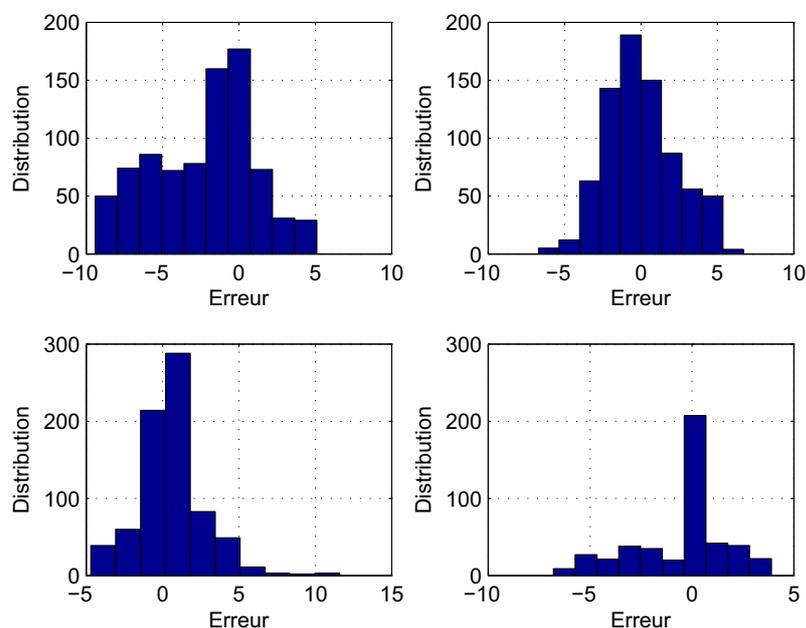


FIG. 2.13 – Distributions des erreurs de pseudodistances reçues en visibilité directe. Elles correspondent aux erreurs de la figure 2.12.

des satellites.

Les premières études des multitrajets par Hagerman [Hag73] datent d'avant la mise en place du premier système de positionnement par satellite, le GPS. Des solutions ont été proposées depuis les années 90. Les recherches les plus larges ont été publiées par Braasch [Bra96b, Bra96a], Van Dierendonck et al. [Die92, Die96] et Van Nee et al. [Nee94, Nee95].

Un nombre important de travaux sont axés sur l'amélioration des corrélateurs [Die92, Bra97, Irs03, Zha05], ou sur les méthodes de détection par la boucle de poursuite de code ou de phase [Tow92, Tow95]. D'autres études portent sur les mesures du SNR pour le GPS différentiel [Com98, Lac96]. Plus récemment, Ray [Ray00] a étudié les effets des multitrajets sur les boucles de poursuite de code et de phase, ainsi que son impact sur le rapport signal à bruit. De même, Hannah a consacré ses travaux [Han01] à la compréhension du comportement des multitrajets dans des environnements de propagation. Il a proposé un modèle basé sur l'équation parabolique pour l'analyse de la propagation des multitrajets. En 2005, Lehner et Steingass ont réalisé un modèle réaliste de canal de propagation GNSS pour les mobiles terrestres [Leh05] d'après une campagne expérimentale mettant en œuvre un dirigeable pour l'émission de signaux de types satellitaires.

Les techniques de modulation ont connu également des améliorations qui ont conduit

à la modernisation des signaux GPS et au choix de la modulation BOC pour les futurs signaux Galileo [Sou06, AR06]. Bien que cette modulation soit bien adaptée, sa fonction d'autocorrélation présente de nombreux pics secondaires [Reb05]. L'estimation du temps de propagation peut être ainsi rendu difficile en présence de multitrajets.

Les autres moyens de correction aujourd'hui utilisés (voir chap 1.3.4) exploitent l'information venant d'autres systèmes. Ces techniques visent à tirer profit des avantages des systèmes de navigation inertielle [Gre00, Far98] ou des capteurs (gyroscope, tachymètre, odomètre, radar) [Gau00] en fusionnant l'ensemble des informations disponibles, y compris GNSS. D'autres exploitent des technologies complémentaires telles que l'utilisation de caméra [Meg08] ou la technologie ULB (Ultra Large Bande) [Jou05, Sha05]. Elles permettent d'améliorer la précision en cas d'indisponibilité ou de dégradation de la réception des signaux satellites malgré la complexité et le coût de leur mise en œuvre.

D'autres recherches visent à réduire l'effet des multitrajets par l'utilisation de plusieurs antennes [Ray00] ou plusieurs récepteurs [Raq02].

Notre étude prend la suite des travaux réalisés au LEOST et liés au développement d'un outil de prédiction de la disponibilité des satellites le long d'un trajet, PREDISSAT [Mar02]. Cet outil analyse l'environnement de réception des signaux à partir d'un équipement vidéo embarqué. La confrontation de la connaissance de l'environnement et des positions des satellites variant dans le temps conduit à une estimation de la disponibilité des satellites d'une constellation mais aussi à l'estimation de l'état de réception de chacun des satellites disponibles.

Notre étude s'appuie sur l'hypothèse que la connaissance de l'environnement de réception permet d'améliorer les techniques de traitement des signaux reçus par le récepteur. Par rapport aux pistes de recherche mentionnées ci-haut, cette approche vise à proposer des méthodes de traitement des signaux pour agir sur leur filtrage, après les étapes de corrélation et de poursuite de phase et de code montrés à la figure 1.1.

2.2.3.2 Trajet alterné

Dans un environnement tel que le milieu urbain, le signal satellitaire subit fréquemment des réflexions ou diffractions sur les obstacles environnants (bâtiments, arbres, ...). Dans les environnements les plus denses, une réception en LOS n'est parfois plus possible. Il arrive alors que le signal ne puisse atteindre le récepteur GNSS qu'après une ou plusieurs réflexions ou diffractions. Cette réception en *No Line Of Sight* est appelée *trajet alterné* dans ce manuscrit. De la même façon que pour le trajet direct, nous avons considéré que seul le trajet réfléchi prépondérant serait retenu en l'absence de LOS. Le pic de corrélation

correspondant est le pic décrit plus haut et représenté sur la figure 2.4.

2.2.3.3 Etat bloqué

Au cours de sa rotation, le satellite peut être sous l'horizon (angle d'élévation négative) ou son signal peut être *bloqué* par des obstacles bien qu'il soit au dessus de l'horizon. Son signal est complètement indisponible pour le calcul de position. On parle alors d'un *état bloqué* du satellite. Son Rapport Signal à Bruit (SNR : Signal-to-Noise Ratio) est alors trop faible pour être reçu par le récepteur. Cet état n'a pas d'impact sur le calcul de la position puisque le signal du satellite ne peut pas être utilisé. Il est par contre responsable d'indisponibilité lorsque le nombre de 4 satellites reçus simultanément n'est pas atteint.

2.2.4 Conclusion

Dans cette section, nous avons montré que dans le cadre d'applications urbaines, les bruits observés sur les mesures de pseudodistances ont une densité de probabilité non gaussienne à cause des signaux réfléchis. Une nouvelle solution doit donc être définie pour tenir compte des contraintes de propagation dans ces circonstances. Dans la suite du chapitre, un modèle statistique de l'erreur de mesure de la pseudodistance est proposé pour chaque état de réception de chaque satellite. La considération de deux états de réception et d'un état bloqué permettra d'améliorer l'estimation des erreurs de pseudodistance.

2.3 Modèle d'erreurs en milieu urbain

En télécommunications et dans d'autres domaines du traitement de signal, on rencontre des signaux variés qui obéissent à des lois non gaussiennes. On peut citer notamment certains phénomènes d'interférences électromagnétiques [Mid77, Mid99].

Les études sur la modélisation des signaux non gaussiens appliquent des approches paramétriques, non paramétriques ou semi-paramétriques. On peut citer comme exemple les fonctions à mélange de gaussiennes, les fonctions radiales de base RBF [Qin03], les réseaux de neurones ou les lois α -stables [Xin95, Sha93, Tsa99]. La thèse de Sahmoudi [Sah04] sur l'estimation des signaux non gaussiens en environnement impulsif est une référence pour le lecteur intéressé. Dans [Hue05], Huerta et Vidal considèrent un environnement suburbain et utilisent la loi de Rayleigh pour modéliser les distributions d'erreurs de mesure de temps de propagation. Ils précisent que les distributions seront différentes pour d'autres environnements.

Dans ce chapitre, nous proposons de modéliser les erreurs de pseudodistances liées au trajet alterné à l'aide de modèles à mélange de gaussiennes (GMM : Gaussian Mixture Model). La densité inconnue est approximée par une somme de densités gaussiennes pondérées par des coefficients.

Deux raisons nous encouragent à considérer cette hypothèse. D'une part, les distributions des erreurs de pseudodistances en milieu masqué analysées durant cette thèse (exemple de la figure 2.7) semblent raisonnablement être composées de plusieurs densités gaussiennes. D'autre part, un mélange de densités gaussiennes est une solution qui se rapproche de la loi normale adaptée au cas d'une réception en milieu dégagé. Ce rapprochement aura l'avantage, dans la suite, de favoriser le passage d'un modèle à l'autre selon que le satellite est visible directement ou indirectement après réflexion. On retrouve des problématiques similaires dans les travaux d'amélioration des autres techniques de radiolocalisation, comme la localisation basée sur les signaux de téléphonie mobile.

2.3.1 Modèle à mélange de gaussiennes

On se place dans un contexte de filtrage statistique énoncé à la section 1.5 avec les modèles suivants :

$$\begin{cases} \mathbf{x}_t = f_t(\mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{v}_{t-1}) \\ \mathbf{y}_t = h_t(\mathbf{x}_t, \mathbf{w}_t) \end{cases} \quad (2.11)$$

On considère la séquence d'états $\{\mathbf{x}_t; t \in \mathbb{N}\}$ composés des paramètres dynamiques (position, vitesse et le temps) avec un bruit d'état \mathbf{v}_t aléatoire.

Les observations de notre système $\mathbf{y}_t = \{\mathbf{y}_{t,1}, \dots, \mathbf{y}_{t,N}\}$ sont l'ensemble des pseudodistances entre le récepteur et N satellites reçus. $\mathbf{w}_t = \{\mathbf{w}_{t,1}, \dots, \mathbf{w}_{t,i}, \dots, \mathbf{w}_{t,N}\}$ est le bruit de mesure de distribution variable suivant l'état de réception du satellite.

L'objet de ce chapitre est de modéliser ce bruit qui représente les erreurs de pseudodistances.

Les exemples du paragraphe précédent ont montré que les erreurs $\mathbf{w}_i = \{\mathbf{w}_{1,i}, \dots, \mathbf{w}_{t,i}, \dots, \mathbf{w}_{T,i}\}$, enregistrées au cours du temps T , ont une distribution \mathcal{G} inconnue. Les $\mathbf{w}_{t,i}$ sont supposées indépendantes entre elles et identiquement distribuées.

Le principe de mélange de gaussiennes suppose qu'une distribution \mathcal{G} est composée de différents sous-ensembles tel que chaque sous-ensemble \mathcal{G}_j suit une distribution normale $\mathcal{N}_j(u_j, \sigma_j^2)$, où u_j et σ_j^2 sont la moyenne et la covariance de la composante $j \in \{1, 2, \dots, J\}$.

La valeur $J (J \in \mathbb{N})$ représente le nombre de composantes gaussiennes ou nombre de modes. Sa valeur doit être connue et fixée.

De plus, on définit le paramètre π_j lié à la contribution de $\mathcal{N}_j(u_j, \sigma_j^2)$ dans le mélange. La condition $\sum_{j=1}^J \pi_j = 1$ doit être vérifiée.

La distribution \mathcal{G} des erreurs de pseudodistance \mathbf{w}_i peut alors s'écrire :

$$\mathcal{G}(\mathbf{w}_i | \phi_i) = \sum_{j=1}^J \pi_{j,i} \mathcal{N}(u_{j,i}, \sigma_{j,i}^2) \quad (2.12)$$

Où $\phi_i = ((\pi_{1,i}, u_{1,i}, \sigma_{1,i}^2), (\pi_{2,i}, u_{2,i}, \sigma_{2,i}^2), \dots, (\pi_{J,i}, u_{J,i}, \sigma_{J,i}^2))$ est le paramètre global du mélange.

L'un des moyens utilisés pour estimer ce paramètre est l'algorithme EM (Expectation Maximization) développé par Dempster en 1977 [Dem77]. La suite du paragraphe est rédigée à l'aide des références [Gha94, Nea98] après une adaptation au modèle d'observation des pseudodistances.

Avec l'application de ce modèle, les erreurs sur les pseudodistances $\mathbf{w}_{t,i}$ vont dépendre de l'état de réception de chaque satellite.

$$\mathbf{w}_{t,i} \sim \begin{cases} \mathcal{N}(u_{t,i}, \sigma_{t,i}^2) & \text{pour le trajet direct} \\ \sum_{j=1}^J \pi_{j,i} \mathcal{N}(u_{j,i}, \sigma_{j,i}^2) & \text{pour le trajet alterné} \end{cases}$$

Où $\mathcal{N}(u, \sigma^2)$ est la distribution normale de moyenne u et de variance σ^2 .

Pour le cas de l'état alterné, l'erreur de pseudodistance $\mathbf{w}_{t,i}$ a une distribution modélisée par un mélange de gaussiennes avec J composantes. Chaque composante j ayant une moyenne u_j , une variance σ_j^2 et un paramètre π_j indiquant son poids dans le mélange.

Pour l'état bloqué, le signal n'est pas reçu. Ce cas est facilement indentifiable en simulation et en mesures réelles. Il n'y a pas de pseudodistance reçue.

Remarque : Cette modélisation revient à faire l'hypothèse que, pour une position donnée et un instant donné, le bruit sur la pseudodistance suit un mélange de lois normales dont les paramètres sont inconnus.

2.3.2 Description de l'algorithme EM

Les erreurs $\mathbf{w}_{t,i}$ étant indépendantes entre elles, on note \mathbf{w}_i l'échantillon $(\mathbf{w}_{1,i}, \mathbf{w}_{2,i}, \dots, \mathbf{w}_{T,i})$ composé des erreurs de pseudodistance liées au satellite i et enregistrées au cours du temps T . Cet échantillon \mathbf{w}_i , de paramètre global $\phi_i =$

$((\pi_{1,i}, u_{1,i}, \sigma_{1,i}^2), (\pi_{2,i}, u_{2,i}, \sigma_{2,i}^2), \dots, (\pi_{j,i}, u_{j,i}, \sigma_{j,i}^2), \dots, (\pi_{J,i}, u_{J,i}, \sigma_{J,i}^2))$ suit une loi mélange qui peut s'écrire :

$$\mathcal{G}(\mathbf{w}_i|\phi_i) = \sum_{j=1}^J \pi_{j,i} \mathcal{N}(u_{j,i}, \sigma_{j,i}^2) \quad (2.13)$$

Il faut alors trouver le paramètre global $\phi_{M,i}$ optimal qui maximise la fonction de vraisemblance $\mathcal{L}(\mathbf{w}_i|\phi_i)$ tel que :

$$\phi_{M,i} = \max \mathcal{L}(\mathbf{w}_i|\phi) = \max \sum_{t=1}^T \log \left(\sum_{j=1}^J \pi_{j,i}(\mathbf{w}_{t,i}) \mathcal{N}(u_{j,i}(\mathbf{w}_{t,i}), \sigma_{j,i}^2(\mathbf{w}_{t,i})) \right) \quad (2.14)$$

Par une solution itérative, l'algorithme EM permet de trouver les paramètres du modèle qui maximisent la vraisemblance de la fonction en alternant l'étape de calcul de l'espérance et l'étape de maximisation de la vraisemblance. Cette solution exige d'avoir un nombre connu de variables composant le paramètre ϕ .

Algorithme 1 Algorithme EM (Maximisation de l'Espérance)

initialiser le poids, la moyenne et la variance $\pi_{j,0}, u_j$ et σ_j^2

pour $j = 1$ à J **faire**

Etape : Espérance

répéter

$$\text{Calcul du poids : } \omega_{j,t} = \frac{\pi_j \mathcal{N}(u_j, \sigma_j^2)}{\sum_j \pi_j \mathcal{N}(u_j, \sigma_j^2)}$$

$$\pi'_j = \sum_t \omega_{j,t}$$

Etape : Maximisation

$$\text{Mise à jour de la moyenne : } u_j = \frac{1}{\pi'_j} \sum_t \omega_{j,t} \mathbf{w}_t$$

$$\text{Mise à jour la covariance : } \sigma_j^2 = \frac{1}{\pi'_j} \sum_t \omega_{j,t} (\mathbf{w}_t - u_j)(\mathbf{w}_t - u_j)^T$$

$$\text{Condition sur les variances : } \sigma_j^2 = \sigma_j^2 + \rho_k^2$$

{où ρ_k^2 est la déviation standard de mesure sur l'erreur \mathbf{w}_t }

$$\text{Mise à jour du poids : } \pi_j = \frac{\pi'_j}{T}$$

retourner à l'étape 2

jusqu'à à la convergence ($\phi_M - \mathcal{G}(\mathbf{w}_i|\phi) < \epsilon$)

fin pour

2.3.3 Analyse en simulation

L'application de l'algorithme EM porte ici sur des données de simulation. La simulation est réalisée sur un modèle 3D de type canyon urbain pendant 24 heures. La distribution des erreurs de pseudodistance pour le cas simulé est illustrée sur la figure 2.14.

Plusieurs essais de simulation ont été effectués avec un nombre différent de nombre de modes. Nous montrons sur la figure 2.15 les résultats de l'algorithme lorsque le nombre de modes est fixé à 5 puis 7.

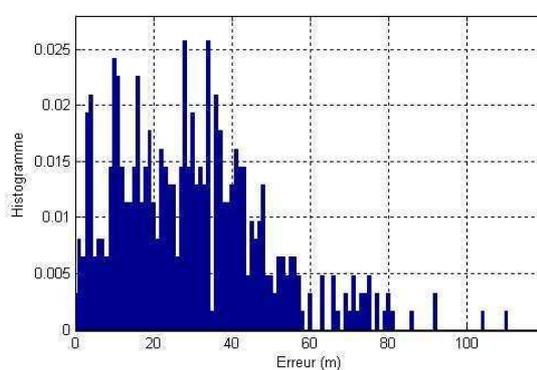


FIG. 2.14 – Histogramme des erreurs du cas simulé

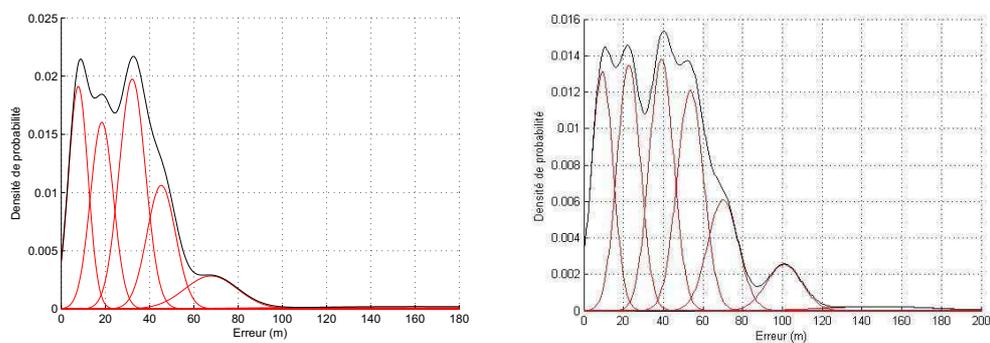


FIG. 2.15 – Densités de probabilité avec 5 et 7 composantes gaussiennes

Chaque composante gaussienne du mélange a une moyenne, une variance et un paramètre liés à sa contribution dans le mélange. Ces trois paramètres dépendent du vecteur d'état \mathbf{x}_t . Ceci aide à observer le comportement des erreurs d'observation en présence de multitrajets. Nous obtenons donc une évaluation du bruit d'observation à un instant donné pour une position donnée.

La partie suivante montre le résultat de l'algorithme sur des données réelles enregistrées dans un milieu urbain.

2.3.4 Analyse sur données réelles

L'analyse que nous présentons ici a pour objectif de montrer l'importance d'une décomposition en mélange de gaussiennes. Le chapitre 4 complétera ces résultats en consacrant une partie sur la validation de ce modèle sur les données réelles.

L'environnement de simulation est la rue Ernest Mayer dans le quartier Hellemmes à Lille (coord : $50^{\circ}37'36.50''$ N, $3^{\circ}5'21.07''$ E). Les images de la figure 2.16 montrent la configuration de la rue.



FIG. 2.16 – Images de l'endroit de prise de mesure : Hellemmes (Lille)

Le récepteur PolaRx2 utilisé communique avec l'ordinateur via un port de communication série. En plus des signaux GPS, le PolaRx2 peut recevoir simultanément jusqu'à trois satellites du système de correction SBAS (EGNOS ou WAAS). La figure 2.17 montre le boîtier du récepteur auquel on connecte l'antenne et l'ordinateur.

La figure 2.18 représente l'histogramme d'erreurs obtenu à partir des données de mesure. L'algorithme EM a été appliqué à ces données. La figure 2.19 montre quatre décompositions en mélange de gaussiennes appliquées sur la même distribution. Qualitativement, la décomposition en 7 composantes gaussiennes semble être la plus proche de la distribution d'origine. Une partie du chapitre 4 portera sur une discussion par rapport au choix du nombre optimal de composantes gaussiennes.



FIG. 2.17 – Récepteur PolaRx2 utilisé pour les mesures

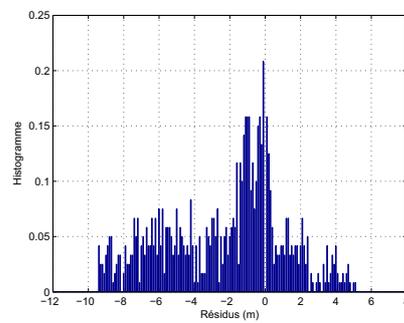
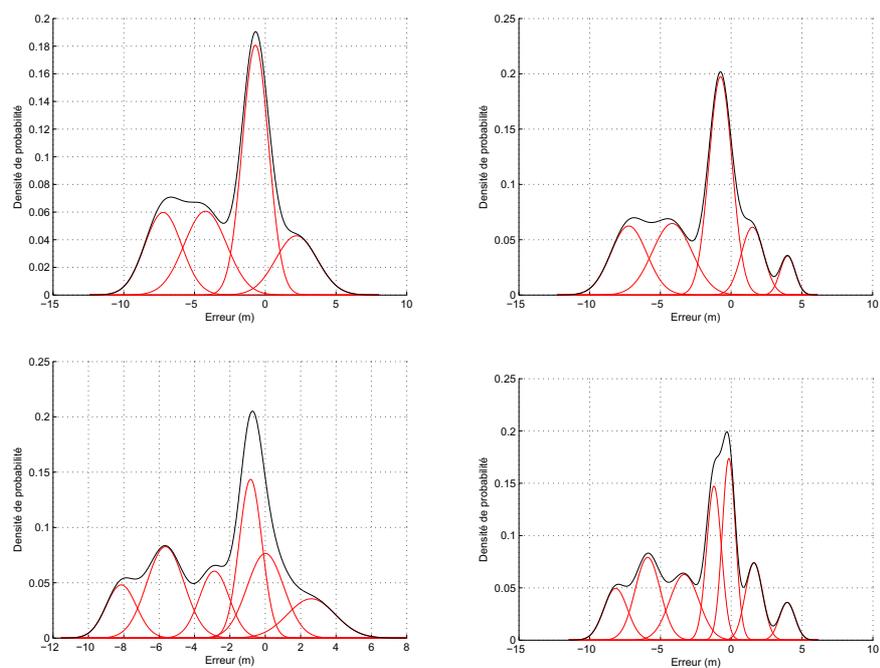


FIG. 2.18 – Histogramme d'erreur sur une pseudodistance pour une réception en milieu urbain

FIG. 2.19 – Densités de probabilité avec n composantes gaussiennes

2.4 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons étudié les phénomènes de propagation qui affectent le signal GNSS lorsque le récepteur est placé en milieu urbain. Les masquages et les réflexions sont les facteurs qui impactent le plus l'estimation de la pseudodistance. Le phénomène est souvent décrit en tant que phénomène général sous l'appellation "multitrajet". Dans notre étude, nous considérons que le traitement du signal dans le récepteur est capable d'identifier le trajet de réception prépondérant et nous résumons ainsi les possibilités de réception du signal à 3 états : direct, bloqué ou alterné. Pour améliorer la précision des systèmes de positionnement par satellites dans les milieux urbains, ce chapitre a proposé un modèle d'erreurs plus adapté à ces états de réception. Il décrit une étude sur la modélisation des erreurs de pseudodistances en environnement urbain. L'étude suppose que les distributions des erreurs dans l'environnement urbain peuvent être modélisées par un mélange de lois gaussiennes. Un modèle de distribution des erreurs est nécessaire pour s'adapter aux conditions particulières de propagation en milieu urbain. Le chapitre a permis de proposer un modèle de bruits d'observation dans une situation de réception en présence d'obstacles.

L'algorithme EM utilisé dans le cas précédent ne peut être employé que si le nombre de gaussiennes J de la fonction \mathcal{G} est fixé. Une perspective à ce travail est d'adapter l'algorithme EM de façon à déterminer automatiquement la valeur de J optimale.

Dans le chapitre 3, une présentation d'algorithmes est faite pour la commutation entre les modèles correspondant aux trois états de réception (direct, alterné et bloqué). Ce qui permettra d'avoir un modèle dynamique complet de la variation des erreurs observées au cours de la réception. Le chapitre 4 fait une analyse sur la pertinence du nombre de gaussiennes et permet de valider le modèle sur des données réelles.

Chapitre 3

Estimation de la position par filtrage bayésien

Sommaire

3.1	Introduction	69
3.2	Filtrage particulière	71
3.2.1	Le contexte multicateur	71
3.2.2	Le modèle du système	74
3.3	Estimation de la position : Etat de réception obtenu par chaîne de Markov	75
3.3.1	Modèle à saut de Markov	75
3.3.2	Distribution d'importance	79
3.3.3	Algorithme	80
3.3.4	Simulations	80
3.4	Estimation de l'état de réception	84
3.4.1	Introduction	84
3.4.2	Distribution de Dirichlet	85
3.4.3	Distributions d'importance	85
3.4.4	Simulations	89
3.5	Conclusion	92

3.1 Introduction

Les chapitres 1 et 2 ont mis en évidence les difficultés liées à la propagation des signaux des systèmes GNSS en milieu urbain. Il a été montré que les obstacles du milieu

influent sur la qualité du signal reçu et diminuent la précision de localisation. Nous avons montré, dans le chapitre 2, que la distribution des erreurs de pseudodistances pour un satellite en NLOS pouvait être modélisée par un mélange de gaussiennes plutôt que par un bruit blanc gaussien. Par conséquent, les techniques d'estimation de la position doivent changer et s'adapter à ces nouvelles conditions.

Depuis les travaux de R. E. Kalman [Kal60] publiés en 1960, le filtre de Kalman introduit au chapitre 1.5.1.1 a été utilisé dans plusieurs applications et a également connu des modifications. Le filtre de Kalman est une solution optimale pour les systèmes linéaires gaussiens. Les filtres EKF et UKF sont des adaptations du filtre de Kalman utilisées pour les systèmes non-linéaires mais localement linéarisables et dont les bruits sont quasi gaussiens. Ces filtres ne sont donc pas adaptés à un système d'estimation des erreurs de pseudodistances pour un positionnement en milieu urbain puisque nous sommes en présence de bruits non gaussiens.

Les méthodes de Monte Carlo séquentielles ont été utilisées comme techniques d'estimation dans de nombreux domaines de traitement du signal tels que les télécommunications, la poursuite de cibles ou encore le traitement d'image. Les livres de Doucet et al. [Dou00, Dou01] sont des ouvrages de référence contenant des exemples pratiques de l'utilisation des méthodes de Monte Carlo séquentielles. Dans le domaine de la navigation et du positionnement, les références [BS01, Gus02, Fox03, Aru02] sont des exemples pertinents pour le lecteur intéressé. La thèse de Giremus [Gir05] ou celle de Gaudin [Gau00] sont des applications des techniques de filtrage particulière pour faire l'hybridation entre le système GPS, un système de navigation inertiel ou d'autres capteurs. Ces études considèrent le système GPS comme un capteur dont les données de sortie sont la position et la vitesse du mobile.

Dans cette thèse, nous avons fait le choix de considérer le filtrage des signaux GNSS comme un système recevant des données de plusieurs capteurs (satellites). Le filtre particulière proposé est donc appliqué à ce système "multicapteur" pour lequel les variables d'intérêt sont non seulement la position, la vitesse et le temps mais également l'état de réception de chaque satellite.

Ainsi, ce troisième chapitre se consacre aux méthodes de filtrage particulière et présente des algorithmes pour le calcul de la position en milieu urbain par estimation de la densité des erreurs sur les pseudodistances. Une première partie est consacrée au calcul de la position quand les états de réception des satellites sont connus afin de montrer le gain apporté par une modélisation correcte des erreurs. Une seconde partie montre l'algorithme d'estimation de l'état de réception de chaque satellite en même temps que la position. Dans chaque cas, il s'agit d'associer à chaque état de réception le modèle de bruit le plus adapté

développé dans le chapitre 2.

3.2 Filtrage particulière

Le filtre particulière introduit au chapitre 1.5.2 est une méthode statistique d'estimation bien adaptée aux systèmes non linéaires et/ou à bruit non gaussien. Quelle que soit la nature des bruits d'état \mathbf{v}_t ou des bruits d'observation \mathbf{w}_t , le filtre particulière permet d'approximer d'une façon récursive un état \mathbf{x}_t à partir d'un échantillon de "particules" aléatoires notées $\mathbf{x}_t^{(k)}$ et des observations $\mathbf{y}_{1:t}$ obtenues séquentiellement. On affecte à chaque particule un poids noté ω_t^k et calculé à partir des états passés et des observations. Pour générer les échantillons $\mathbf{x}_t^{(k)}$, le filtrage particulière utilise une densité de probabilité appelée "densité d'importance", notée dans la suite $q(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \mathbf{y}_t)$ et qui satisfait certaines conditions [Che03].

Après quelques itérations au cours de l'échantillonnage séquentiel, certaines particules peuvent avoir des poids très faibles et leur contribution devient insignifiante. Pour éviter ce phénomène, ces particules sont éliminées par la méthode de rééchantillonnage. Cette étape est très utile pour réduire la dégénérescence du filtre particulière [Kit96, Car99, Liu98].

L'estimation de l'état caché est réalisée en faisant une somme de ces particules pondérée par leur poids. L'algorithme 2 décrit les grandes étapes du filtrage particulière [Che03]. Cet algorithme permet d'estimer les états non observables $\mathbf{x}_{0:t}$ du système à partir des observations $\mathbf{y}_{1:t}$ avec K : nombre de particules.

Dans cette étude, le filtre particulière est appliqué dans un contexte multicapteur (multisatellite) caractéristique du modèle d'observation. Nous donnons ci-après l'explication de ce choix.

3.2.1 Le contexte multicapteur

Un système multicapteur est par principe constitué de deux ou plusieurs capteurs fournissant des informations (observations) homogènes ou non homogènes. Les observations diversifiées sont destinées à augmenter les performances du système. Les informations fournies par les capteurs peuvent être complémentaires. Par exemple, deux caméras donnent deux images différentes d'un même objet suivant leur emplacement. Elles peuvent également être destinées à corriger les erreurs des autres capteurs du même système. C'est le cas des systèmes hybrides GPS/INS considérant le GPS comme un capteur qui doit être corrigé à chaque fois que ses données sont erronées ou indisponibles.

Algorithme 2 Filtre particulaire pour une estimation MMSE (Minimum Mean Square Error)

Initialisation

pour $k = 1, \dots, K$, **faire**

Générer $\mathbf{x}_0^{(k)} \sim p_0(\mathbf{x}_0)$

Initialiser les poids des particules : $w_0^{(k)} \leftarrow \frac{1}{K}$

fin pour

Itération

pour $t = 1, 2, \dots$ **faire**

pour $k = 1, \dots, K$, **faire**

échantillonner le vecteur évolution $\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)} \sim q(\mathbf{x}_t / \mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \mathbf{y}_t)$

mise à jour des poids $\tilde{w}_t^{(k)} \propto w_{t-1}^{(k)} \frac{p(\mathbf{y}_t / \tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}) p(\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)} / \mathbf{x}_{t-1}^{(k)})}{q(\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)} / \mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \mathbf{y}_t)}$

normaliser les poids $\tilde{w}_t^{(k)} = \tilde{w}_t^{(k)} / \sum_{k=1}^K \tilde{w}_t^{(k)}$

$\mathbf{x}_t = \sum_{k=1}^K w_{t-1}^{(k)} \cdot \mathbf{x}_t^{(k)}$

fin pour

rééchantillonnage

évaluer $N_{eff} = \frac{1}{\sum_{k=1}^K (\tilde{w}_t^{(k)})^2}$

Si N_{eff} est inférieur à un seuil fixé, on fait le rééchantillonnage

mettre à jour les particules : $\mathbf{x}_t^{(k)} \leftarrow \tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}$

$\mathbf{x}_t = \sum_{k=1}^K w_t^{(k)} \cdot \mathbf{x}_t^{(k)}$

fin pour

Pour la navigation par satellite, les paramètres à estimer sont la position en 3D, la vitesse et le temps. Le récepteur calcule ces variables en utilisant les informations émises par les satellites. Ces informations sont différentes pour chaque satellite. Le récepteur voit chaque signal comme une donnée issue d'un capteur distinct : le satellite. Au chapitre 2 nous avons montré que, pour mieux estimer les erreurs de pseudodistances, les états de réception des satellites doivent être pris en compte.

Ainsi dans notre étude, nous considérons que le récepteur GNSS, et plus précisément sa partie "filtrage des signaux", est un système multicapteur dont les mesures sont les pseudodistances brutes.

Dans un premier temps, nous y ajoutons une entrée : l'état de réception de chaque satellite reçu. La figure 3.1 illustre un schéma synoptique du système multicapteur (multi-satellite) considéré.

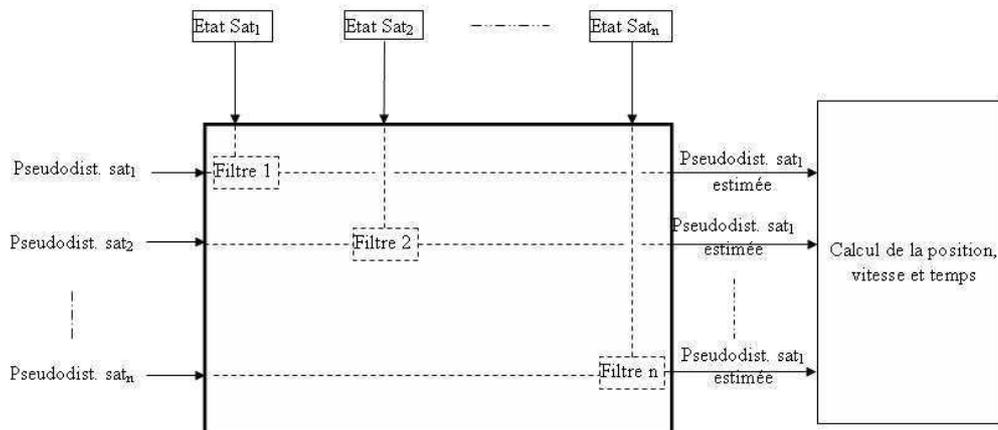


FIG. 3.1 – Schéma synoptique du filtrage des pseudodistances ; les états de réception sont considérés comme des entrées

Dans un second temps, nous considérerons que cet état de réception est une variable d'état à estimer puisque l'état de réception n'est pas une information connue dans la réalité.

Le modèle est basé sur le principe de filtrage statistique bayésien décrit ci-dessous.

3.2.2 Le modèle du système

3.2.2.1 Modèle dynamique d'évolution des états du système

Le modèle d'évolution du système est une suite de vecteurs d'état $\{\mathbf{x}_t \in \mathbb{R}^m; t \in \mathbb{N}\}$ composées des m paramètres dynamiques :

$$\mathbf{x}_t = \begin{bmatrix} u_x, u_y, u_z, \\ \nu_x, \nu_y, \nu_z, \\ t_u, \delta t_u \end{bmatrix}$$

Ces paramètres sont les composantes 3D de la position, leur vitesse, le temps du système (horloge GPS) et l'erreur d'horloge récepteur.

Le système évolue dans le temps suivant la densité d'évolution des états du système :

$$\mathbf{x}_t \sim p(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}) \quad (3.1)$$

Le système considéré ici est un mobile évoluant le long d'un trajet. Par conséquent, les états du système sont liés par une fonction de la forme :

$$\mathbf{x}_t = f(\mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{v}_{t-1}) \quad (3.2)$$

Où \mathbf{x}_{t-1} est l'état à l'instant $t-1$ classiquement supposé markovien et $\mathbf{v}_{t-1} \mathbf{v}_t \in \mathbb{R}^m$ est le bruit d'état.

La fonction $f(.) : \mathbb{R}^m \times \mathbb{R}^m \rightarrow \mathbb{R}^m$ est dans ces travaux une fonction linéaire, définie par :

$$\mathbf{x}_t = \mathbf{x}_{t-1} + \frac{\dot{\mathbf{x}}_{t-1}}{\delta t|_{t=t-1}} dt + \mathbf{v}_{t-1} \quad (3.3)$$

Cette forme linéaire de la fonction $f(.)$ est justifiée par une durée δt entre deux états successifs suffisamment petite (une seconde dans nos simulations). En réalité, ce modèle est adapté pour les rues en ligne droite et pour une navigation à petite vitesse. Le choix d'un modèle plus complexe ne remet pas en cause la validité des travaux développés dans cette thèse.

3.2.2.2 Modèle d'observation

Les observations $\mathbf{y}_t = \{\mathbf{y}_{t,1}, \dots, \mathbf{y}_{t,N_t}\} \in \mathbb{R}_t^N$ sont les mesures de pseudodistances entre le récepteur et N_t satellites reçus. $\mathbf{w}_t = \{\mathbf{w}_{t,1}, \dots, \mathbf{w}_{t,N_t} \in \mathbb{R}_t^N\}$ est le bruit de mesure.

La pseudodistance est associée à l'état caché par la densité de probabilité :

$$\mathbf{y}_{t,i} \sim p(\mathbf{y}_{t,i}/\mathbf{x}_t) \quad (3.4)$$

Cette équation peut également être écrite ainsi :

$$\mathbf{y}_t = h_t(\mathbf{x}_t, \mathbf{w}_t) \quad (3.5)$$

Où h_t est une fonction non linéaire définie de $h_t : \mathbb{R}^m \times \mathbb{R}_t^N \rightarrow \mathbb{R}_t^N$

En effet, la forme de la pseudodistance donnée au premier chapitre est

$$\mathbf{pd}_n = \mathbf{c}.\Delta t_n = \rho + \mathbf{c}.\epsilon_{sat} + \epsilon_{rec} + E_{orb} + E_{atm} + B_{rec} + E_{mtr} \quad (3.6)$$

En supposant que les erreurs atmosphériques ont été corrigées ou sont négligeables, l'équation (3.5) devient :

$$\begin{aligned} \mathbf{y}_t &= h_t(\mathbf{x}_t, \mathbf{w}_t) \\ &= \rho + \mathbf{c}.\epsilon_{rec} + B_{rec} + E_{mtr} \\ &= \sqrt{(\text{sat}_x - u_x)^2 + (\text{sat}_y - u_y)^2 + (\text{sat}_z - u_z)^2} + \mathbf{w}_t \end{aligned} \quad (3.7)$$

Cette équation régissant les observations est non linéaire avec un bruit \mathbf{w}_t dépendant de l'état de réception du satellite.

Les sections suivantes montrent comment estimer la position \mathbf{x}_t et permettre de réduire les effets des erreurs \mathbf{w}_t dues aux multitrajets. Deux cas sont traités :

- une estimation de la position lorsque les états de réception des satellites sont générés à partir d'une chaîne de Markov connue,
- une estimation de la position par estimation des états de réception des satellites.

3.3 Estimation de la position : Etat de réception obtenu par chaîne de Markov

3.3.1 Modèle à saut de Markov

Le modèle de Markov à saut (JMS : Jump Markov System) est un cas particulier des modèles à saut (Switching State-Space Models). Le modèle JMS permet la commutation entre plusieurs modèles suivant la valeur d'une variable d'état particulière, ici l'état de réception.

Il existe plusieurs façons de déterminer les $\mathbf{r}_{t,i}$, $i \in \{1, 2, \dots, N\}$. Une solution, explorée dans [God05] est d'embarquer un outil de simulation de type "lancer de rayon" pour permettre le calcul en temps réel. $\mathbf{r}_{t,i}$ est alors déterministe. Une autre solution consiste à modéliser la séquence des états de réception par une chaîne de Markov à partir de laquelle on échantillonne la valeur $\mathbf{r}_{t,i}$. Le modèle est valable pour un trajet dans un environnement donné et pendant une période de parcours donnée. Cette option expliquée ci-dessous a été développée dans [Ber06] pour une application aux satellites de télécommunications.

On définit une chaîne de Markov avec une matrice de transition M^i pour le satellite i . La matrice est composée des probabilités de transition entre les trois états comme illustré sur la figure 3.2.

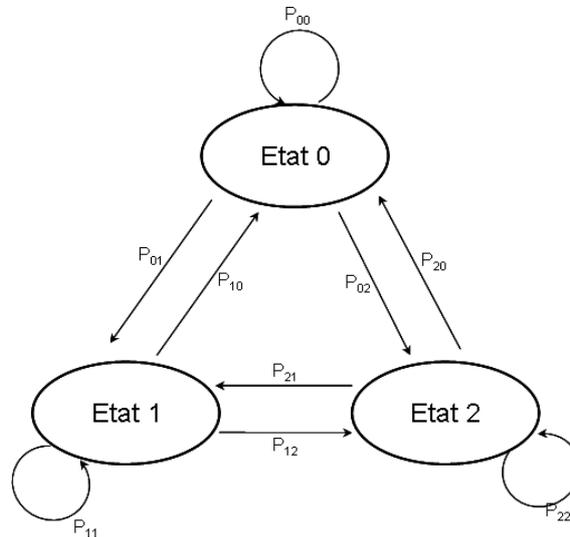


FIG. 3.2 – Représentation de la Chaîne de Markov utilisée pour l'estimation des états de réception d'un satellite i quelconque [Ber06].

La chaîne de Markov est définie par :

- Une probabilité initiale

$$P(\mathbf{r}_{0,i}) = p_0^i \quad (3.8)$$

- La matrice de transition pour le satellite i

$$P(\mathbf{r}_{t,i}/\mathbf{r}_{t-1,i}) = M_{t,t-1}^i \quad (3.9)$$

La chaîne de Markov est inspirée par le modèle de canal de propagation proposé par Karagawa [Kar97]. A partir des observations de simulation par Ergospace[®], on a une succession des états de réception pour chaque satellite dont la figure 3.3 est un exemple.

On en déduit :

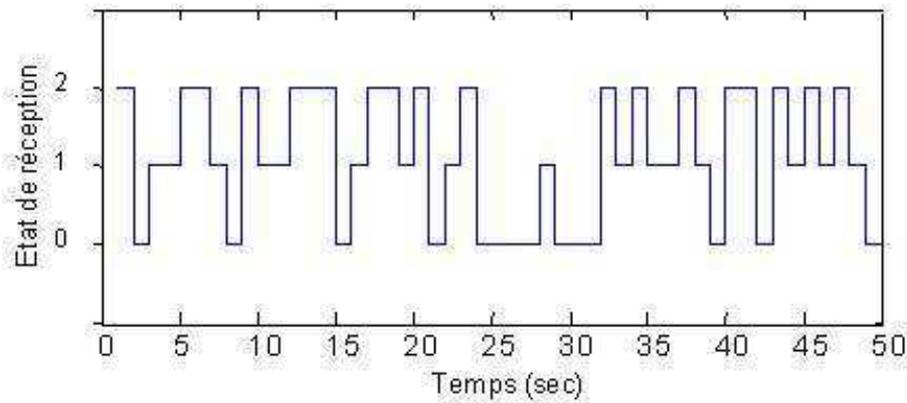


FIG. 3.3 – Exemple de simulation d'états de réception pour un satellite.

- le nombre de transitions n de a vers b .
- le nombre de transitions m de a vers a .

Où a et $b \in 0, 1, 2$ et $a \neq b$. Les probabilités p_{ab} sont égales à :

$$p_{ab} = \frac{n}{m}$$

Pour le satellite i donné, la matrice $M_{t,t-1}^i$ est donné par :

$$M_{t,t-1}^i = \begin{pmatrix} p_{00} & p_{01} & p_{02} \\ p_{10} & p_{11} & p_{12} \\ p_{20} & p_{21} & p_{22} \end{pmatrix}$$

Remarque : La matrice de transition M est déterminée en utilisant des observations suffisamment nombreuses pour avoir une bonne approximation des états $\mathbf{r}_{t,i}$ mais relativement limitées pour éviter des configurations très disparates de l'environnement de navigation. Avec des observations à 1Hz (une observation par seconde), les matrices de transition M ont été réalisées ici pour 40 mesures.

Les pseudodistances $\mathbf{y}_{t,i}$ sont reliées aux états cachés (\mathbf{x}_t et $\mathbf{r}_{t,i}$) par une relation non linéaire avec un bruit additif $\mathbf{w}_{t,i}$ de l'équation(3.7). La question qui se pose alors est de savoir comment on construit la distribution de probabilité *a posteriori* $p(\mathbf{y}_{t,i}/\mathbf{x}_t, \mathbf{r}_{t,i})$.

La figure 3.4 montre le diagramme du modèle du système dont l'évolution dépend d'une chaîne de Markov connue.

Le modèle de bruit d'observation $\mathbf{w}_{t,i}$ est fonction de l'état de réception de chaque satellite $\mathbf{r}_{t,i}$.

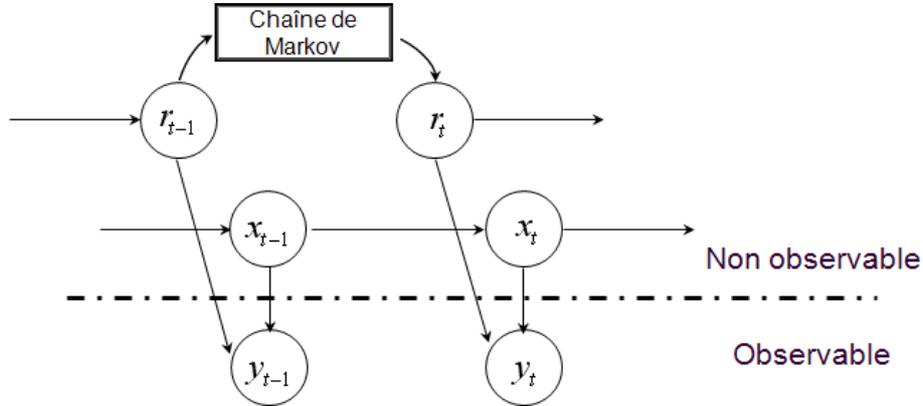


FIG. 3.4 – Modèle d’observation utilisant un système à saut de Markov. La variable $\mathbf{r}_{t,i}$ indique l’état de réception du signal de chaque satellite. Son évolution est fonction d’une chaîne de Markov. Il est inspiré de [Car07].

Les erreurs de mesure sont donc :

- Pour $\mathbf{r}_{t,i} = 1$,

$$\mathbf{w}_{t,i} \sim \mathcal{N}(0, \sigma_{t,i}^2) \quad (3.10)$$

Le bruit de mesure est dans ce cas réduit au bruit thermique du récepteur ou bruit de réception. Il est donc considéré comme gaussien et de moyenne nulle.

- Pour $\mathbf{r}_{t,i} = 2$,

$$\mathbf{w}_{t,i} \sim \sum_{j=1}^J \pi_j(\mathbf{x}_t) \mathcal{N}(u_j(\mathbf{x}_t), \sigma_j^2(\mathbf{x}_t)) \quad (3.11)$$

Dans ce cas, les réflexions ajoutent un bruit sur la mesure de pseudodistance. $\mathcal{N}(u(\cdot), \sigma^2(\cdot))$ est la distribution d’erreurs avec une moyenne d’erreur $u(\cdot)$ et une variance $\sigma^2(\cdot)$ dépendant de l’état du système \mathbf{x}_t pour chaque satellite i . J est le nombre de composantes gaussiennes.

- Pour $\mathbf{r}_{t,i} = 0$, le satellite n’est pas reçu. La pseudodistance n’est pas calculée. La raison de considérer cet état de non réception se justifie pour un satellite passant d’un état de réception à l’état bloqué et ensuite à un état de réception quelques instants plus tard. Cette situation est très fréquente en milieu urbain. L’étape de prédiction permet de déterminer les époques d’indisponibilité d’un satellite par rapport aux obstacles de l’environnement de navigation.

En simulation, pour le cas $\mathbf{r}_{t,i} = 1$ de l’équation (3.10), la moyenne est considérée comme nulle et la variance est fixée en fonction du bruit thermique du récepteur. Et pour le cas $\mathbf{r}_{t,i} = 2$ de l’équation (3.11), les moyennes, les variances et les valeurs π sont données par l’algorithme EM.

Remarque : L'algorithme EM est appliqué sur un échantillon de 40 mesures d'erreur d'observation pour les mêmes raisons que la matrice de transition M .

3.3.2 Distribution d'importance

La distribution de probabilité *a posteriori* d'évolution des états \mathbf{x}_t s'écrit :

$$p(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{r}_{t,1:N_t}, \mathbf{y}_{t,1:N_t}) \quad (3.12)$$

$\mathbf{r}_{t,1:N_t} = \{\mathbf{r}_{t,1}, \mathbf{r}_{t,2}, \dots, \mathbf{r}_{t,N_t}\}$ et $\mathbf{y}_{t,1:N_t} = \{\mathbf{y}_{t,1}, \mathbf{y}_{t,2}, \dots, \mathbf{y}_{t,N_t}\}$ sont les vecteurs des états de réception et de pseudodistances liés aux N_t satellites reçus à l'instant t . A l'instant $t = 0$, la distribution de probabilité $p_0(\mathbf{x}_0)$ est supposée connue.

A l'instant t , on échantillonne la particule $\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}$ suivant :

$$\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)} \sim q(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,i}, \mathbf{y}_{t,i}) \quad (3.13)$$

Où $q(\dots/\dots)$ est la distribution d'importance. L'efficacité du filtre particulaire dépend du choix de la distribution d'importance [Dou00]. La fonction d'importance optimale est $p(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{r}_{t,i}, \mathbf{y}_{t,i})$. Pour plus d'information sur la façon de choisir une approximation de la distribution d'importance optimale, les références [Gus02] et [Dou01] donnent plus de détails.

Dans ce travail, une approximation de cette distribution a été réalisée classiquement à partir d'un filtre EKF pour chaque particule.

$$q(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,i}, \mathbf{y}_{t,i}) \approx \mathcal{N}(\mathbf{x}_t; \hat{\mathbf{x}}_t^{(k)}, \sigma_t^{2(k)}). \quad (3.14)$$

Avec $\hat{\mathbf{x}}_t^{(k)}$ et $\sigma_t^{2(k)}$ obtenus à partir d'un pas d'EKF.

Nous avons adapté les algorithmes de filtrage particulaire pour modèles d'observation multiples qui ont été déterminés dans [Dri05] et [Car07].

Les différences entre l'algorithme proposé et les algorithmes étudiés dans les références sont d'une part le système à saut de Markov proposé et d'autre part, la nature différente des observations et les états du système.

En effet dans [Dri05], Driessen fait une transformation du filtre particulaire pour saut de Markov des systèmes non linéaires. Son objectif est d'éviter la dégénérescence et de choisir le nombre de particules en fonction du mode (saut de Markov) dans lequel le système

se trouve. De notre côté, le choix du modèle d'erreurs d'observation dépend de l'état du système.

De plus, les observables et les états du système à estimer sont de nature différente dans notre cas. Nous observons les pseudodistances alors que les états du système sont la position, la vitesse et le temps. Cela implique que l'état \mathbf{x}_t du système dépend de toutes les observations (ou au moins 4 observations). Ce n'est pas le cas dans l'algorithme de [Car07] mais constitue une application particulière de celui-ci.

Enfin, pour l'état de réception $\mathbf{r}_{t,i} = 2$, le bruit d'observation est modélisé par une distribution de mélange de gaussiennes.

Nous montrons ici l'algorithme particulière pour estimer la position en connaissant les états de réception.

3.3.3 Algorithme

L'algorithme 3 décrit les différentes étapes du processus d'estimation. Nous l'avons appelé "Filtre particulière à saut de Markov (JMS/PF)".

Les particules $\mathbf{x}_0^{(k)}$ (avec K : nombre total de particules) sont générées suivant $p_0(\mathbf{x}_0) = \mathcal{N}(\mathbf{x}_0, 400)$.

\mathbf{x}_0 est le dernier état du système connu (la dernière position connue telle qu'elle est utilisée par les récepteurs GNSS actuels). La valeur de la variance est choisie en fonction de l'erreur moyenne (20 m) sur la position due aux multitrajets dans le milieu urbain en utilisant des pseudodistances brutes (non filtrées). La vitesse et le temps étant égales à zéro à cet instant.

Un seuil N_{seuil} (0.8K par exemple) est défini et comparé à la valeur N_{eff} . Le rééchantillonnage aura lieu quand $N_{eff} \leq N_{seuil}$ et la valeur des poids des particules devient $w_t^{(k)} \leftarrow \frac{1}{K}$.

3.3.4 Simulations

Nous avons appliqué l'algorithme 3 sur des données de simulation. L'algorithme de simulation réalisé se base sur les données de sorties du logiciel Ergospace[®] à partir des modèles 3D de l'environnement de simulation. Les simulations ont été réalisées sur un modèle 3D de la ville de Rouen (Latitude : 49.4497 Longitude : 1.08262). Le trajet simulé de 8230 mètres de long, correspond à une ligne de bus de transport publique passant par le centre ville. Pendant la simulation avec Ergospace[®], un maximum de 3 réflexions a été

Algorithme 3 Filtre particulière pour l'estimation de la position en connaissant les états de réception

Initialisation

pour $k = 1, \dots, K$, **faire**

Générer $\mathbf{x}_0^{(k)} \sim p_0(\mathbf{x}_0)$

Initialiser les poids des particules : $w_0^k \leftarrow \frac{1}{K}$

fin pour

Itération

pour $t = 1, 2, \dots$ **faire**

Enregistrer N_t , le nombre de satellites à t_0

pour le satellite $i = 1, \dots, N_t$ **faire**

calculer $p_{t,i} = M_{t,t-1}^i \cdot p_{t-1,i}$

générer $\tilde{\mathbf{r}}_{t,i} \sim p_{t,i}$

fin pour

pour $k = 1, \dots, K$, **faire**

échantillonner le vecteur évolution $\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)} \sim q(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t}, \mathbf{y}_{t,1:N_t})$ (selon l'éq. (3.14))

mise à jour des poids conditionnellement à l'état $\mathbf{r}_{t,i}$ $\tilde{w}_t^{(k)} \propto w_{t-1}^{(k)} \frac{p(\mathbf{y}_{t,1:N_t}/\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t})p(\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)})}{q(\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t}, \mathbf{y}_{t,1:N_t})}$

avec $p(\mathbf{y}_{t,i}/\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,i}) = \begin{cases} \mathcal{N}\left(h_{t,i}(\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}), \sigma_{t,i}^2\right) & \text{pour } \tilde{\mathbf{r}}_{t,i} = 1 \\ \sum_{j=1}^J \pi_j(\tilde{\mathbf{x}}_t) \mathcal{N}_j\left(h_{t,i}(\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}), \sigma_{t,i}^2\right) & \text{pour } \tilde{\mathbf{r}}_{t,i} = 2 \end{cases}$

normaliser les poids $\tilde{w}_t^{(k)} = \frac{\tilde{w}_t^{(k)}}{\sum_{k=1}^K \tilde{w}_t^{(k)}}$

$\mathbf{x}_t = \sum_{k=1}^K w_{t-1}^{(k)} \cdot \tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}$

fin pour

Rééchantillonnage

Evaluer $N_{eff} = \frac{1}{K \sum_{k=1}^K (\tilde{w}_t^{(k)})^2}$

Le seuil N_{seuil} est comparé à N_{eff} .

Le rééchantillonnage est exécuté si $N_{eff} \leq N_{seuil}$. On réinitialise ensuite les poids $w_t^{(k)} \leftarrow \frac{1}{K}$.

Mise à jour des particules

$\mathbf{x}_t^{(k)} \leftarrow \tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}$

fin pour

considéré. Les données ont été enregistrées toutes les secondes. Le logiciel donne les valeurs des pseudodistances pour chaque satellite en fonction du temps.

Pour plus de clarté, nous avons choisi un affichage des figures en 2D bien que l'altitude soit l'une des composantes estimée de l'état du système.

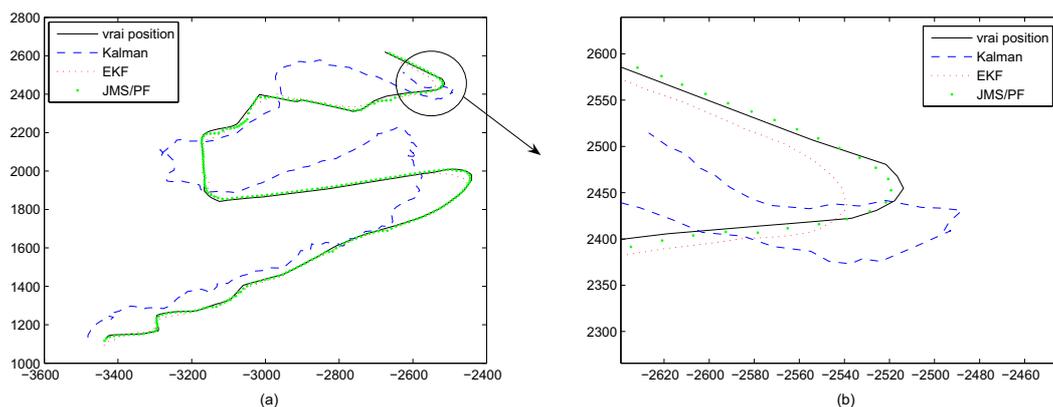


FIG. 3.5 – Comparaison de l'estimation de la position entre les filtrages de Kalman, le Kalman étendu (EKF) et le filtre particulaire à saut de Markov (JMS/PF). La figure (b) est un zoom de la figure (a) pour mettre en évidence le comportement des estimations dans un virage

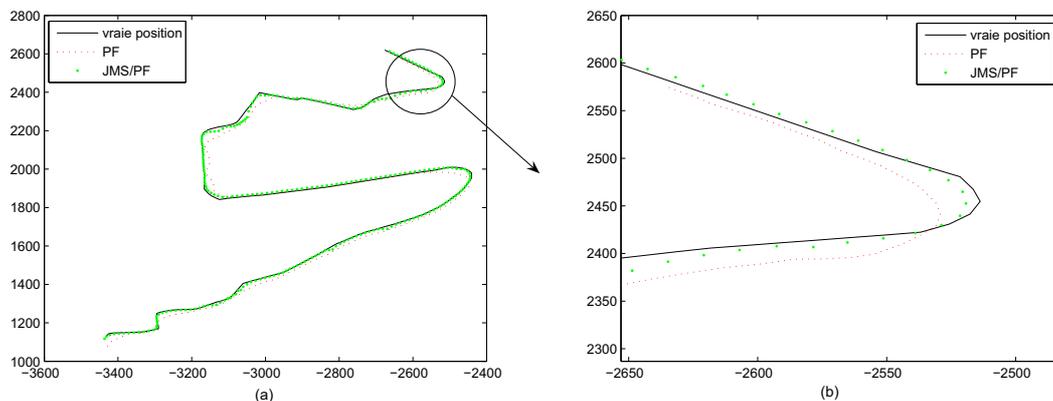


FIG. 3.6 – Comparaison de l'estimation de la position par l'algorithme de filtrage particulaire et le JMS/PF. La figure (b) est un zoom de la figure (a) pour mettre en évidence le comportement des estimations dans un virage

Pour illustrer les états de réception issus de la chaîne de Markov simulée, nous donnons à la figure 3.8 un exemple de ces états $\mathbf{r}_{t,i}$ pour un des satellites reçus.

Les estimations de position de la figure 3.5 montrent une meilleure précision de notre algorithme de filtrage particulaire avec saut de Markov (JMS/PF) par rapport aux filtres de

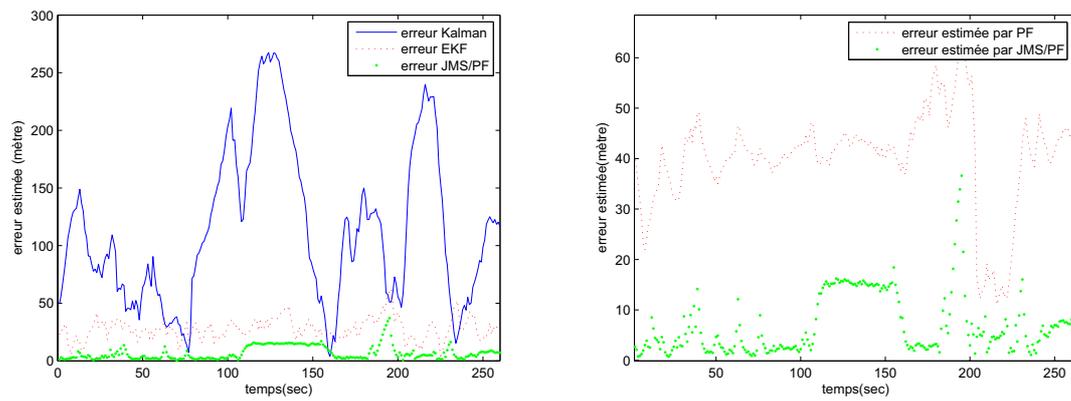


FIG. 3.7 – Comparaison des erreurs d'estimation de la position selon différents filtrages

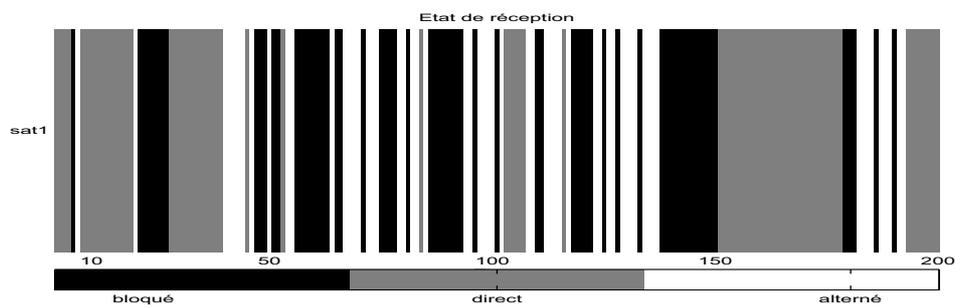


FIG. 3.8 – Etats de réception d'un satellite au cours de la simulation

Kalman et Kalman étendu. De même, la figure 3.6 donne une comparaison de l'algorithme JMS/PF et de l'algorithme du filtre particulaire ne prenant pas en compte les différents états.

Bien que l'équation d'évolution du système soit une fonction linéaire, les agrandissements de la trajectoire dans les virages (à droite des figures) montrent que l'algorithme JMS/PF garde une bonne estimation de la position. Les erreurs d'estimation des différents algorithmes sont illustrées sur la figure 3.7. L'erreur du filtre de Kalman présente des écarts importants à certains endroits. Ces variations correspondent aux virages de la trajectoire.

Le tableau 3.1 montre une comparaison des performances de la méthode JMS par rapport aux trois méthodes (Kalman, Kalman étendu (EKF) et filtre particulaire). Pour ces exemples de simulation, le nombre de particules K a été fixé à 500.

	Temps de calcul(sec)	Erreur moyenne(m)	Variance de l'erreur
KF	0.81	57.1	5909.9
PF	162.99	57.7	2165.7
EKF	0.40	44.8	2677.5
JMS/PF	162.32	13.3	255.4

TAB. 3.1 – Comparaison de l'algorithme JMS/PF avec les algorithmes du filtre de Kalman (KF), le filtre particulaire (PF) et le filtre de Kalman étendu (EKF)

3.4 Estimation de l'état de réception

3.4.1 Introduction

Dans le paragraphe précédent, les états de réception ont été calculés en utilisant une chaîne de Markov. Cela implique de connaître à l'avance les caractéristiques de l'environnement de navigation pour mettre en œuvre la chaîne de Markov. Une tâche qui peut s'avérer très complexe et contraignante.

Dans cette partie, nous faisons une autre adaptation des algorithmes développés par Caron dans [Car07].

En plus de l'estimation de l'état du système \mathbf{x}_t , les paragraphes suivants ajoutent une estimation de ce que nous avons appelé "l'état de réception $\mathbf{r}_{t,i}$ " d'un satellite au cours de la navigation. Nous nous distinguons de Caron par le choix des distributions $p(\mathbf{y}_{t,i}/\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,i}^{(k)})$ qui entrent dans le calcul du poids $\tilde{w}_t^{(k)}$ des particules.

On réalise une estimation des états de réception au fur à mesure de l'évolution du

système. Ainsi, le modèle d'évolution comprend en plus de l'état \mathbf{x}_t du système, une autre variable $\mathbf{r}_{t,i}$ d'état de réception du satellite i . Au lieu d'utiliser une chaîne de Markov, la probabilité de l'état de réception $\mathbf{r}_{t,i}$ est estimée à l'aide d'une distribution de Dirichlet comme *a priori*.

Avant de montrer les distributions d'importance utilisées dans l'algorithme, nous donnons ci-dessous une définition de la distribution de Dirichlet.

3.4.2 Distribution de Dirichlet

La distribution de Dirichlet est un modèle représentant une variation des proportions. Elle est la conjuguée *a priori* de la distribution multinomiale en statistique bayésienne.

On considère un vecteur aléatoire p_0 de m probabilités dont la somme est égale à 1 ($\sum_{i=1}^m p_{0i} = 1$), une distribution de Dirichlet du vecteur $p_0 = [p_{01}, \dots, p_{0m}]^T$ et de paramètre positif α est de la forme :

$$\mathcal{D}(\alpha|\theta) = \frac{\Gamma\left(\sum_{i=1}^m \alpha_i\right)}{m} \prod_{i=1}^m p_i^{\alpha_i-1} \prod_{i=1}^m \Gamma(\alpha_i) \quad (3.15)$$

où $\Gamma(\cdot)$ est la fonction gamma. Le vecteur $\alpha = [\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_m]^T$, avec $\alpha_i = \alpha_0 p_i$, peut être interprété comme le nombre d'occurrences a priori des événements de probabilités p_1, p_2, \dots, p_m [Min03]. θ est un paramètre fixe en rapport avec l'évolution de $\alpha_{t,i}$.

La figure 3.9 donne la variation de la distribution de Dirichlet suivant certaines valeurs de θ .

3.4.3 Distributions d'importance

La distribution *a priori* pour les variables $\mathbf{r}_{t-1,i} = s, s \in 0, 1, 2$ définissant les états de réception est définie par :

$$\begin{aligned} Pr(\mathbf{r}_{t,i} = 0) &= \alpha_{t,i,0} \\ Pr(\mathbf{r}_{t,i} = 1) &= \alpha_{t,i,1} \\ Pr(\mathbf{r}_{t,i} = 2) &= 1 - (\alpha_{t,i,0} + \alpha_{t,i,1}) \end{aligned}$$

Ainsi en considérant que les états de réceptions sont indépendants entre eux, la probabilité des variables \mathbf{r}_t est définie comme suit :

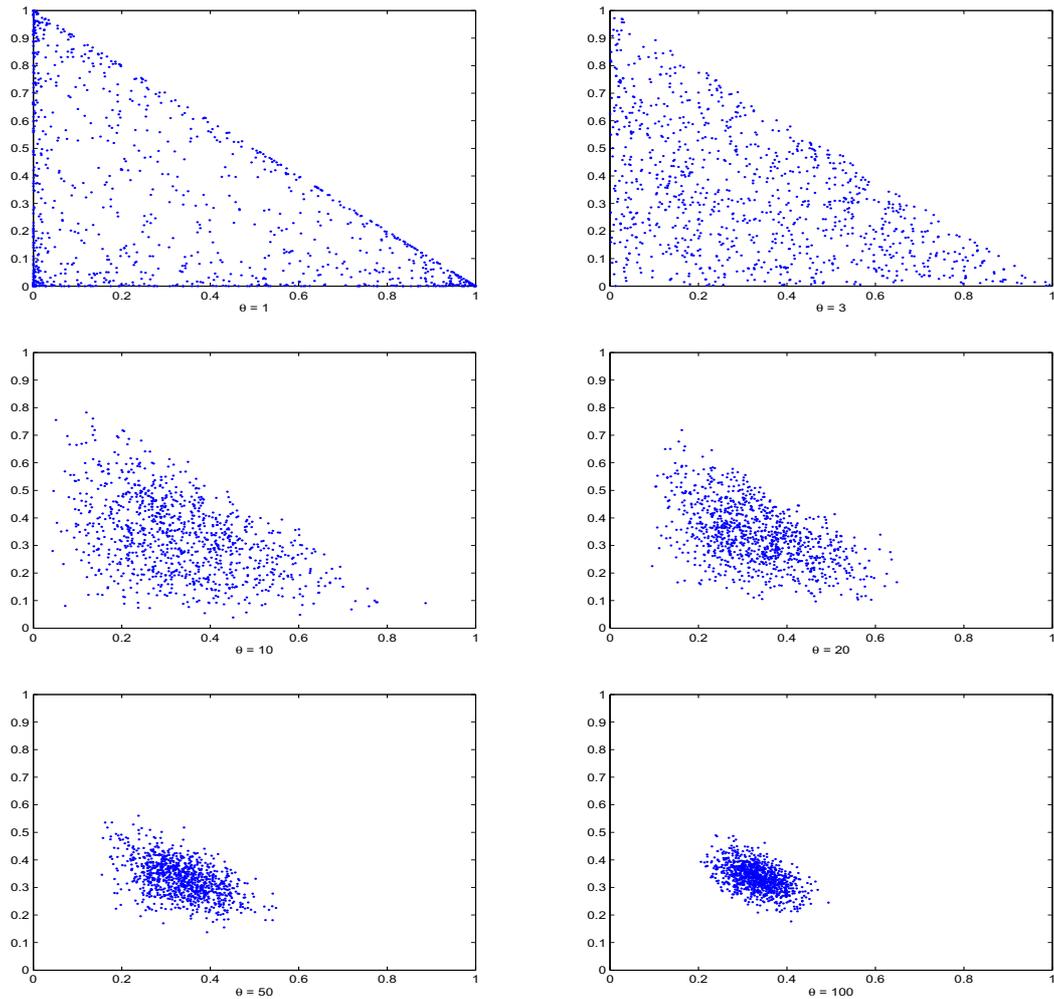


FIG. 3.9 – Distribution de Dirichlet pour $\alpha_{0,i} = [1/3; 1/3; 1/3]$ et des valeurs de θ égales à 1, 3, 10, 20, 50 et 100. Le nombre d'échantillons considéré est 1000

$$Pr(\mathbf{r}_t/\alpha_t) = \prod_{i=1}^{N_t} Pr(\mathbf{r}_{t,i}/\alpha_{t,i}) \quad (3.16)$$

Nous cherchons à définir les densités d'importance comme suit :

$$\tilde{\mathbf{r}}_{t,i}^{(k)} \sim q_1(\mathbf{r}_{t,i}/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \alpha_{t-1,i}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,i}) \quad (3.17)$$

$$\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)} \sim q_2(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,1:N_t}) \quad (3.18)$$

$$\tilde{\alpha}_{t,i}^{(k)} \sim q_3(\alpha_{t,i}/\alpha_{t-1,i}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,i}^{(k)}, \theta) \quad (3.19)$$

D'après [Car07], la distribution d'importance (3.17) optimale est :

$$q_1(\mathbf{r}_{t,i}/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \alpha_{t-1,i}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,i}) = \frac{\alpha_{t-1,i,r_{t,i}}^{(k)} p(y_{t,i}|r_{t,i}, x_{t-1}^{(k)})}{\sum_{s=0}^{d_i} \alpha_{t-1,i,s}^{(k)} p(y_{t,i}|s, x_{t-1}^{(k)})} \quad (3.20)$$

Avec s l'un des états possibles du capteur i . Dans notre cas, nous avons N_t satellites pouvant être direct, alterné ou bloqué ($s \in 0, 1, 2$).

La distribution d'importance (3.20) est donc réécrite comme suit :

- Pour $\mathbf{r}_{t,i} = 0$, on ne reçoit rien ; la prédiction est calculée à partir du modèle d'évolution.
- Pour $\mathbf{r}_{t,i} = 1$,

$$q_1(\mathbf{r}_{t,i}/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \alpha_{t-1,i}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,i}) = \frac{\alpha_{t-1,i,1}^{(k)} \mathcal{N}\left(\left(h_{t,i}(\hat{x}_{t|t-1}^{(k)})\right)_1, \sigma_{t,i,1}^2\right)}{\sum_{s=0}^2 \alpha_{t-1,i,s}^{(k)} \mathcal{N}\left(\left(h_{t,i}(\hat{x}_{t|t-1}^{(k)})\right)_s, \sigma_{t,i,s}^2\right)} \quad (3.21)$$

- Pour $\mathbf{r}_{t,i} = 2$,

$$q_1(\mathbf{r}_{t,i}/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \alpha_{t-1,i}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,i}) = \frac{\alpha_{t-1,i,2}^{(k)} \sum_{j=1}^J \pi(x_{t,i}) \mathcal{N}\left(\left(h_j(\hat{x}_{t|t-1}^{(k)})\right)_2, \sigma_{j,2}^2\right)}{\sum_{s=0}^2 \alpha_{t-1,i,s}^{(k)} \sum_{j=1}^J \pi(x_{t,i}) \mathcal{N}\left(\left(h_j(\hat{x}_{t|t-1}^{(k)})\right)_s, \sigma_{j,s}^2\right)} \quad (3.22)$$

Comme pour l'équation (3.14) du sous-chapitre 3.3.2, le filtre EKF est utilisé comme approximation de la distribution d'importance optimale :

$$p(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,1:N_t}) \approx q_2(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,1:N_t}) \quad (3.23)$$

Pour les probabilités $\alpha_{t,i}$ de l'équation (3.19), la loi d'importance optimale $q(\alpha_{t,i}/\alpha_{t-1,i}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t-1}^{(k)}, \theta)$ est donnée par la distribution de Dirichlet pour chaque satellite [Car07].

$$q(\alpha_{t,i}/\alpha_{t-1,i}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t-1}^{(k)}, \theta) = \mathcal{D}((\theta + 1) \alpha'_{t-1,i}^{(k)}) \quad (3.24)$$

où $\alpha'_{t-1,i}^{(k)} = \frac{\theta}{\theta+1} \alpha_{t-1,i}^{(k)} + \frac{1}{\theta+1} \delta_{r_{t,i}^{(k)}}(s)$ pour $s \in 0, 1, 2$ les trois états possibles.

En effet, on peut écrire la densité d'importance optimale pour $\alpha_{t,i}$ d'après la règle de Bayes :

$$p(\alpha_{t,i}/\alpha_{t-1,i}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,i}^{(k)}, \theta) = \frac{Pr(\mathbf{r}_t^{(k)}/\alpha_t) p(\alpha_{t,i}/\alpha_{t-1,i}^{(k)}, \theta)}{Pr(\mathbf{r}_t^{(k)}/\alpha_t, \theta)} \quad (3.25)$$

On sait que :

$$\begin{aligned} Pr(\mathbf{r}_{t,i}^{(k)} = 0) &= \alpha_{t,i,0} \\ Pr(\mathbf{r}_{t,i}^{(k)} = 1) &= \alpha_{t,i,1} \\ Pr(\mathbf{r}_{t,i}^{(k)} = 2) &= 1 - (\alpha_{t,i,0} + \alpha_{t,i,1}) \end{aligned}$$

Donc $Pr(\mathbf{r}_t^{(k)}/\alpha_t)$ est une distribution multinomiale.

On fait l'hypothèse que $p(\alpha_{t,i}/\alpha_{t-1,i}^{(k)}, \theta) = \mathcal{D}(\theta \alpha_{t-1,i}^{(k)})$ Comme la distribution de Dirichlet est une distribution conjuguée pour la loi multinomiale, la distribution de l'équation (3.25) est aussi une distribution de Dirichlet $\mathcal{D}((\theta + 1) \alpha'_{t-1,i}^{(k)})$ où $\alpha'_{t-1,i}^{(k)} = \frac{\theta}{\theta+1} \alpha_{t-1,i}^{(k)} + \frac{1}{\theta+1} \delta_{r_{t,i}^{(k)}}(s)$.

Dans l'équation (3.21), on a : $\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k)} = f(\mathbf{x}_{t-1}^{(k)})$. De plus, $\sigma_{t,i,s}^2$ est la matrice de covariance égale à :

$$\sigma_{t,i,s}^2 = H_{t,i}^{(k)} Q_{t-1}^{(k)} H_{t,i}^{(k)T} + R_{t,i,s}^{(k)}$$

où $R_{t,i,s}^{(k)}$ est la matrice de covariance des erreurs $\mathbf{w}_{t,i,s}$ liées au satellite i et à l'état de réception s , $Q_{t-1}^{(k)}$ est la matrice de covariance du bruit de l'état du système \mathbf{v}_{t-1} . $H_{t,i}^{(k)}$ est la matrice jacobienne de la fonction h_t égale à :

$$H_{t,i}^{(k)} = \frac{\partial h_{t,i}}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}_{t|t-1}^{(k)}}$$

Dans l'équation(3.22), les matrices $(h_j(\dots))_s$ et $\sigma_{j,s}^2{}^{(k)}$ sont définies ci-haut mais sont liées à la composante gaussienne j issue de la décomposition de l'erreur d'observation en mélange de gaussienne.

Nous montrons ci-dessous l'algorithme 4 de filtrage particulaire pour l'estimation de la position. Cette algorithme ressemble à l'algorithme 3. Nous y ajoutons les estimations de l'état de réception $\mathbf{r}_{t,i}$ des satellites.

Pour simuler le vecteur état du système, nous avons utilisé une approximation par un filtre EKF :

$$p(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,i}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,i}) \approx \mathcal{N}(\mathbf{x}_t; \hat{x}_t^{(k)}, \sigma_t^2{}^{(k)}). \quad (3.26)$$

Avec $\hat{x}_t^{(k)}$ et $\sigma_t^2{}^{(k)}$ obtenus par un pas de filtre EKF.

Les distributions de probabilités utilisées pour échantillonner les particules sont celles des équations (3.17), (3.18) et (3.19). L'état de réception est estimé par un maximum a posteriori (MAP).

Des simulations ont été réalisées pour tester et vérifier les performances de l'algorithme. L'algorithme étant sensible à la variation de la valeur de θ , celle-ci a été fixé à 20 de façon empirique.

3.4.4 Simulations

Sur le même trajet que précédemment, les vrais états de réception sont comparés aux états estimés à l'aide de l'algorithme développé. Ces états réels sont obtenus par simulation sur Ergospace[®] en utilisant les mêmes paramètres (trajet et dates) que lors des mesures sur terrain. Les résultats de l'algorithme du filtre particulaire JMS/PF (b) avec estimation de l'état de réception sont comparés aux résultats des filtrages particulaires utilisant une chaîne de Markov JMS/PF (a) préalablement obtenue par simulation.

Les figures 3.10 et 3.11 montrent l'estimation des erreurs le long du trajet de la ligne de bus. L'algorithme donne des résultats relativement comparables à ceux de l'algorithme sans estimation de l'état de réception. L'agrandissement de la figure 3.10 fait apparaître une différence d'erreur entre les deux algorithmes. Cette différence correspond à la fausse détection de l'état de réception pour 3 des 5 satellites reçus à cet instant.

Le tableau 3.2 montre les performances du filtre particulaire par rapport aux autres techniques, ici avec 100 particules utilisées. Bien que la précision de l'algorithme JMS/PF (b) soit légèrement inférieure à celle de JMS/PF (a), l'estimation de l'état de réception

Algorithme 4 Algorithme de filtrage particulaire pour l'estimation de la position avec estimation des états de réception des satellites

Initialisation

pour $k = 1, \dots, K$, (K : nombre de particules) **faire**

Echantillonner $\mathbf{x}_0^{(k)} \sim p_0(\mathbf{x}_0)$

Echantillonner $\alpha_{0,i}^{(k)} \sim p_0(\alpha_{0,i})$

Initialiser les poids des particules : $w_0^k \leftarrow \frac{1}{K}$

fin pour

Itération

pour $t = 1, 2, \dots$ **faire**

Relever N_t (nombre de satellites reçus à l'instant t)

pour $k = 1, \dots, K$, **faire**

pour le satellite $i = 1, \dots, N_t$ **faire**

$$\tilde{\mathbf{r}}_{t,i}^{(k)} \sim q(\mathbf{r}_{t,i}/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \alpha_{t-1,i}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,i}) \quad (3.21), (3.22)$$

$$\tilde{\alpha}_{t,i}^{(k)} \sim q(\alpha_{t,i}/\alpha_{t-1,i}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t-1,i}^{(k)}, \theta) \quad (3.24)$$

fin pour

$$\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)} \sim q(\mathbf{x}_t/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,1:N_t}) \quad (3.26)$$

mettre à jour les poids

$$\tilde{w}_t^{(k)} \propto w_{t-1}^{(k)} \frac{p(\mathbf{y}_{t,1:N_t}/\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t}^{(k)}) p(\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}) p(\mathbf{r}_{t,1:N_t}^{(k)}/\alpha_{t,1:N_t}^{(k)}) p(\alpha_{t,1:N_t}^{(k)}/\alpha_{t-1,1:N_t}^{(k)})}{q(\tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,1:N_t}) q(\tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t}^{(k)}/\mathbf{x}_{t-1}^{(k)}, \alpha_{t-1,1:N_t}^{(k)}, \mathbf{y}_{t,1:N_t}) q(\tilde{\alpha}_{t,1:N_t}^{(k)}/\alpha_{t-1,1:N_t}^{(k)}, \tilde{\mathbf{r}}_{t-1,1:N_t}^{(k)}, \theta)}$$

normaliser les poids $\tilde{w}_t^{(k)} = \tilde{w}_t^{(k)} / \sum_{k=1}^K \tilde{w}_t^{(k)}$

$$\mathbf{x}_t = \sum_{k=1}^K w_{t-1}^{(k)} \cdot \tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}$$

estimation de $\tilde{\mathbf{r}}_{t,i}$ par maximum a posteriori

fin pour

Rééchantillonnage

$$\text{Evaluer } N_{eff} = \frac{1}{K \sum_{k=1}^K (\tilde{w}_t^{(k)})^2}$$

Le seuil N_{seuil} est comparé à N_{eff} .

Le rééchantillonnage est exécuté si $N_{eff} \leq N_{seuil}$,

les valeurs des poids sont ensuite réinitialisées $w_t^{(k)} \leftarrow \frac{1}{K}$.

Mise à jour des particules

$$\mathbf{x}_t^{(k)} \leftarrow \tilde{\mathbf{x}}_t^{(k)}$$

$$\mathbf{r}_{t,1:N_t}^{(k)} \leftarrow \tilde{\mathbf{r}}_{t,1:N_t}^{(k)}$$

$$\alpha_{t,1:N_t}^{(k)} \leftarrow \tilde{\alpha}_{t,1:N_t}^{(k)}$$

fin pour

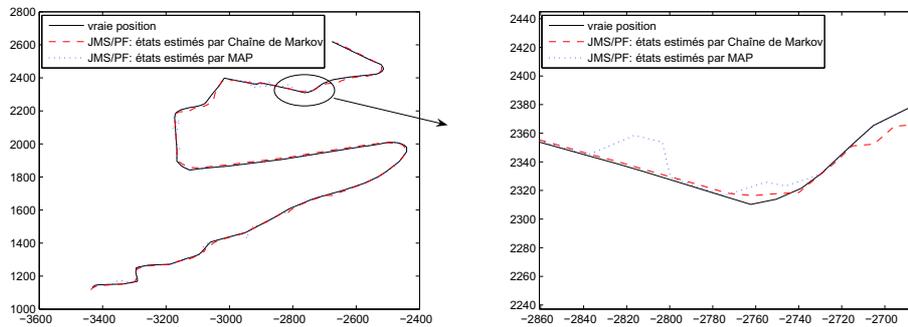


FIG. 3.10 – Positions estimées sur la ligne de bus de transport. (b) est un agrandissement de la figure (a)

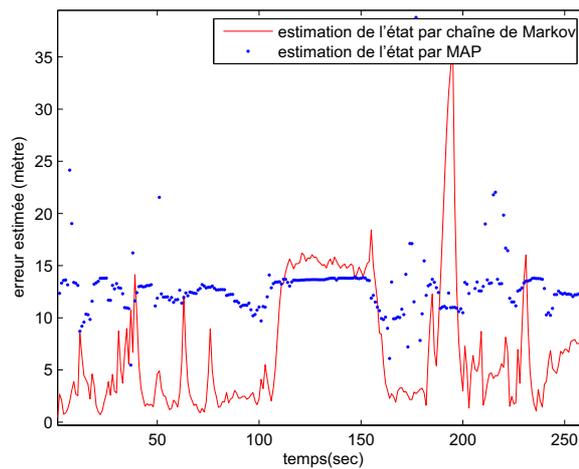


FIG. 3.11 – Comparaison de l'estimation des erreurs par les algorithmes de filtrage particulaire avec estimation de l'état de réception par chaîne de Markov et par MAP

	Temps de calcul(sec)	Error moyenne(m)	Variance de l'erreur
PF	162.99	57.7	2165.7
JMS/PF (a)	162.32	13.3	255.4
JMS/PF (b)	362.6	18.6	972.8

TAB. 3.2 – Comparaison de l'algorithme JMS/PF(b)(état de réception estimé par MAP) avec l'algorithme JMS/PF(a) (état de réception par chaîne de Markov) et le filtre particulaire

permet d'avoir des performances supérieures aux algorithmes de Kalman, Kalman étendu ou du filtre particulaire en dépit du temps actuel de traitement élevé.

Une comparaison est réalisée entre l'état de réception réel et l'état de réception estimé à l'aide de l'algorithme développé en utilisant la méthode de maximum a posteriori (MAP). Pour un satellite qui est reçu soit en direct soit en alterné pendant la durée de la simulation, le taux de bonne détection est de 87.5% pour 200 mesures considérées le long du trajet en simulation.

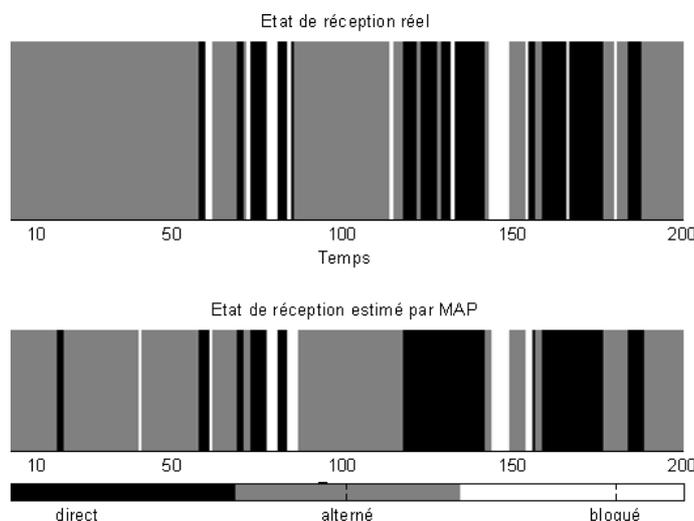


FIG. 3.12 – Comparaison de l'état réel et de l'état estimé par maximum a posteriori

bloqué	direct	alterné	Global
83.8%	90.7%	89.2%	87.5%

TAB. 3.3 – Taux d'estimation des états de réception pour chaque cas par la méthode MAP

3.5 Conclusion

Ce chapitre a présenté une méthode de filtrage des signaux satellites avec une solution permettant d'estimer avec une bonne précision la position d'un mobile naviguant dans un milieu urbain. Le chapitre a montré également la possibilité d'estimer les états de réception des satellites en même temps que la position. Un nouveau modèle d'observation est aussi proposé pour tenir compte des erreurs sur la pseudodistance suivant l'état de réception du satellite correspondant. En cas de réception directe (LOS) une simple distribution gaussienne est utilisée pour caractériser les erreurs. Pour un trajet alterné (NLOS), les erreurs sont modélisées avec un modèle à mélange de gaussiennes. Le processus de filtrage

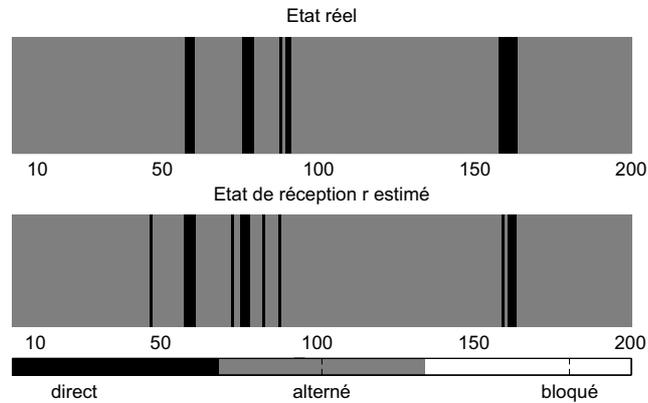


FIG. 3.13 – Comparaison de l'état réel et de l'état estimé par MAP pour un satellite n'ayant que deux états de réception : direct et alterné

inclut une nouvelle variable discrète représentant l'état de réception. Une distribution de Dirichlet a été employée pour l'estimation des distributions de probabilité de la variable. Ce chapitre a montré ainsi un filtre particulier pour modèles d'observation multiples (trois dans notre cas) en fonction de l'état de réception des satellites.

L'inconvénient de la méthode est aujourd'hui le temps de traitement qui reste élevé.

Chapitre 4

Mise en œuvre et validation sur données réelles

Sommaire

4.1	Introduction	95
4.2	Le contexte d’acquisition des mesures	96
4.3	Modélisation des erreurs de pseudodistances	99
4.4	Précision de localisation	102
4.4.1	Analyse des performances du filtre JMS/PF	102
4.4.2	Influence du nombre de gaussiennes	104
4.4.3	Effet du nombre de particules	104
4.5	Conclusion	106

4.1 Introduction

Le chapitre 2 a mis en évidence une nouvelle caractérisation des erreurs sur les pseudodistances. Il a permis de montrer que le bruit de mesure de pseudodistance dépend du milieu de navigation. Dans le chapitre 3, une distinction des erreurs de mesure suivant les états de réception des satellites a permis de modifier le processus de calcul de la position. Après une phase de développement en simulation, les algorithmes développés ont été testés sur des mesures réalisées dans des conditions réelles de navigation en milieu urbain. Cette étape est importante pour étudier le comportement et valider les modèles de bruit de mesure et le modèle de filtrage proposés.

Les conditions de simulation sont parfois différentes de la réalité de l’environnement de navigation. Le modèle 3D utilisé pour les simulations n’inclut pas tous les paramètres

du milieu considéré. Celui-ci peut parfois contenir des caractéristiques ou événements aléatoires difficiles à modéliser. Les conditions du milieu qui ne sont pas prises en compte par le modèle de simulation sont notamment :

- les mouvements d’obstacles non modélisés en particulier les piétons et les voitures passant à proximité de l’antenne du récepteur. Cette situation peut occasionner une interruption ou réflexion du signal.
- les pannes éventuelles des satellites au moment de la mesure.

Ce chapitre reprend des éléments des chapitres 2 et 3 et vise à appliquer et comparer les résultats de simulation sur des données réelles. Ces données ont été relevées lors d’une navigation dans un milieu urbain.

4.2 Le contexte d’acquisition des mesures

L’acquisition des mesures a été réalisée dans le cadre du projet ANGO, financé par le PREDIT et piloté par Veolia Transport, dans lequel l’INRETS est partenaire. Le projet a débuté en février 2006 pour une durée de 3 ans. ANGO porte sur les nouveaux développements de bus à guidage immatériel. Les travaux concernent à la fois l’amélioration du guidage optique (amélioration de l’accessibilité UFR, diminution des largeurs d’emprise, compatibilité avec des bordures de trottoir d’un type particulier qui pourraient être installées dans certaines zones) et l’adjonction d’un pilotage longitudinal (contrôle de la vitesse). Dans ce projet, le LEOST a été impliqué dans la tâche localisation, dont la fonction sera de fournir au système une localisation précise (inférieure à 5 mètres, voire 3 si possible) sur laquelle s’appuieront les applications citées précédemment.

Le laboratoire LIVIC de l’INRETS, partenaire du projet, ayant réalisé une cartographie précise, en 3D, de la ligne de bus, nous avons bénéficié d’une trajectoire de référence pour évaluer la précision de nos acquisitions. En pratique, ces références sont rarement disponibles sauf sur pistes d’essais. Cette référence nous a permis de réaliser et d’exploiter des mesures GPS effectuées en dynamique sur le site d’exploitation montré à la figure 4.2, à Rouen. Le récepteur a été installé sur le toit du camion laboratoire de l’INRETS. Contrairement aux premiers résultats présentés dans le chapitre 2 en statique, les acquisitions ont été réalisées de façon dynamique, en suivant un bus en opération, effectuant donc les mêmes arrêts et circulant à vitesse d’exploitation.

Nous avons ainsi étudié les performances du système de localisation choisi (GPS) en environnement réel. La figure 4.1 montre la position des satellites par rapport au point de départ de l’expérimentation et leurs mouvements au cours des mesures. Les acquisitions

ont duré 29 min 54 sec pour un trajet de 8,23 km.

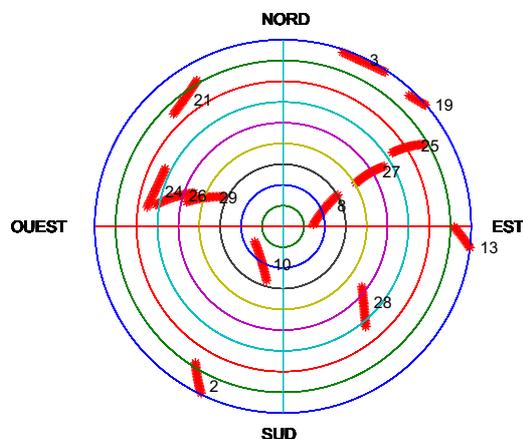


FIG. 4.1 – Situation et mouvement des satellites visibles pendant la mesure

Le bus traverse la ville de Rouen d'Est en Ouest, d'où le nom de sa ligne : TEOR (Transport Est-Ouest Rouennais). Il offre un panel d'environnements de réception assez varié et complet. La figure 4.2 illustre le trajet. De droite à gauche, on traverse ainsi : une zone hospitalière, une zone urbaine, un passage boisé le long de la Seine, une aire commerciale composée de bâtiments relativement peu élevés, une zone dégagée, boisée, et enfin une zone universitaire de caractéristiques d'élévation équivalents à la zone commerciale.

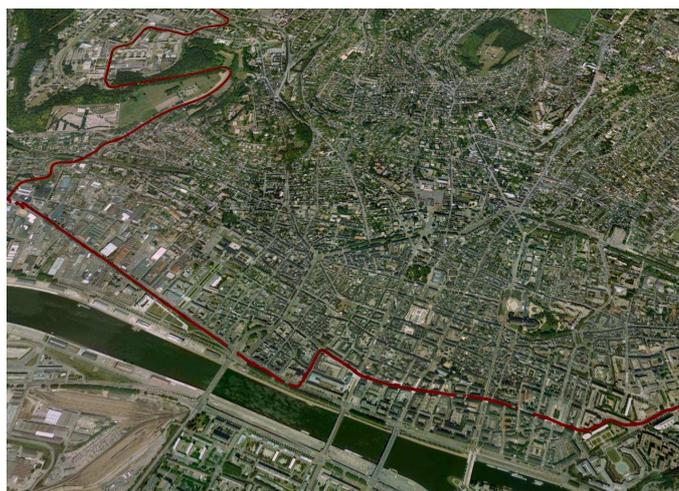


FIG. 4.2 – Trajectoire de test : ligne de bus TEOR dans la ville de Rouen

Comme le présente la figure 4.3, l'impact du masquage sur le positionnement par GPS est tout de suite visible : des zones d'indisponibilité succèdent à des imprécisions relativement importantes.

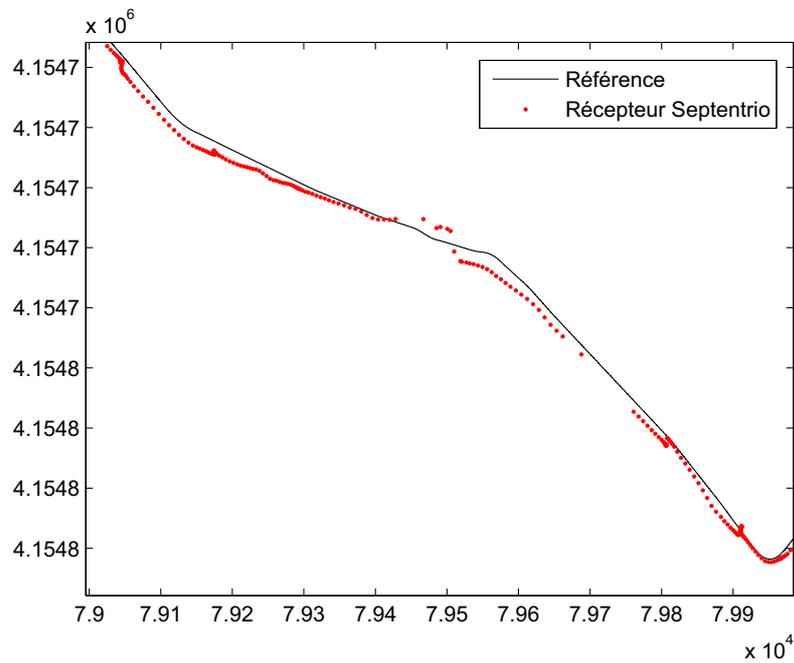


FIG. 4.3 – Positions calculées en zone urbaine par rapport à la trajectoire de référence

Pour l'illustrer, nous représentons sur la figure 4.4 une zone de mesure sur une vue aérienne de la trajectoire.



FIG. 4.4 – Points caractéristiques d'erreurs de multitrajets

Dans la suite de ce chapitre, la partie qui nous intéressera particulièrement est la zone la plus masquée du trajet : la zone urbaine.

4.3 Modélisation des erreurs de pseudodistances

Nous avons montré que les obstacles de l'environnement modifient les conditions de réception des signaux GNSS. Nous avons également précisé qu'un modèle gaussien n'est pas adapté pour les erreurs de pseudodistance enregistrées en milieu masqué. Nous avons donc proposé une nouvelle modélisation des erreurs qui dépend de l'état de réception de chaque satellite. Cette modélisation a été initiée dans le chapitre 2 sur des données de simulation. Ce paragraphe se consacre à l'application du modèle d'erreur proposé sur des données mesurées sur terrain. En simulation, nous avons utilisé la différence entre le trajet direct et le trajet réfléchi pour calculer l'erreur de pseudodistance. Contrairement à un logiciel de lancer de rayon tel que Ergospace[®], les récepteurs GNSS n'ont pas la capacité de connaître exactement l'état de réception d'un satellite ni l'erreur de mesure causée par une réflexion ou diffraction sur des obstacles. Quelques informations sont cependant fournies, issues d'estimations ou du processus de filtrage :

- un signal réfléchi est atténué et son rapport signal sur bruit est donc plus faible [Via08a].
- une estimation de l'erreur de position est calculée par le récepteur à partir de données probabilistes considérant des paramètres tels que le SNR et le DOP.
- enfin, l'erreur de pseudodistance est fournie sous la forme de résidus. Le récepteur PolARx2 utilisé pour nos acquisitions calcule ce résidu comme la différence entre les pseudodistances mesurées et les pseudodistances calculées après avoir estimé la position.

Pour calculer les distributions ci-dessous, nous avons utilisé les résidus fournis par notre récepteur. La distribution des erreurs de pseudodistance de chaque satellite est obtenue en considérant les résidus sur tout le trajet.

Les distributions des erreurs de pseudodistances sont différentes pour chaque satellite reçu et selon la plage de temps de mesure. La figure 4.5 donne deux exemples de distributions pour les satellites numérotés 27 et 8. Nous avons choisi ces deux satellites en fonction de leur position au cours de la mesure. En effet, leurs trajectoires combinées permettent de couvrir des exemples d'élévations de 18 à 60°. Le satellite 8 défile d'une élévation de 33° à 18° et le satellite 27 de 60° à 41° (voir la figure 4.1). Leur élévation diminue, allant progressivement vers la ligne d'horizon. Les satellites ayant de telles élévations sont en visibilité réduite ou très réduite suivant le tableau 1.2 du premier chapitre.

Les figures 4.6 et 4.7 représentent les décompositions en mélange de gaussiennes des distributions précédentes.

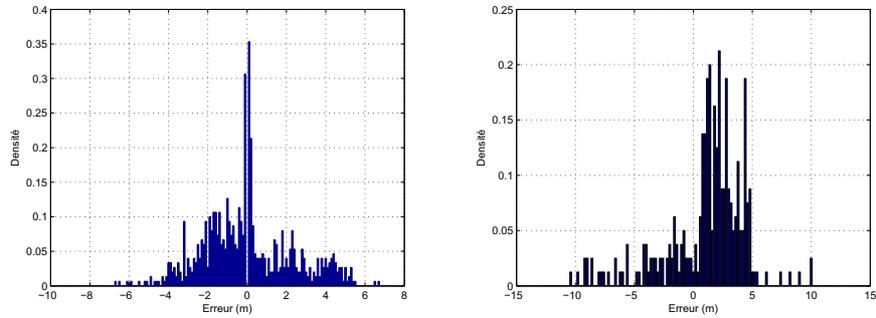


FIG. 4.5 – Distribution des erreurs pour les satellites 27 et 8

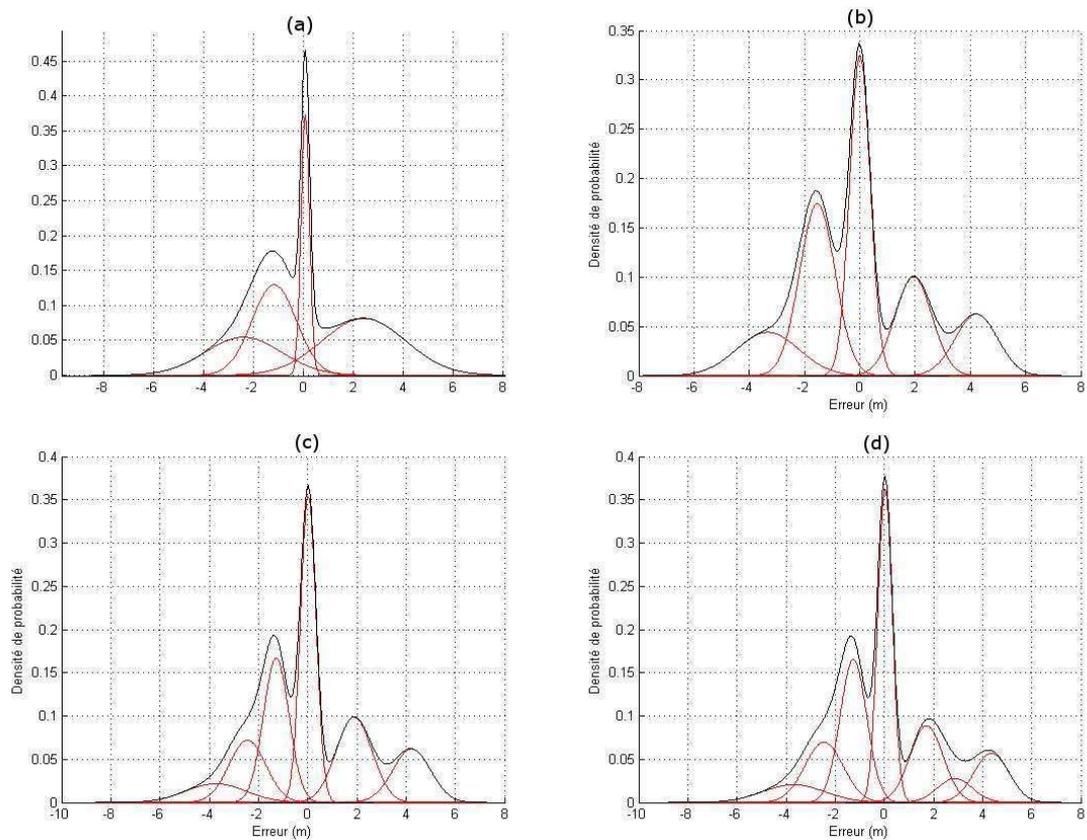


FIG. 4.6 – Variation des composantes gaussiennes pour le satellite 27. Nombre de gaussiennes (a) : 4, (b) : 5, (c) : 6, (d) : 7.

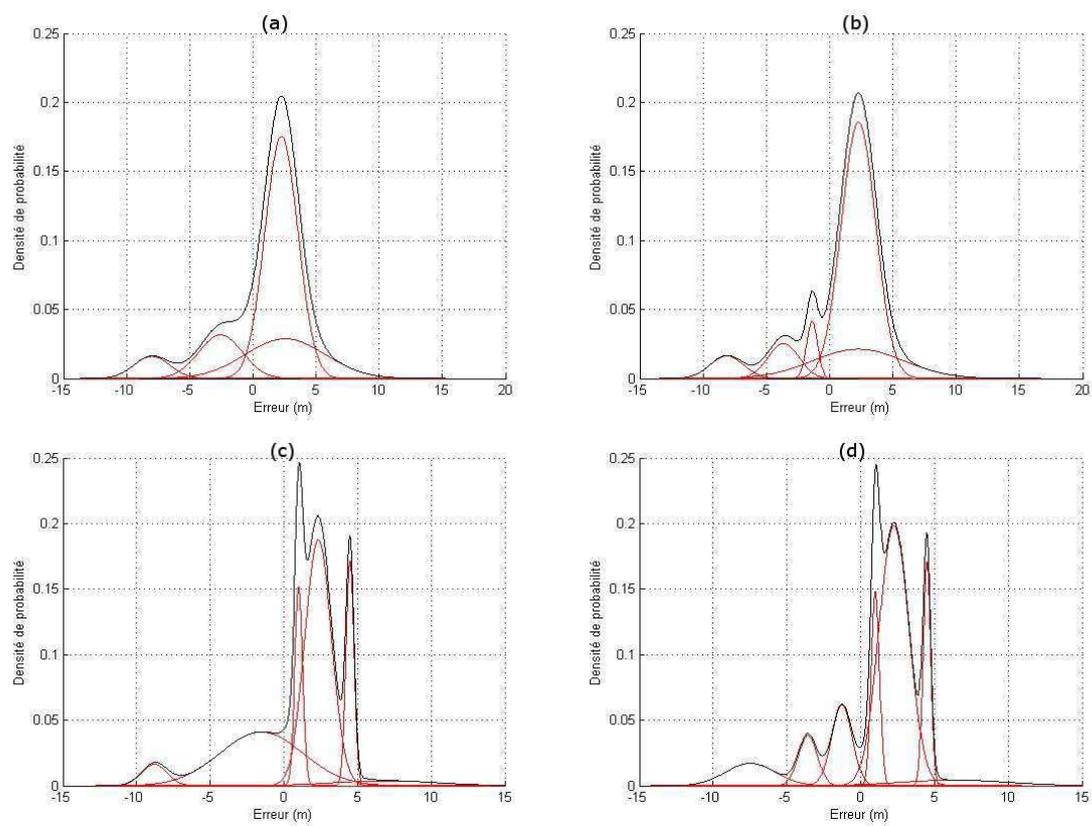


FIG. 4.7 – Variation des composantes gaussiennes pour le satellite 8. Nombre de gaussiennes (a) : 4, (b) : 5, (c) : 6, (d) : 7.

En comparant les distributions et les décompositions en mélange de gaussiennes, nous remarquons que la décomposition optimale n'est pas la même pour tous les satellites. En effet, la distribution du satellite 27 est approximée au plus près avec un mélange de Gaussiennes à 6 composantes alors que 7 composantes sont nécessaires pour le satellite 8.

La suite est une étude de l'impact de comparaison de cette modélisation sur la précision de localisation obtenue.

4.4 Précision de localisation

Les performances des systèmes de navigation par satellite sont évaluées par leur précision, leur intégrité et leur disponibilité. Dans ce travail, nous nous sommes intéressés à l'amélioration de la précision. Il convient de signaler que nous avons utilisé des mesures de pseudodistances brutes données par le récepteur Septentrio PolaRx2 utilisé. Dans cette section, le nombre de gaussiennes a été fixé à 4 pour la décomposition des erreurs de pseudodistance pour chaque satellite.

4.4.1 Analyse des performances du filtre JMS/PF

En appliquant l'algorithme 4 avec estimation des états de réception sur les données réelles, une comparaison des performances du filtre JMS/PF avec le filtre EKF a été réalisée. Egalement, ces estimations ont été comparées aux données de position fournies par le récepteur utilisé pour les mesures [Via08b]. La figure 4.8 illustre ces comparaisons.

Les mesures utilisées pour tester notre algorithme sont plus bruitées que celles employées par le récepteur. L'objectif de ce travail étant d'utiliser au mieux toutes les données de pseudodistances, aucune mesure n'est exclue du calcul de la position. Le seul traitement appliqué aux données brutes utilisées pour tester l'algorithme, est la correction par des modèles atmosphériques classiques [Kap96]. Le récepteur quant à lui, réalise quelques traitements supplémentaires sur les pseudodistances avant de calculer la position. Premièrement, les corrections d'erreurs atmosphériques sont plus précises grâce aux données de corrections EGNOS. Ensuite, le récepteur fixe des seuils de mesure sur le DOP, le SNR ou encore l'élévation des satellites. Le dépassement de ces seuils pourra soit entraîner une indisponibilité de la position, soit une exclusion de pseudodistance. Enfin, le récepteur applique l'algorithme RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitor) [Stu90]. Cet algorithme permet la détection de faute sur l'observation et exclure la pseudodistance.

Le tableau 4.1 montre l'erreur moyenne sur la position obtenue en sortie du récepteur ou en sortie de deux algorithmes (EKF et notre algorithme JMS/PF). Le récepteur PolaRx2

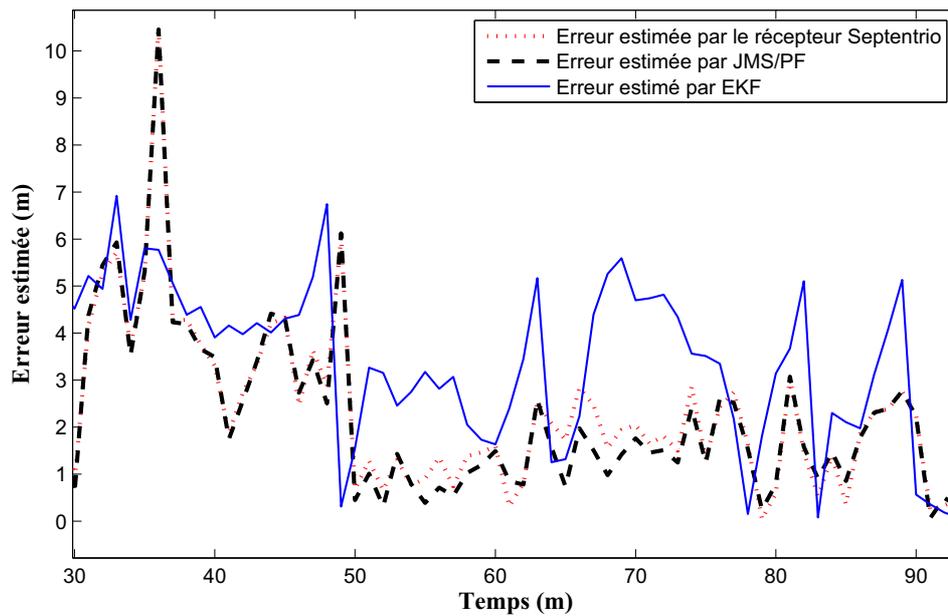


FIG. 4.8 – Comparaison des erreurs de position pour le EKF, JMS/PF et le récepteur PolaRx2

	EKF	PolaRx2	JMS/PF
Erreur moyenne(m)	6,92	6,66	6,62

TAB. 4.1 – Tableau comparatif des erreurs

utilise a priori un filtrage de Kalman assez simple. Cependant, on observe une précision plus faible avec l'EKF qu'avec la position affichée par le récepteur. Ceci est l'illustration de ce que nous avons expliqué ci-dessus. La comparaison de l'EKF et notre algorithme JMS/PF est donc plus pertinente parce qu'utilisant les mêmes données brutes. L'algorithme JMS/PF est plus précis et donne une estimation quasi identique à celle fournie par le récepteur PolARx2 bien que celui-ci utilise des mesures non brutes.

4.4.2 Influence du nombre de gaussiennes

L'algorithme 3 du chapitre 3 a été utilisé pour estimer la position. En utilisant le même nombre de composantes pour tous les satellites, nous avons comparé l'erreur sur la position estimée. Le tableau 4.2 donne les valeurs de la moyenne et de la variance de l'erreur pour des valeurs différentes du nombre J de composantes gaussiennes utilisé.

Nombre de gaussiennes	Erreur moyenne(m)	Variance de l'erreur
4	6,52	11,62
5	6,28	12,20
6	6,43	19,18
7	6,95	26,02

TAB. 4.2 – Variation des paramètres d'erreur en fonction du nombre de composantes gaussiennes

D'après le tableau, 5 composantes de gaussiennes donnent la plus petite erreur moyenne. Comme précisé, les résultats présentés ici utilisent pour tous les satellites reçus, un même nombre J de composantes gaussiennes.

4.4.3 Effet du nombre de particules

Les méthodes séquentielles de Monte-Carlo nécessitent un temps relativement élevé de calcul à cause du nombre d'opérations à réaliser. Le temps de calcul est lié au nombre de particules utilisé. Plus le nombre de particules augmente, plus le temps de calcul est élevé.

Le tableau 4.3 et la figure 4.9 récapitule les valeurs des paramètres de l'estimation de la position. Cette estimation est réalisée en utilisant 5 composantes gaussiennes comme modèle d'erreurs de pseudodistance pour le trajet alterné.

La figure 4.10 montre les estimations de position pour une ligne droite (à gauche) et pour une trajectoire en ligne courbe.

Nombre de particules	Erreur moyenne(m)	Variance de l'erreur	Temps de calcul(sec)
10	6,40	69,09	3,05
100	6,33	64,19	25,11
500	6,27	63,70	122,68

TAB. 4.3 – Variation des paramètres d'erreur et du temps de calcul par rapport au nombre de particules utilisé dans l'algorithme JMS/PF

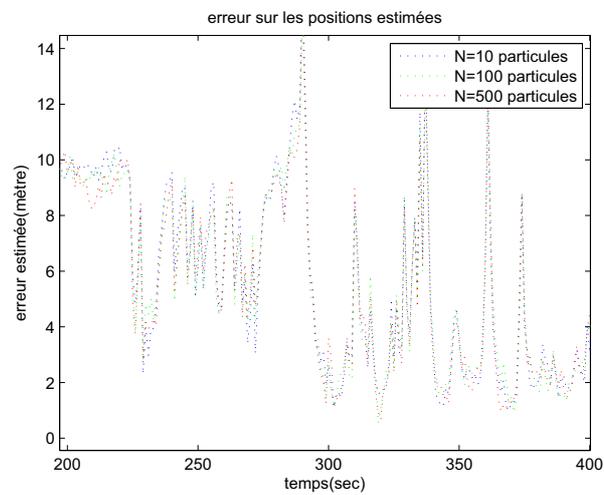


FIG. 4.9 – Erreur d'estimation de la position suivant le nombre de particules 10, 100 et 500

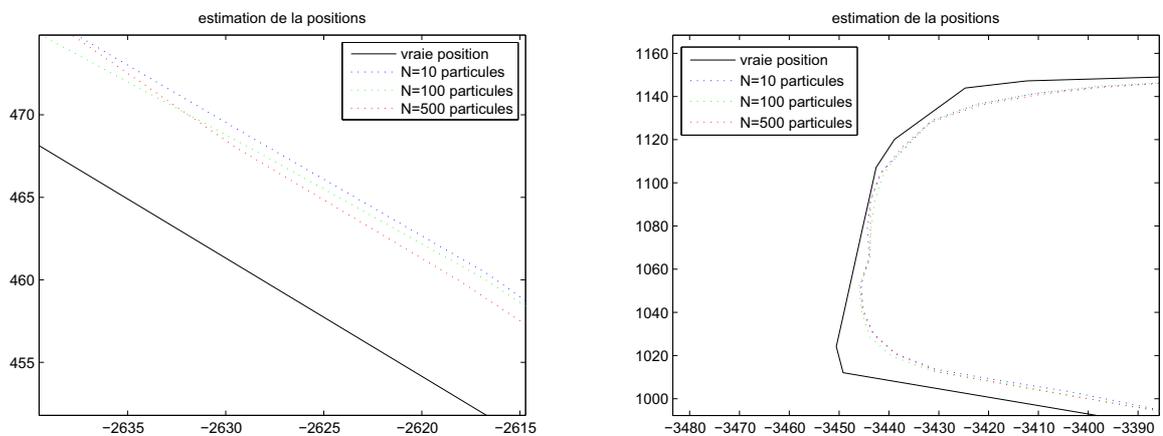


FIG. 4.10 – Estimation en ligne droite et en courbe

La précision en ligne courbe dépend de l'équation f utilisée pour l'évolution du système. Dans notre algorithme, nous avons supposé que l'équation est linéaire pour les raisons énoncées au chapitre 3. Elle est approximée, comme le montre l'équation (3.3), par :

$$\mathbf{x}_t = \mathbf{x}_{t-1} + \frac{\delta \mathbf{x}}{\delta t} dt + \mathbf{v}_{t-1}$$

Cette approximation n'est pas adaptée en ligne courbe. La précision en ligne courbe peut donc être améliorée en utilisant une approximation non linéaire faisant intervenir l'angle de courbure.

4.5 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons montré le comportement des algorithmes développés dans les chapitres 2 et 3 sur les données de mesure en milieu urbain. Nous avons montré les lacunes qui existent pour un positionnement précis en milieu urbain. Les comparaisons faites ont montré que l'algorithme JMS/PF proposé donne des résultats meilleurs que l'algorithme EKF. Par rapport au récepteur PolaRx2, notre algorithme peut donner une position en absence du nombre d'observations nécessaires pour calculer la position. Néanmoins, le temps de calcul reste une contrainte à améliorer pour permettre un usage temps réel.

Conclusion

Grâce à leurs avantages par rapport aux autres techniques de localisation, l'utilisation des systèmes de positionnement par satellites est en plein développement. Bien que largement utilisés dans le domaine du transport, ces systèmes n'offrent pas une bonne précision lorsque le système de localisation est appliqué en milieu urbain. Pour pallier aux obstacles du milieu urbain, plusieurs méthodes sont étudiées, appliquées au traitement du signal satellitaire, aux techniques d'antennes ou hybridant d'autres capteurs au récepteur GNSS. L'une des pistes suivie est l'amélioration des techniques de filtrage des signaux.

Le filtre de Kalman est couramment appliqué comme filtrage dans les récepteurs. Cette technique est en théorie applicable pour les systèmes linéaires gaussiens. Dans notre application, l'équation de mesure du système de positionnement n'obéit pas à cette condition de linéarité. Les bruits de mesure ne sont pas non plus gaussiens pour des mesures de pseudodistance dans un environnement masqué tel que les canyons urbains.

Dans cette thèse, nous avons donc proposé une autre technique de filtrage des signaux. L'objectif de nos travaux est d'améliorer la précision sans ajouter de nouveaux capteurs et en ne s'appuyant que sur les signaux émis par les satellites. Nous nous inscrivons ainsi dans le choix d'un système faible coût et aussi simple que possible. Ce choix répond aux besoins exprimés par les opérateurs de transports responsables du déploiement d'équipements sur des flottes de véhicules conséquentes.

Le premier chapitre de ce mémoire présente une introduction aux systèmes de positionnement par satellites. Nous avons présenté les principes de fonctionnement des GNSS sur la base du système GPS. Le GPS est le seul aujourd'hui capable de fournir un service global mais les constellations en cours de développement et de déploiement offriront dans quelques années une variété de solutions beaucoup plus large. L'étude des conditions de réception en milieu urbain aborde l'impact des obstacles sur la propagation des signaux et sur l'estimation du temps de propagation de chacun des signaux reçus et utilisés pour le calcul. Ces retards dégradent les performances de la localisation et en particulier la précision. Les pseudo-distances sont en effet les observations du filtre statistique situé en fin

de la chaîne de traitement. Ce chapitre se termine par une introduction aux différentes techniques de filtrage statistique.

Le chapitre 2 reprend la problématique liée à l'estimation des pseudodistances. Nous avons montré que les signaux reçus en environnement urbain peuvent être reçus dans différents états : bloqué, direct ou après réflexion. Les retards causés impliquent que les erreurs sur les pseudodistances n'ont pas une distribution gaussienne pour les mesures des signaux réfléchis ou diffractés. En raison du caractère très local de ces phénomènes, le bruit de mesure des pseudodistances dépend directement du milieu de navigation. À l'aide des modèles de mélange de gaussiennes, nous avons suggéré une nouvelle caractérisation des erreurs sur les pseudodistances. Un modèle d'erreur est ainsi proposé pour chacun des états de réception des signaux.

Parmi les autres techniques de filtrage disponibles, les méthodes séquentielles de Monte Carlo, appelées filtres particulaires, sont mieux adaptées pour le filtrage des systèmes non-linéaires à bruit non gaussiens. Partant de ce constat, le chapitre 3 a montré la possibilité d'améliorer la précision dans un milieu masqué. En distinguant les modèles d'erreurs de mesure en fonction des états de réception des satellites, le calcul de la position s'est basé sur les modèles d'observation multiples. Le système à saut de Markov proposé estime les états de réception de chacun des satellites par une distribution de Dirichlet. Lorsque l'état direct est estimé, le modèle applique un bruit blanc Gaussien, tel que classiquement admis ; lorsque l'état est réfléchi une distribution à base de mélange de gaussiennes est appliquée dans le filtre particulaire.

Le chapitre 4 teste et valide les modèles de bruits et algorithmes résultant des chapitres 2 et 3 à l'aide de mesures réelles. Ces mesures ont été réalisées le long d'une ligne de bus, en positionnement dynamique, dans un environnement urbain. Nous expliquons les différences entre les résultats des algorithmes en simulation et sur données réelles. Les résultats obtenus sont satisfaisants. Nous avons montré qu'à partir des pseudodistances fournies par le récepteur, notre algorithme présente des précisions plus intéressantes que le filtre de Kalman étendu.

Perspectives

Les solutions proposées dans ce manuscrit peuvent être améliorées pour obtenir de meilleurs résultats en terme de précision de localisation. Pour certaines applications ferroviaires par exemple, il sera utile de distinguer deux voies de circulation parallèle et de descendre pour cela à une précision inférieure à deux mètres. Pour faire suite à nos travaux,

nous décrivons ici quelques perspectives.

Premièrement, il s'agira d'ajuster les distributions et la modélisation des erreurs pendant la durée de la localisation. Au cours de cette étude, nous avons utilisé des modélisations d'erreur fixées pour un environnement limité dans l'espace et dans le temps. Le choix du nombre de gaussiennes est fait d'une façon empirique. Un calcul automatique du nombre de composantes adéquat permettra de tenir compte de l'évolution spatiale et temporelle de la distribution de chaque satellite. Pour ce faire, l'utilisation des modèles de mélange de processus de Dirichlet semble être un choix judicieux. Les références [Dav07] et [Jac07] sont des repères sur lesquels nous pouvons nous appuyer. Ces pistes seront notamment étudiées dans le cadre de la thèse de Nicolas Viandier au laboratoire LEOST.

Les algorithmes de filtrage particulière ont en général un temps de traitement élevé. La conséquence directe est la difficulté d'utiliser ce type de filtrage pour des estimations en temps réel. L'amélioration du temps de traitement de ces techniques reste un défi majeur pour une utilisation du filtrage particulière dans un récepteur GNSS. A cet effet, Kwok et al. dans [Kwo04] donne une piste basée sur une représentation de la densité a posteriori comme un mélange d'échantillons.

Enfin, les éléments caractéristiques d'un système de navigation par satellite sont la précision, l'intégrité et la disponibilité. Ce travail a concerné l'amélioration de la précision en milieu urbain. Pour proposer de nouveaux services, il faudra, en plus de la précision, fournir une information relative à la confiance à accorder à la mesure. Cette information est donnée par la notion d'intégrité. Le LEOST a initié des recherches sur la qualification de l'intégrité de la position dans un environnement contraint, en particulier avec l'étude des algorithmes RAIM.

Dans la suite de ce travail, il conviendra d'utiliser les informations relatives à la modélisation des erreurs de propagation pour qualifier l'environnement de propagation et pour quantifier leur impact sur l'intégrité de la solution fournie. Ce sujet devrait faire l'objet de travaux d'une thèse appliquées au domaine ferroviaire.

Bibliographie

- [Ang08] D. Angelova et L. Mihaylova, *Extended Object Tracking Using Monte Carlo Methods*. Dans IEEE Transactions on Signal Processing, volume 56, pages : 825–832, 2008.
- [AR06] J. A. Avila-Rodriguez, S. Wallner et G. W. Hein, *MBOC : The New Optimized Spreading Modulation Recommended for Galileo E1 OS and GPS L1C*. Dans Proceedings of ESA Navitec 2006, Décembre 2006.
- [Arp03] C. Arpin, *Global Positioning System (GPS) errors & limitations for vehicle tracking*. Boomerang Tracking Inc, Canada, 2003.
- [Aru02] S. Arulampalam, S. Maskell, N. J. Gordon et T. Clapp, *A Tutorial on Particle Filters for On-line Non-linear/Non-Gaussian Bayesian Tracking*. Dans IEEE Transactions on Signal Processing, volume 50, n° 2, pages : 174–188, Février 2002.
- [Ber96] D. Bernstein et A. Kornhauser, *An introduction to map matching for personal navigation assistants*. Rapport technique, New Jersey TIDE Center, Août 1996, <http://www.njtide.org/reports/mapmatchintro.pdf>.
- [Ber06] M. Berbineau, E. Masson, M. Chennaoui et J. Marais, *Satellite channel modeling using a Ray-tracing Tool for train communication*. Dans Proceedings of 6th International Conference on ITS Telecommunications, pages : 452–456, Juin 2006.
- [Beu08] J. Beugin et J. Marais, *Application des principes de la sûreté de fonctionnement à l'évaluation du service de localisation par satellites dans le domaine ferroviaire*. Dans Revue Transport et Sécurité(RTS), , n° 99, Avril-Juin 2008.
- [Bot97] S. Botton, F. Duquenne, Y. Egels, M. Even et P. Willis, *GPS, localisation et navigation*. Editions Hermès, Paris, Janvier 1997.
- [Bra96a] M. S. Braasch, *GPS Multipath Model Validation*. Dans Proceedings of IEEE Position Location and Navigation Symposium (PLANS96), Avril 1996.

- [Bra96b] M. S. Braasch, *Multipath Effects*, volume 1. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, Washington, DC, 1996.
- [Bra97] M. S. Braasch, *Autocorrelation Sidelobe Considerations in the Characterization of Multipath Errors*. Dans IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, volume 33, n° 1, pages : 290–295, Janvier 1997.
- [Bru99] F. K. Brunner, H. Hartinger et L. Troyer, *GPS Signal Diffraction Modelling : The Stochastic SIGMA- Δ Model*. Dans Journal of Geodesy, volume 73, pages : 259–267, 1999.
- [BS01] Y. Bar-Shalom, X. R. Li et T. Kirubarajan, *Estimation with Applications to Tracking and Navigation*. John Wiley and sons, 2001.
- [Bét04] D. Bétaille, *Assessment and improvement of the capabilities of a window correlator to model GPS multipath phase errors*. Thèse de doctorat, University College London, London, UK, 2004.
- [Car97] H. Carvalho, P. D. Moral, A. Monin et G. Salut, *Optimal nonlinear filtering in GPS/INS integration*. Dans IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, volume 33, pages : 835–850, 1997.
- [Car99] J. Carpenter, P. Clifford et P. Fearnhead, *An improved particle filter for nonlinear problems*. Dans IEE proceedings on Radar, Sonar and Navigation, volume 146, pages : 2–7, Février 1999.
- [Car06] F. Caron, *Inférence bayésienne pour la détermination et la sélection de modèles stochastiques*. Thèse de doctorat, Ecole Centrale de Lille, 2006.
- [Car07] F. Caron, M. Davy, E. Duflos et P. Vanheeghe, *Particle Filtering for Multi-sensor Data Fusion With Switching Observation Models : Application to Land Vehicle Positioning*. Dans IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing, volume 55, n° 6 Part 1, pages : 2703–2719, 2007.
- [Che03] Z. Chen, *Bayesian filtering : from Kalman filters to particle filters, and beyond*. Rapport technique, Adaptive System Laboratory, Mac-Master University, 2003, http://www.math.u-bordeaux.fr/~simdelmoral/chen_bayesian.pdf.
- [Com98] C. Comp et P. Axelrad, *Adaptive SNR-Based Carrier Phase Multipath Mitigation Technique*. Dans IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, volume 34, n° 1, pages : 264–276, 1998.
- [Dal89] S. A. Dale, I. D. Kitching et P. Daly, *Position-Fixing Using the USSR's GLO-NASS C/A Code*. Dans IEEE Aerospace and Electronic Magazine, pages : 3–10, Février 1989.

-
- [Dav07] M. Davy et J.-Y. Tourneret, *Classification Bayésienne Supervisée par Processus de Dirichlet*. Dans GRETSI 2007, Septembre 2007.
- [Dem77] A. P. Dempster, N. M. Laird et D. B. Rubin, *Maximum Likelihood from Incomplete Data via the EM Algorithm*. Dans Journal of the Royal Statistical Society, volume 39, pages : 1–38, 1977.
- [Die92] A. V. Dierendonck, R. Fenton et T. Ford, *Theory and Performance of Narrow Correlator Spacing in a GPS Receiver*. Dans Proceedings of the Institute of Navigation National Technical Meeting, pages : 115–124, Janvier 1992.
- [Die96] A. J. V. Dierendonck, *GPS Receivers*, volume I. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, Washington, DC, 1996.
- [Dou00] A. Doucet, S. Godsill et C. Andrieu, *On sequential Monte Carlo sampling methods for Bayesian filtering*, volume 10, pages : 197–208. Springer, 2000.
- [Dou01] A. Doucet, N. de Freitas et N. Gordon, *Sequential Monte Carlo Methods in practice*. Springer, 2001, ISBN 0470041900.
- [Dra98] C. R. Drane et C. Rizos, *Positioning Systems in Intelligent Transportation Systems*. Artech House, 1998, ISBN 978-0890065365.
- [Dri05] H. Driessen et Y. Boers, *Efficient particle filter for jump Markov nonlinear systems*. Dans IEE Proceedings on Radar Sonar Navigation, volume 152, n° 5, Octobre 2005.
- [Erc06] R. Ercek, P. D. Doncker et F. Grenez, *NLOS-Multipath Effects on Pseudo-Range Estimation in Urban Canyons for GNSS Applications*. Dans European Conference on Antennas and Propagation (Eucap 2006), Novembre 2006.
- [Erg05] *Manuel technique*. Rapport technique, Ergospace, 2005, <http://www.ergospace.fr/>.
- [Far98] J. Farrel et M. Barth, *The Global Positioning System and Inertial Navigation*. New York : McGraw-Hill, 1998.
- [Fos98] G. J. Foschini et M. J. Gans, *On limits of wireless communications in a fading environment when using multiple antennas*. Dans Wireless Personal Communication, volume 6, n° 3, pages : 311–335, 1998.
- [Fox03] D. Fox, J. Hightower, L. Liao, D. Schulz et G. Borriello, *Bayesian filtering for location estimation*. Dans IEEE Pervasive Computing, volume 2, n° 3, pages : 24–33, 2003.
- [Gal03] *Galilei Project, Galileo Design Consolidation*. Rapport technique, European Commission, 2003, <http://www.esa.int/esaNA/galileo.html>.

- [Gau00] J.-M. Gaudin, *Conception d'un système hybride GPS-Estime pour la localisation en condition de visibilité satellitaire réduite*. Thèse de doctorat, Université de Montpellier II, 2000.
- [Gha94] Z. Ghahramani et M. I. Jordan, *Learning from incomplete data*. Rapport technique, MIT Computer Science and Artificial Intelligence Laboratory, 1994.
- [Gir05] A. Giremus, *Apports des techniques de filtrage non linéaire pour la navigation avec les systèmes de navigation inertiels et le GPS*. Thèse de doctorat, Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace, 2005.
- [Glo02] *GLONASS Interface Control Document*. Rapport technique, Coordination scientific information center, Moscou, 2002, version 5.0, <http://www.glonass-ianc.rsa.ru>.
- [God05] B. Godefroy et P. Sayerse, *Positioning enhancement through GNSS signal propagation predictions in deep urban canyons*. Dans Proceedings of ENC-GNSS, 2005.
- [Gps96] *NAVSTAR GPS User Equipment Introduction*. Rapport technique, Navigation Center, United States Coast Guard, Septembre 1996, public release version, <http://www.navcen.uscg.gov>.
- [Gps08] *Global Positioning System, Standard Positioning Service Performance Standard*. Rapport technique, 2008, <http://www.navcen.uscg.gov/GPS/geninfo/2008SPSPPerformanceStandardFINAL.pdf>.
- [Gre93] M. S. Grewal et A. P. Andrews, *Kalman Filtering Theory and Practice*. Prentice Hall, NJ USA, 1993.
- [Gre00] M. S. Grewal, L. R. Weill et A. P. Andrews, *Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration*. Wiley-Interscience, Décembre 2000, ISBN 0470041900.
- [Guo02] F. Guo, Y. Ji et G. Hu, *Methods for Improving the Accuracy and Reliability of Vehicle-borne GPS Intelligence Navigation*. Dans International Conference of Geoinformatics, mai 2002.
- [Gus02] F. Gustafsson, N. Bergman, U. Forssell, J. Jansson, R. Karlsson et P. Nordlund, *Particle filters for positioning, navigation, and tracking*. Dans IEEE Transactions on Signal Processing, volume 50, pages : 425–435, Février 2002.
- [Hag73] L. Hagerman, *Effects of Multipath on Coherent and Non-Coherent Ranging Receivers*. Rapport technique, The Aerospace Corporation Report No. TOR-0073 (3020-03)-3, Mai 1973.

-
- [Han01] B. M. Hannah, *Modelling and Simulation of GPS Multipath Propagation*. Thèse de doctorat, Queensland University of Technology, Queensland, Australia, 2001.
- [Hon07] S. Hongwei, L. Zhigang et P. Feng, *Development of Satellite Navigation in China*. Dans IEEE International Frequency Control Symposium, pages : 297–300, juin 2007.
- [Hue05] J. Huerta et J. Vidal, *Mobile tracking using UKF, time measures and LOS-NLOS expert knowledge*. Dans Proceedings of IEEE International Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing, ICASSP, volume 4, pages : 18–23, Mars 2005.
- [Hun98] P. S. Hung et T. C. Su, *Map-Matching Algorithm of GPS Vehicle Navigation System*. Dans 11th Asian Conference on Remote Sensing, 1998.
- [Ioa02] R. Ioannides et H. Strangeways, *Improved ionospheric correction for dual frequency GPS*. Dans Proceedings of 26th general Assembly of URSI, 2002.
- [Irs03] M. Irsigler et B. Eissfeller, *Comparison of multipath mitigation techniques with consideration of future signal structures*. Dans Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the ION, pages : 2582–2594, Septembre 2003.
- [Iss04] J.-L. Issler, *Présentation du système GALILEO*. Département RadioNavigation, CNES, 2004.
- [Jac93] O. L. R. Jacobs, *Introduction to Control Theory*. Oxford University Press, New York, 1993.
- [Jac07] E. Jackson, M. Davy, A. Doucet et W. Fitzgerald, *Bayesian Unsupervised Signal Classification By Dirichlet Process Mixtures of Gaussian Processes*. Dans IEEE ICASSP 2007, Avril 2007.
- [Jou05] D. Jourdan, J. D. Jr., M. Win et N. Roy, *Monte Carlo localization in dense multipath environments using UWB ranging*. Dans IEEE International Conference on Ultra-Wideband, pages : 314–319, Septembre 2005.
- [Jul97] S. J. Julier et J. K. Uhlmann, *A New Extension of the Kalman Filter to Nonlinear Systems*. Dans The 11th Int symp on Aerospace/Defense Sensing, Simulation and Control, 1997.
- [Kal60] R. E. Kalman, *A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems*. Dans Transactions of the ASME–Journal of Basic Engineering, volume 82, n° Series D, pages : 35–45, 1960.
- [Kap96] E. Kaplan, *Understanding GPS : Principles & Applications*. Artech House Publishers, Boston, London, 1996.

-
- [Kar97] Y. Karasawa, K. Kimura et K. Minamisono, *Analysis of availability improvement in LMSS by means of satellite diversity based on three-state propagation channel model*. Dans IEEE Transactions on Vehicular Technology, volume 46, n° 4, pages : 1047–1056, Novembre 1997.
- [Kit96] G. Kitagawa, *Monte Carlo filter and smoother for non-Gaussian nonlinear state space models*. Dans Journal of Computational and Graphical Statistics, volume 5, n° 1, pages : 1–25, 1996.
- [Kwo04] C. Kwok, D. Fox et M. Meil, *Real-time particle filters*. Dans Proceedings of the IEEE, Special Issue on Sequential State Estimation, volume 92, n° 2, 2004.
- [Lac96] G. Lachapelle, A. Bruton, J. Henriksen, M. Cannon et C. McMillan, *Evaluation of High Performance Multipath Reduction Technologies for Precise DGPS Shipborne Positioning*. Dans The Hydrographic Journal, volume 82, pages : 11–17, Octobre 1996.
- [Lan99] R. B. Langley, *Dilution of precision*. Dans GPS World, volume 10, n° 5, pages : 52–59, 1999.
- [Leh05] A. Lehner et A. Steingass, *A novel channel model for land mobile satellite navigation*. Dans Proceedings of ION GNSS 2004, Septembre 2005.
- [Lia07] X. Lianxia, Q. Liu, M. Li et Z. Liu, *Map Matching Algorithm and Its Application*. Dans International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering, Octobre 2007.
- [Liu98] J. S. Liu et R. Chen, *Sequential Monte Carlo methods for dynamic systems*. Dans Journal of the American Statistical Association, volume 93, n° 443, pages : 1032–1044, Septembre 1998.
- [Mal02] M. Malicorne, M. Bouquet, V. Chalmettes et C. Marabou, *Effects of masking angle and multipath on GALILEO performances in different environments*. Dans Proceedings of 8th St Petersburg International Conference on Integrated Navigation systems, 2002.
- [Mar02] J. Marais, *Localisation de Mobiles terrestres par satellites. Mises en oeuvre d'outils permettant l'analyse de l'influence des conditions de propagation et des effets de masques sur la disponibilité du service offert*. Thèse de doctorat, Université des Sciences et Technologies de Lille (Lille1), 2002.
- [Mar04] J. Marais, A. Flancquart et S. Ambellouis, *Analysis of GNSS availability for communication, navigation and surveillance applications in urban buses*. Dans World Conference on Transport Research, 2004.

-
- [Mar05a] J. Marais, *Satellite propagation analysis in a masking environment for GNSS application*. Dans Young Research Seminar, 2005.
- [Mar05b] J. Marais, M. Berbineau et M. Heddebaut, *Land mobile GNSS availability and multipath evaluation tool*. Dans IEEE Transactions on Vehicular Technology, volume 54, pages : 1697–1704, Septembre 2005.
- [Mar05c] J. Marais, M. Berbineau et D. F. Nahimana, *Effect of alternate path on satellite positioning accuracy in an urban environment*. Dans 23rd AIAA International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC), 2005.
- [May79] P. S. Maybeck, *Stochastic models, estimation and control*. Academic Press Inc, 1979.
- [Meg08] J. Meguro, T. Murata, J. Takiguchi, Y. Amano et T. Hashizume, *GPS Accuracy Improvement by Satellite Selection Using Omnidirectional Infrared Camera*. Dans IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Septembre 2008.
- [Mid77] D. Middleton, *Statistical-physical models of electromagnetic interference*. Dans IEEE Transactions on Electromagnetic compatibility, volume 19, pages : 106–127, 1977.
- [Mid99] D. Middleton, *Non-Gaussian noise models in signal processing for telecommunications : New methods and results for class a and b noise models*. Dans IEEE Transactions on Information Theory, volume 45, n° 4, pages : 1129–1149, Mai 1999.
- [Min03] T. P. Minka, *Estimating a Dirichlet distribution*. Rapport technique, Microsoft Research, 2003, <http://research.microsoft.com/~{minka}/papers/dirichlet/minka-dirichlet.pdf>.
- [Mon96] A. Monin et G. Salut, *IIR Volterra Filtering With Application to Bilinear Systems*. Dans IEEE Transaction on Signal Processing, volume 44, n° 9, pages : 2209–2221, 1996.
- [Naj05] M. E. E. Najjar et P. Bonnifait, *A Road-Matching Method for Precise Vehicle Localization Using Belief Theory and Kalman Filtering*. Dans Autonomous Robots, volume 19, n° 2, pages : 173–191, 2005.
- [Nea98] R. M. Neal et G. E. Hinton, *A view of the EM algorithm that justifies incremental, sparse, and other variants*. Dans *Learning in Graphical Models*, pages : 355–368, Kluwer Academic Publishers, 1998.
- [Nee94] R. van Nee, J. Siereveld, P. Fenton et B. R. Townsend, *Multipath Estimating Delay Lock Loop : Approaching Theoretical accuracy Limits*. Dans Proceedings

- of IEEE Position Location and Navigation Symposium (PLANS94), pages : 246–251, Avril 1994.
- [Nee95] R. van Nee, *Multipath and Multi-Transmitter Interference in Spread-Spectrum Communication and Navigation Systems*. Thèse de doctorat, Delft University, 1995.
- [Oly02] M. C. Olynik, *Temporal Characteristics of GPS Error Sources and Their Impact on Relative Positioning*. Thèse de doctorat, Université de Calgary, Calgary, Canada, 2002.
- [Qin03] C. X. Qing, C. L. Law et S. Yoshida, *Interference rejection in non-Gaussian noise for satellite communications using non-linear beamforming*. Dans International Journal of Satellite Communications and Networking, volume 21, n° 1, pages : 13–22, Janvier 2003.
- [Raq02] J. F. Raquet, *Multiple GPS receiver multipath mitigation technique*. Dans IEE Proceedings Radar, Sonar and Navigation, volume 149, pages : 195–201, Août 2002.
- [Ray99] J. Ray et M. Cannon, *Characterization of GPS Carrier Phase Multipath*. Dans Proceedings of ION National Technical Meeting, pages : 243–252, Janvier 1999.
- [Ray00] J. K. Ray, *Mitigation of GPS Code and Carrier Phase Multipath Effects Using a Multi-Antenna System*. Thèse de doctorat, Université de Calgary, Calgary, Canada, 2000.
- [Reb05] E. Rebeyrol, C. Macabiau, L. Lestarquit, L. Ries, J. L. Issler, M. L. Boucheret et M. Bousquet, *BOC Power Spectrum Densities*. Dans ION NTM 2005, pages : 769–778, Janvier 2005.
- [Sah04] M. Sahmoudi, *Processus Alpha-Stables pour la Séparation et l'Estimation Robustes des Signaux non-Gaussiens et/ou non-Stationnaires*. Thèse de doctorat, Université Paris XI Orsay, 2004.
- [Sep03] *PolaRx2 User Manual, version 2.1.2*. Rapport technique, Septentrio Satellite Navigation, 2003.
- [Sha93] M. Shao et C. L. Nikias, *Signal processing with fractional lower order moments : stable processes and their applications*. Dans Proceedings of the IEEE, volume 81, n° 7, pages : 986–1010, Juillet 1993.
- [Sha05] S. F. Shah et A. H. Tewfik, *Enhanced Position Location With UWB In Obstructed Los And NLOS Multipath Environments*. Dans Proceedings of XIII European Signal Processing Conference (EUSIPCO2005), Septembre 2005.

-
- [Sid03] H. Sidenbladh et M. Black, *Learning the statistics of people in images and video*. Dans International Journal of Computer Vision, volume 54, pages : 183–209, 2003.
- [Sou06] F. Sousa, F. Nunes et J. Leitao, *Strobe Pulse Design for Multipath Mitigation in BOC GNSS Receivers*. Dans IEEE/ION Position, Location, And Navigation Symposium, pages : 348–355, Avril 2006.
- [Stu90] M. A. Sturza et A. K. Brown, *Comparrison of Fixed and Variable Threshold RAIM Algorithms*. Dans Proceedings of ION GPS-90, Septembre 1990.
- [Sye04] S. Syed et M. Cannon, *Three Dimensional Fuzzy Logic Based Map Matching Algorithm for Location Based Service Applications in Urban Canyons*. Dans Proceedings of GNSS 2004, The Institute of Navigation, 2004.
- [Tel99] I. E. Telatar, *Capacity of multi-antenna Gaussian channels*. Dans European Transactions on Telecommunications, volume 10, pages : 2172–2178, 1999.
- [Tow92] B. Townsend, D. van Nee, R. Fenton et K. V. Dierendonck, *Performance Evaluation of the Multipath Estimating Delay-Lock Loop*. Dans Proceedings of the Institute of Navigation National Technical Meeting, pages : 277–283, Janvier 1992.
- [Tow95] B. Townsend, P. Fenton, K. V. Dierendonck et R. van Nee, *LI Carrier Phase Multipath Error Reduction Using MEDLL Technology*. Dans Proceedings of the 8th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS-95), pages : 1539–1544, Septembre 1995.
- [Tsa99] P. Tsakalides et C. L. Nikias, *Robust space-time adaptive processing (STAP) in non-Gaussian clutter environments*. Dans IEE Proceedings Radar, Sonar and Navigation, volume 146, n° 2, pages : 84–93, Avril 1999.
- [Via08a] N. Viandier, J. Marais, A. Prestail et E. D. Verdalle, *Positioning Urban Buses : GNSS Performances*. Dans The 8th International Conference on ITS Telecommunications (ITST), Octobre 2008.
- [Via08b] N. Viandier, D. F. Nahimana, J. Marais et E. Duflos, *GNSS performance enhancement in urban environment based on pseudo-range error model*. Dans Proceedings of IEEE/ION PLANS 2008 Position Location and Navigation System, Mai 2008.
- [Wan00] S. Wang et M. Green, *Mobile Location method for NLOS situation*. Dans Proceedings of IEEE Vehicular Technology Conference, 2000.
- [Xin95] M. Xinyu et C. L. Nikias, *Parameter estimation and blind channel identification*

in impulsive signal environments. Dans IEEE Transactions on Signal Processing, volume 43, n° 12, pages : 2884–2897, Décembre 1995.

- [Zha05] Z. Zhang, C. L. Law et Y. L. Guan, *BA-POC-based ranging method with multipath mitigation*. Dans IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, volume 4, pages : 492–495, 2005.

Annexes

Le logiciel Ergospace[®]

Cette annexe a été rédigée à partir du manuel technique du logiciel [Erg05].

1 Les paramètres de simulation

La fenêtre de dialogue de paramétrage est accessible à partir de la rubrique **Simulation Settings** dans le menu **Settings**. Cette fenêtre est représentée sur la figure 1. On accède à toutes les commandes à partir de la barre de menu de la fenêtre principale.

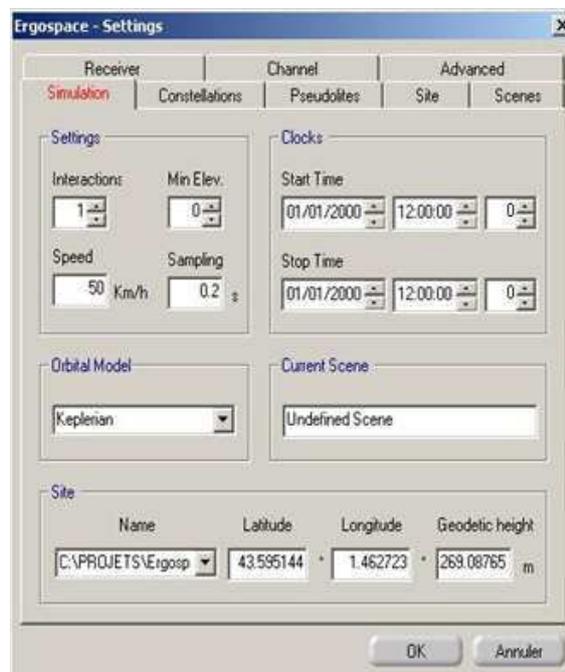


FIG. 1 – Fenêtre de paramétrage des simulations

Settings :

Interaction : Nombre de réflexions prises en compte pendant la simulation.

Speed : Vitesse du récepteur mobile.

Sampling : Intervalle de temps entre deux mesures.

Min Elev. : Les satellites en dessous de cette élévation ne seront pas pris en compte.

Clocks :

Start time : Date de début de la simulation. Heure UTC.

Stop time : Date de fin de simulation. Heure UTC.

Orbital model : Choix du modèle de propagation d'orbite. Modèle képlerien ou modèle J2

Current scene : Informations sur la scène en cours

Site : Les coordonnées du site (latitude, longitude, hauteur ellipsoïdale) sont les coordonnées de l'origine (point 0,0,0) de la scène exprimées dans le système de référence WGS84.

En cliquant sur l'onglet Constellations de la fenêtre représentée sur la figure 2, l'utilisateur peut choisir la ou les constellations à utiliser dans la liste de gauche (*Available*) ou en créer une nouvelle (*New*). Il est possible de modifier (*Edit*) les paramètres d'orbite de chaque satellite de la constellation choisie ou la supprimer (*Delete*).

Les scènes 3D peuvent être générées à partir de paramètres géométriques (scènes automatiques) ou par la lecture de fichiers vectoriels du répertoire VRML. Une scène automatique est une grille composée de cellules, appelées *blocks* comme le montre la figure 3. Un bloc ne contient qu'un obstacle (construction ou immeuble).

Dans la zone de saisie **BLOCKS**, on définit le nombre de blocs en X et en Y ainsi que la longueur et la largeur des blocs. Le paramètre *Height* permet d'appliquer une élévation aléatoire. Dans la zone de saisie **BUILDINGS**, on définit la longueur et la largeur de la construction à l'intérieur du bloc. Les dimensions largeur, longueur et hauteur sont respectivement augmentées d'une quantité aléatoire comprise entre plus ou moins dx, dy, dz . Dans le groupe **Textures** on attribue une texture aux blocs et aux bâtiments.

D'autres paramètres concernant notamment le récepteur, le canal de propagation, les pseudolites, les sites et les paramètres avancés peuvent être ajoutés ou modifiés au choix par l'utilisateur. Après avoir généré la scène désirée, on choisit le type de simulation en définissant le point (simulation statique) ou le trajet à effectuer (simulation mobile ou en circuit). La simulation est contrôlée à l'aide des boutons Start, Pause et Stop de la fenêtre

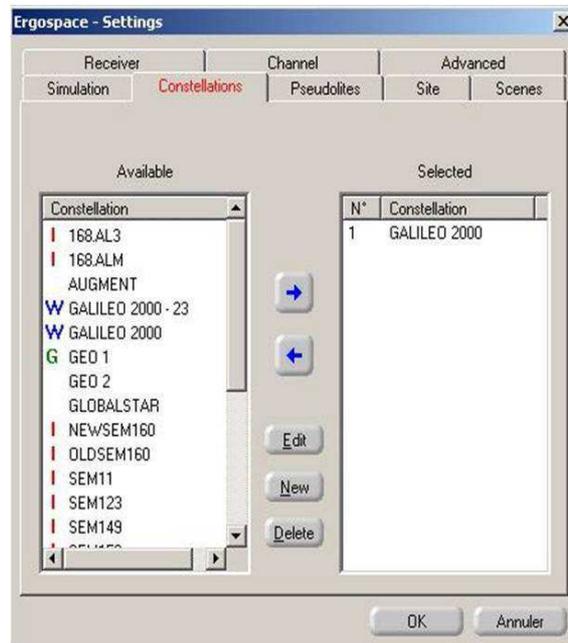


FIG. 2 – Fenêtre de paramétrage des constellations des satellites.

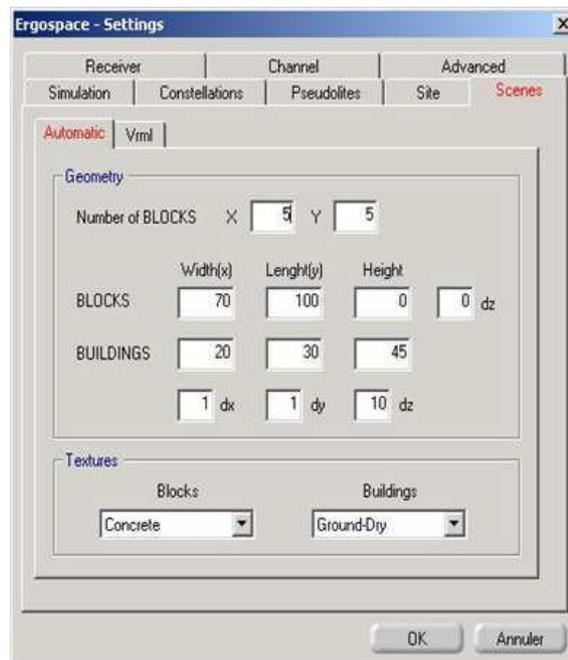


FIG. 3 – Fenêtre de génération automatique d'une scène

principale. La visualisation de la position des satellites des constellations sélectionnées autour du récepteur peut être suivie à l'aide de la commande Receiver sky view du menu *Display*. Le logiciel admet d'autres options de simulation tels que l'enregistrement d'un scénario ou l'utilisation d'un programmeur.

2 Les fichiers de sorties

Différents fichiers sont générés au cours des simulations. Ces fichiers sont écrits au format *MatLabTM*. Tous les fichiers de sorties sont placés dans un sous-dossier du répertoire **OutPuts**. On trouve également le fichier *simulation.txt*, récapitulant tous les paramètres de celle-ci. Les fichiers sont :

Trajets.m : Paramètres géométriques et électromagnétiques de chaque trajet satellite/récepteur pour chaque mesure. *ParamSat.m* : Position de chaque émetteur dans le repère terrestre pour chaque mesure. *Mobile.m* : Position du Mobile dans le repère terrestre pour chaque mesure. *Perfo.m* : différentes valeurs du **DOP** pour chaque mesure (GDOP, TDOP, PDOP, VDOP, HDOP). *Precision.m* : différentes précisions pour chaque mesure. *ErreurMesure.m* : Les erreurs de mesure de chaque satellite pour chaque mesure. *MatVisi.m* : matrice de visibilité des satellites. *Simulation.txt* : fichier récapitulatif des paramètres de la simulation. Ergospace® possède aussi deux éditeurs de courbes et de trajets pour la visualisation des résultats de simulation. Elles sont accessibles à partir du menu Outputs. La version du logiciel Ergospace®4.3.0.0 décrite ci-haut a été améliorée et a connu des mises à jour en gardant les principales fonctionnalités.

Le récepteur PolaRx2

Le récepteur PolaRx2 est un récepteur bi-fréquence des signaux GNSS. Il est conçu pour pouvoir être connecté jusqu'à trois antennes. Les signaux des systèmes d'augmentation SBAS comme EGNOS sont également reçus. La figure 1 montre le boîtier du récepteur auquel on connecte l'antenne et l'ordinateur.

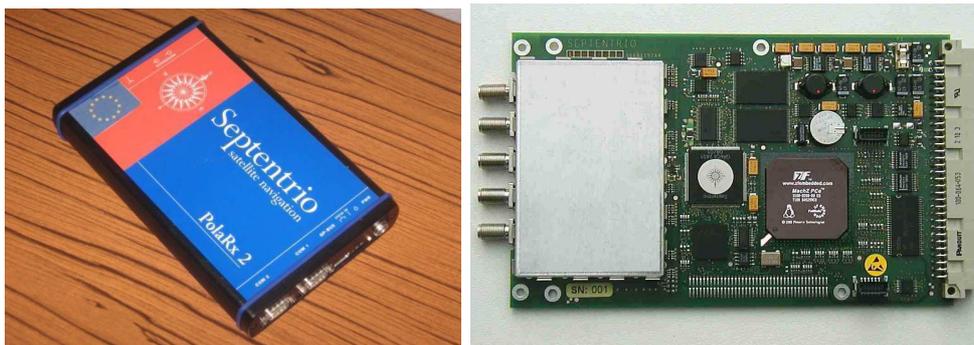


FIG. 1 – Récepteur Septentrio PolaRx2

L'utilisateur interagit avec le récepteur à partir d'une interface RxControl sur ordinateur. Au démarrage la fenêtre de l'interface permet de choisir ou créer la connexion que l'on souhaite utiliser. La fenêtre principale montrée à la figure 2 est alors visible. Elle permet de visualiser l'information sur la position, les satellites utilisés et d'accéder au menu.

La partie centrale de la fenêtre principale contient une table de satellites GPS (**Satellite status**) où figurent des boutons avec les numéros PRN en bleu montrant les satellites trouvés. Le titre de la table indique que 6 satellites sont déjà trouvés parmi lesquels 5 sont utilisés dans le calcul de la position. Les satellites PRN8, PRN16, PRN20, PRN23, PRN24 et PRN27 ne sont pas encore trouvés. Le récepteur sait qu'ils sont, en théorie, visibles et est en train de poursuivre leurs signaux. Si le signal d'un satellite a été détecté par le PolaRx2 mais n'est pas complètement identifié, son numéro est indiqué par la couleur jaune.

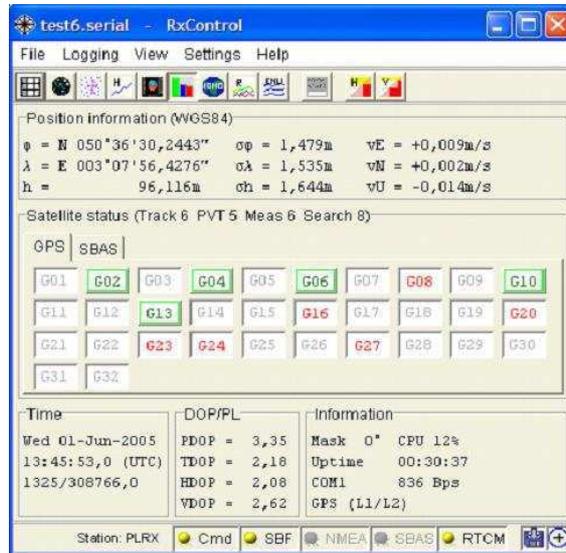


FIG. 2 – Fenêtre principale de l'interface RxControl

La position calculée par le PolARx2 est affichée dans la partie la plus au-dessus de la fenêtre avec le titre **Position information (WGS84)**. La première colonne est composée des coordonnées géographiques dans le système WGS84 (φ : longitude, λ : latitude et h : la hauteur ellipsoïdale). La deuxième colonne montre la précision estimée pour chaque composante de la position et la troisième colonne donne les composantes est, nord et verticale de la vitesse estimée.

La partie inférieure de la fenêtre affiche les informations sur la date, les valeurs DOP, l'angle de masquage, le taux d'occupation du CPU, la durée de connexion et la liaison série utilisée. Il y a également une indication sur le type de message GPS reçu.

En plus de la position, la vitesse et le temps, l'utilisateur a accès à des informations de navigation telles que les pseudodistances, les phases et les mesures doppler.

La sensibilité du PolARx2 et sa stabilité de poursuite de phase permettent de recevoir des satellites même dans des conditions de réception défavorables. Le tableau 1 donne les spécifications techniques du récepteur PolARx2 de Septentrio. Ces caractéristiques sont valables pour une utilisation dans un environnement dégagé et sans obstacle. Les performances du récepteur sont affaiblies en canyon urbain ou zone fortement boisée.

Performances générales	
Nombre de canaux	peut commuter entre deux modes : <ul style="list-style-type: none"> • 15 canaux bi-fréquences GPS + 3 mono-fréquences SBAS • 16 canaux bi-fréquences GPS
Bandes de fréquences	<ul style="list-style-type: none"> • GPS : L1 & L2 • SBAS : L1
Types de mesures	<ul style="list-style-type: none"> • GPS : C/A, P1, code P2 + SNR ; L1, phase porteuse L2 & Doppler • SBAS : code C/A +SNR ; phase porteuse C/A & Doppler
Performances opérationnelles (en supposant le SNR > 40dB-Hz)	
Temps de 1ère acquisition à froid	90 sec
Temps de 1ère acquisition à chaud (éphémérides connus, position connue environ à 10 km, temps connu à 300 sec près, fréq oscillateur connue à 500 Hz près)	<ul style="list-style-type: none"> • 55 sec après l'allumage, • 20 sec après le reset (réinitialisation)
Temps de réacquisition du signal satellite	<2 sec
Taux de mesure brut	jusqu'à 10Hz
Taux de position fixe	jusqu'à 10Hz
Précision de mesure (Taux de sortie, SNR=45dB-Hz)	
Pseudodistances C/A (non filtrées)	<ul style="list-style-type: none"> • GPS : 0.15 m • SBAS : 0.35 m
Pseudodistances P1/P2 (non filtrées)	0.1 m
Phase porteuse L1	0.2 mm
Phase porteuse L2	0.4 mm
Doppler L1/L2	2.5 mHz
Performance de poursuite	
Seuil d'acquisition 95%	33dB-Hz
SNR Seuil de poursuite de phase 95%	26dB-Hz
SNR Seuil de poursuite de code 95%	19dB-Hz
Précision de Position/Vitesse et Temps	
Position stand-alone (3DRMS)	5 m
Vitesse stand-alone (3DRMS)	0.01 m/s
Précision 1PPS stand-alone (RMS)	20 ns
Dynamique(en supposant le SNR > 40db-Hz)	
Signal Doppler	50 kHz sur L1, 39 kHz sur L2
Vitesse	515 m/s (si altitude > 18000m)
Altitude	18000m (si vitesse > 515 m/s)
Accélération	4 g (210 Hz/s sur L1, 146 Hz/s sur L2)
Jerk	3 g/s (157 Hz/s ² sur L1, 122 Hz/s ² sur L2)

TAB. 1 – Spécifications techniques du récepteur PolaRx2, (Source : [Sep03])

Résumé

Impact des multitrajets sur les performances des systèmes de navigation par satellite : Contribution à l'amélioration de la précision de localisation par modélisation bayésienne

Bon nombre d'applications transport intégrant les systèmes de navigation par satellite GNSS (Global Navigation Satellite System) traversent des zones urbaines. L'une des raisons de la mauvaise précision obtenue dans ces zones est la présence d'obstacles (bâtiments, arbres...).

Différentes solutions sont développées pour diminuer l'influence des multitrajets sur la précision et la disponibilité des systèmes GNSS. L'intégration de capteurs supplémentaires dans le système de localisation permet de compenser notamment l'absence de données satellitaires. Un tel système est certes d'une bonne précision mais sa complexité et son coût limitent leur usage, en particulier lorsqu'il s'agit d'équiper d'importantes flottes de véhicules.

Dans cette thèse, nous avons choisi une approche algorithmique dont le but est d'améliorer la précision des systèmes GNSS en milieu urbain. L'étude se base sur l'utilisation des signaux GNSS uniquement et une connaissance a priori de l'environnement proche du récepteur. La thèse propose un nouveau modèle d'erreurs de pseudo-distances adapté aux conditions de réception du signal et donc fonction du milieu traversé. L'erreur de position en milieu urbain est en effet liée à l'état de réception des signaux satellitaires (bloqué, direct ou réfléchi).

Dans un premier temps, l'état de réception de chaque satellite reçu est supposé connu. Une chaîne de Markov, valable pour une trajectoire connue du mobile, est préalablement définie pour déduire les états successifs de réception des satellites. Dans une deuxième partie, on utilise une distribution de Dirichlet pour estimer les états de réception des satellites. La connaissance, puis l'estimation des états de réception, interviennent lors de l'étape de filtrage du signal reçu par le récepteur GNSS. Notre méthode se fonde sur les méthodes de Monte Carlo Séquentielles, plus connues sous le nom de filtrage particulaire et associe à chaque état de réception un modèle d'erreurs de pseudo-distances adéquat.

Les contributions principales de la thèse sont, d'une part, la modélisation des erreurs de pseudo-distances adaptée à la réception de chaque satellite en milieu urbain et, d'autre part, une amélioration de la précision à l'aide du modèle d'erreur.

Mots clés : Navigation par satellite, récepteur GNSS, environnement urbain, multitrajets, modèle de mélange gaussien, estimation bayésienne, filtrage particulaire, système de Markov à saut, fusion d'information.

Abstract

Multipath impact on the performances of satellite navigation systems : Contribution to the enhancement of location accuracy through bayesian modeling

Most of the GNSS-based transport applications are employed in dense urban areas. One of the reasons of bad position accuracy in urban area is the obstacle's presence (building and trees).

Many solutions are developed to decrease the multipath impact on accuracy and availability of GNSS systems. Integration of supplementary sensors into the localisation system is one of the solutions used to supply a lack of GNSS data. Such systems offer good accuracy but increase complexity and cost, that become inappropriate to equip a large fleet of vehicles.

This thesis proposes an algorithmic approach to enhance the position accuracy in urban environment. The study is based on GNSS signals only and knowledge of the close reception environment with a 3D model of the navigation area.

The method impacts the signal filtering step of the process. The filtering process is based on Sequential Monte Carlo methods called particle filter. As the position error in urban area is related to the satellite reception state (blocked, direct or reflected), information of the receiver environment is taken into account. A pseudorange error model is also proposed to fit satellite reception conditions.

In a first work, the reception state of each satellite is assumed to be known. A Markov chain is defined for a know trajectory of the vehicle and is used to determine the successive reception states of each signal. Then, the states are estimated using a Dirichlet distribution.

Main added-value of the thesis are, from one side, the pseudorange error modelling evolving function of the close environment of reception, from the other side, an enhancement of accuracy based on these error models.

Key words : Satellite navigation, GNSS receiver, urban area, multipath, gaussian mixture model, bayesian estimation, particle filtering, jump Markov system, information fusion.