

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique**

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd - Tlemcen -

Faculté de TECHNOLOGIE



**MEMOIRE**

Présenté pour l'obtention du **diplôme de MASTER**

**En : Télécommunications**

**Spécialité : Réseaux de Télécommunications**

**Par :**

LEKDECH Fatima

FELDI Saliha

**Sujet**

**Techniques d'amélioration des performances de localisation des systèmes GNSS**

Soutenu publiquement, le 26 /09 /2020, devant le jury composé de :

Mr. M. ABRI	Professeur	Univ. Tlemcen	Président
Mme. H. ABRI	MCA	Univ. Tlemcen	Examinatrice
Mme. M. MELIANI	Professeur	Univ. Tlemcen	Encadrante

## ***Dédicace***

*Je dédie ce travail en premier lieu à mes chers parents, pour leurs sacrifices, leur amour, et leur soutien tout au long de mes études, que je ne remercierai jamais assez pour tout ce qu'ils ont fait pour moi et sans eux je ne serai pas arrivée là où j'en suis aujourd'hui. A mes chères sœurs et frères.*

*A tous mes amies : Asma, Soumia, saliha et Djazila, tous ceux qui m'ont soutenu, ma famille paternelle et maternelle et aussi à tous ceux qui ont partagé ma joie en ce jour ci.*

*Tous les enseignants qui m'ont dirigé vers la porte de la réussite.*

*A vous cher lecteur,*

*Je dédie ce modeste travail.*

***Fatima***

## ***Dédicace***

*A mes chers parents source de vie, d'amour et d'affection,*

*A mes sœurs, pour leur soutien et leur encouragement,*

*A toute ma famille,*

*A toutes mes amies Soumia, Asma et Fatima,*

*A mes honorables professeurs,*

*A tous ce qui ont contribué à la réussite de notre projet,*

*A vous cher lecteur,*

*Je dédie ce modeste travail.*

***Saliha***

## **Remerciements**

*Tout d'abord nous remercions avant tous, le Grand Dieu notre créateur de nous avoir donné la force, la volonté et le courage pour mener à bien ce modeste travail.*

*Nous tenons à adresser nos vifs remerciements et nos sincères gratitude à notre encadrante madame MELIANI Maghnia professeur à l'Université de Tlemcen, elle nous a donné le temps, la confiance en soi et la passion de travailler et de produire. On la remercie du fond du cœur pour son intérêt, sa patience, sa disponibilité et pour tous ses conseils.*

*Nous adressons nos plus sincères remerciements aux membres de jury : à Monsieur M. ABRI, Professeur à l'Université de Tlemcen d'avoir accepté de présider le jury et Madame H. ABRI, pour avoir accepté d'examiner notre travail et de l'enrichir par ses propositions.*

*Nous exprimons également notre gratitude à tous les enseignants et les responsables de notre département, qui ont veillé sur notre formation de Master en télécommunication.*

*Enfin, que toute personne ayant contribué de près ou de loin à la réussite de ce travail trouve ici l'expression de notre reconnaissance.*

## *Résumé*

Les systèmes GNSS s'avèrent nécessaires notamment dans le domaine des transports (stations spatiales, aviation, navigation maritime, voies ferrées, routes et transports en commun).

Actuellement, la communauté scientifique se soucie de développer des applications fournissant une grande précision et disponibilité. Les performances sont définies par les paramètres du système (position des satellites, type de signaux) mais également par l'environnement de propagation dans lequel se propagent les signaux. Les caractéristiques de propagation dans l'atmosphère sont bien connues, par contre il est plus difficile de prévoir l'impact de l'environnement proche de l'antenne du récepteur, composé d'obstacles (végétations, constructions...).

Notre travail, consiste à améliorer la précision de localisation des récepteurs GNSS dans un milieu urbain qui est un environnement contraint avec obstacles, où les multi-trajets sont largement observés. Ces derniers vont affecter les signaux à cause du retard qu'ils engendrent dans la durée de propagation du signal entre satellite et récepteur. Le choix porté sur l'utilisation du filtre de Kalman est justifié par les exemples proposés dans ce travail, puisque les parcours de déplacement estimés par le filtre coïncident avec les parcours réels.

**Mot clés :** Systèmes GNSS, Localisation, Pseudo-distance, Multi-trajets, Filtre de Kalman.

## *Abstract*

GNSS systems are needed in particular in the field of transport (space stations, aviation, maritime navigation, railways, roads and public transport).

Currently, the scientific community is interested in developing applications providing high precision and availability. Performance is defined by the parameters of the system (satellite position, signal type) but also by the propagation environment in which the signals are propagated. The propagation characteristics in the atmosphere are well known, but it is more difficult to predict the impact of the environment close to the antenna of the receiver, composed of obstacles (vegetation, constructions, etc.).

Our job is to improve the localization accuracy of GNSS receivers in an urban environment that is a constrained environment with obstacles, where multi-paths are widely observed. These will affect the signals because of the delay they create in the duration of signal propagation between satellite and receiver. The choice of using the Kalman filter is justified by the examples proposed in this work, since the displacement paths estimated by the filter coincide with the actual paths.

**Keywords:** GNSS systems, Location, Pseudo-distance, Multi-paths, Kalman filter.

## ملخص

وجود نظم للشبكات العالمية لسوائل الملاحة ضروري جداً، ولا سيما في ميدان النقل (المحطات الفضائية والطيران والملاحة البحرية والسكك الحديدية والطرق ووسائل النقل العام).

في الوقت الحالي، يهتم المجتمع العلمي بتطوير التطبيقات التي توفر دقة عالية وتوفر. يتم تعريف الأداء بواسطة معلمات النظام (وضع القمر الصناعي، نوع الإشارة) ولكن أيضاً بواسطة بيئة الانتشار التي يتم نشر الإشارات فيها. خصائص الانتشار في الغلاف الجوي معروفة جيداً، ولكن من الأصعب التنبؤ بتأثير البيئة القريبة من هوائي جهاز الاستقبال، المكون من عوائق (النباتات، الإنشاءات، وما إلى ذلك).

عملنا هو تحسين دقة تحديد أماكن مستقبلات الشبكات العالمية لسوائل الملاحة في بيئة حضرية تتسم بقيود البيئة التي تواجه عقبات، حيث يلاحظ وجود مسارات متعددة على نطاق واسع. سيؤثر ذلك على الإشارات بسبب التأخير الذي تتسبب فيه في مدة إرسال الإشارة بين القمر الصناعي وجهاز الاستقبال. والاختيار بين استخدام مرشح كالمان له ما يبرره الامثلة المقترحة في هذا العمل، لأن مسارات الإزاحة التي يقدرها المرشح تتفق مع المسارات الفعلية.

**الكلمات الأساسية:** أنظمة GNSS، الموقع، المسافة الزائفة، المسارات المتعددة، مرشح كالمان.

## Liste des Abréviations

**GNSS:** Global Navigation Satellite System.

**NAVSTAR:** Navigation System by Timing And Ranging.

**GPS:** Global Positioning System.

**DOD:** Department Of Defense.

**SPS:** Standard Positioning System.

**PPS:** Precise Positioning System.

**WGS-84:** World Geodetic System 1984.

**SA :** Selective Availability.

**M :** Un point de la surface topographique.

**X, Y, Z :** les coordonnées cartésiennes.

**$\lambda$  :** Angle orienté entre le plan méridien origine et le plan méridien contenant le point M.

**$\phi$  :** Angle orienté entre le plan de l'équateur et la normale à l'ellipsoïde passant par le point M.

**h :** distance algébrique entre le point M et l'ellipsoïde.

**SV:** Space Vehicule.

**PRN :** Pseudo Range Noise.

**UTC :** Coordinated Universal Time.

**$F_0$  :** Fréquence de base.

**C/A :** Coarse Acquisition.

**P :** Code pour « précis ».

**BPSK:** Binary Phase Shift Keying.

**$A_{L1}$  et  $A_{L2}$  :** les amplitudes des ondes porteuses L1 et L2.



$f_{L1}$  et  $f_{L2}$  : les fréquences des ondes porteuses L1 et L2.

$P(t)$  : La modulation du code P.

$W(t)$  : la modulation du code W.

$D(t)$  : Le message de navigation.

**TLM** : Telemetry word.

**HOW** : Handover word.

$C/A(t)$  : La modulation du code C/A.

$\tau(t)$  : Le retard de propagation.

$\varphi(t)$  : La phase du signal reçu dépendant du retard.

$f_{IF}$  : La fréquence intermédiaire, compensée par le récepteur.

$n(t)$  : Le bruit additif souvent considéré comme Gaussien et blanc.

$T_s$  : Temps de transmission par le satellite.

$T_u$  : Temps de réception par l'utilisateur.

$\delta t$  : Décalage de l'horloge satellite par rapport au temps système.

$t_u$  : Décalage de l'horloge récepteur par rapport au temps système.

$c$  : vitesse de lumière.

$r$  : La distance géométrique.

$\rho$  : Pseudo distance.

$e$  : La somme de plusieurs erreurs.

$(x_u, y_u, z_u)$  : La position 3D du récepteur.

**LSR**: Least Squares Residual.

**WLSR**: Weighted Least Squares Residual.

**OS**: Open Service.

**SOL**: Safety of Life Service.

**CS**: Commercial Service.

**PRS**: Public Regulated Service.

**GCS**: Ground Control Segment.

**IDS**: Integrity Determination System.

**RNSS**: Radionavigation satellite services.

**ARNS:** Aeronautical radionavigation services.

**CDMA :** Code Division Multiple Access.

**BOC:** Binary Offset Carrier.

**QPSK:** Quadrature phase skip keying.

**GLONASS:** Global Navigation Satellite System.

**FDMA :** Division de fréquences à accès multiple.

**BDS:** Big Dipper satellite.

**GEO:** Geostationary Earth Orbit.

**IGSO:** Inclined Geosynchronous Satellite Orbit.

**MEO:** Medium Earth Orbit.

**AS:** Authorized Service.

**MBOC:** Modified Binary Offset Carrie.

**SBAS:** Satellite based augmentation system.

**WAAS:** Wide Area Augmentation System.

**CWAAS:** Canadian Wide Area Augmentation System.

**EGNOS:** European Geostationary Navigation Overlay System.

**MSAS:** Multifunctional Satellite Augmentation System.

**GAGAN:** GPS Aided Geo Augmented Navigation.

**PPP :** Precise Point Positioning.

**IGS :** International GNSS Service.

**TEC :** Teneur totale en électrons.

**RHCP:** Right Hand Circular Polarization.

**LHCP:** Left Hand Circular Polarization.

**LOS:** Line of Sight.

**DOP:** Dilution of Precision.

$L_m$ : Longueur du m<sup>ième</sup> trajet.

$L_0$ : Longueur du trajet direct.

$\epsilon$  : permittivité.

$\mu$  : Perméabilité.

$\sigma$  : Conductivité.

$\omega$  : Pulsation.

$\mathbf{k}$  : Vecteur d'onde.

$\theta_i$  : Angle d'incidence.

$\theta_r$  : Angle de réflexion.

$\mathbf{z}_c$  : L'impédance caractéristique.

$E$  : L'énergie d'onde.

**EKF** : Extended Kalman Filter.

**UKF** : Unscented Kalman Filter.

$(\hat{\mathbf{x}}_u, \hat{\mathbf{y}}_u, \hat{\mathbf{z}}_u)$  : L'emplacement approximatif de la position.

$\hat{\mathbf{t}}_u$  : L'estimation du biais temporel.

$\mathbf{a}_{xj}, \mathbf{a}_{yj}, \mathbf{a}_{zj}$  : les cosinus de direction du vecteur unitaire pointant de la position approximative de l'utilisateur vers le  $j^{\text{ème}}$  satellite.

$\boldsymbol{\epsilon}_X$  : Le vecteur représentant les erreurs dans la position de l'utilisateur et le décalage de l'horloge du récepteur.

$\boldsymbol{\epsilon}_{meas}$  : Le vecteur contenant les erreurs de mesure de pseudo-distance.

## Liste des figures

<b>Figure I. 1 :</b> Un satellite Navstar, appartenant à la constellation du GPS.....	5
<b>Figure I. 2 :</b> Coordonnées d'un point à la surface de la terre.....	6
<b>Figure I. 3 :</b> les trois segments du système GPS.....	7
<b>Figure I. 4 :</b> Exemple de positionnement des 27 satellites lors d'une orbite terrestre (24h).....	8
<b>Figure I. 5 :</b> Satellites GPS en orbite autour de la Terre.....	10
<b>Figure I. 6 :</b> Carte des stations du secteur de contrôle.....	11
<b>Figure I. 7 :</b> Un récepteur GPS.....	12
<b>Figure I. 8 :</b> Message de navigation GPS.....	14
<b>Figure I. 9 :</b> Les fréquences GPS.....	15
<b>Figure I. 10 :</b> Modulation de phase d'une onde porteuse par un code binaire.....	16
<b>Figure I. 11 :</b> Décomposition des éléments constitutifs du signal GPS.....	17
<b>Figure I. 12 :</b> Principe de trilatération.....	18
<b>Figure I. 13 :</b> Utilisation des trois positions connues pour trouver une position inconnue.....	20
<b>Figure I. 14 :</b> Temps équivalent aux différentes distances.....	21
<b>Figure II. 1 :</b> Principales sources d'erreur impactant la précision du calcul de la géo-localisation.....	33
<b>Figure II. 2 :</b> Polarisation circulaire droite (RHCP) et gauche (LHCP) d'une onde électromagnétique.....	36
<b>Figure II. 3 :</b> Signal multi-trajet.....	37
<b>Figure II. 4 :</b> Antenne « choke-ring ».....	38
<b>Figure II. 5 :</b> Phénomène de masquage.....	39
<b>Figure II. 6 :</b> Visibilité des satellites GPS.....	41
<b>Figure II. 7 :</b> Impact de la géométrie des satellites en visibilité sur la précision du calcul de la position.....	42
<b>Figure II. 8 :</b> Etats de réception.....	44
<b>Figure II. 9 :</b> Signal réfléchi retardé par rapport au trajet direct.....	46
<b>Figure II. 10 :</b> Géométrie du phénomène de réflexion.....	47

**Figure II. 11 :** Schéma de la fonction de corrélation pour le cas d'un signal réfléchi seul. .. 49

**Figure III. 1 :** Trajectoire de déplacement d'un piéton en randonnée dans un milieu à relief en 3 dimensions..... 64

**Figure III. 2 :** Trajectoire de déplacement d'un avion dans un espace tridimensionnel..... 65

**Figure III. 3 :** Déplacement d'une voiture dans milieu urbain moyennement dense sur un terrain surfacique en 2 dimensions..... 66

**Figure III. 4 :** Déplacement d'un bus en milieu urbain. .... 67

## *Liste des tableaux*

<b>Tableau I. 1</b> : Fréquences porteuses Galileo.....	25
<b>Tableau II. 1</b> : Catégories des milieux urbains.....	40
<b>Tableau II. 2</b> : Exemples de permittivité et conductivité de matériaux.....	49

## Table des matières

<i>Dédicace</i> .....	<b>i</b>
<i>Remerciements</i> .....	<b>iii</b>
<i>Résumé</i> .....	<b>iv</b>
<i>Abstract</i> .....	<b>v</b>
<i>ملخص</i> .....	<b>vi</b>
<i>Liste des Abréviations</i> .....	<b>vii</b>
<i>Liste des figures</i> .....	<b>xi</b>
<i>Liste des tableaux</i> .....	<b>xiii</b>
<i>Introduction Générale</i> .....	<b>1</b>
<b>Chapitre I</b> .....	<b>3</b>
I.1    Introduction : .....	4
I.2    Systèmes de positionnement GNSS : .....	4
I.3    Le système de navigation GPS :.....	5
I.3.1    Description du système GPS : .....	7
I.3.2    Le signal GPS et son traitement : .....	12
I.3.3    Principe de calcul de la position :.....	18
I.4    Les autres systèmes GNSS :.....	23
I.4.1    Galileo : .....	23
I.4.2    GLONASS : .....	26
I.4.3    Compass-Beidou : .....	27
I.4.4    Les systèmes d’augmentation :.....	29
I.5    Conclusion :.....	29
<b>Chapitre II</b> .....	<b>31</b>
II.1    Introduction : .....	32
II.2    Erreurs affectant la précision de la localisation :.....	32
II.2.1    Erreurs liées aux satellites : .....	33
II.2.2    Erreurs liées à la propagation : .....	34
II.2.3    Polarisations circulaires des ondes : .....	35
II.2.4    Trajets multiples :.....	37

II.3	Comportement dans le milieu urbain :	39
II.3.1	Le masquage :	39
II.3.2	La visibilité des satellites :	40
II.3.3	Le retard de propagation lié aux trajets réfléchi ou diffracté :	44
II.3.4	Calcul du temps de propagation :	46
II.4	Notion de filtrage statistique :	50
II.4.1	Le filtre de kalman :	51
II.4.2	Le filtre de Kalman étendu :	52
II.4.3	Le filtre de Kalman sans parfum :	52
II.4.4	Le filtre particulière :	53
II.5	Conclusion :	53
<b>Chapitre III.....</b>		<b>55</b>
III.1	Introduction :	56
III.2	Résolution de l'équation fondamentale du calcul de la position :	56
III.2.1	Linéarisation de l'équation :	56
III.2.2	Algorithme de résolution :	59
III.3	Présentation du Filtre de Kalman :	61
III.4	Résultats et discussion:	63
III.4.1	Estimation de la trajectoire d'un piéton :	63
III.4.2	Estimation de la trajectoire d'un avion en atterrissage :	64
III.4.3	Estimation de la trajectoire d'une voiture :	65
III.4.4	Estimation de la trajectoire d'un bus :	66
III.5	Conclusion :	67
<b>Conclusion générale .....</b>		<b>68</b>
<b>Références bibliographiques :.....</b>		<b>69</b>



## *Introduction Générale*

Depuis très longtemps, le souci de se repérer et de connaître sa position dans son milieu de vie, a été une nécessité et un défi à relever pour l'être humain.

Avant la découverte du magnétisme qui a permis l'invention de la boussole au XIII<sup>ème</sup> siècle, l'Homme utilisait les corps célestes pour se localiser et mesurer le temps.

Au fil des années, les techniques de mesure de la position se sont développées, notamment avec l'usage des ondes électromagnétiques permettant l'avènement de la radionavigation venant ainsi révolutionner les moyens de navigation dans plusieurs domaines d'application.

Les systèmes terrestres utilisant ces ondes sont limités par leur portée lorsqu'il s'agit de mettre en œuvre un système avec une couverture importante. Parmi ces systèmes, on cite DECCA, OMEGA, VOR, LORAN, ILS...qui ont été longtemps utilisés pour l'aviation et la navigation maritime. Ces systèmes sont progressivement remplacés par les systèmes de navigation utilisant les satellites artificiels pour transmettre des signaux. Ils sont appelés systèmes GNSS (Global Navigation Satellite System).

En 1964, les Etats Unis d'Amérique ont été les premiers à mettre en œuvre le système satellitaire TRANSIT initialement destiné à un usage militaire ensuite vient le remplacer le système GPS (Global Positioning System), déclaré pleinement opérationnel en 1995 et à usage grand public.

Le système GPS est actuellement le seul système de positionnement par satellite utilisable partout sur le globe terrestre et couvrant un grand nombre d'applications. Toutefois, il existe d'autres systèmes à couverture mondiale qui 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 causées par ces phénomènes

conduisent parfois à des erreurs de précision de localisation pouvant atteindre des dizaines de mètres.

L'effet des obstacles du milieu de réception reste l'un des problèmes majeurs et une question difficile à résoudre du fait de son caractère local et temporel. Les objets de l'environnement de navigation (immeubles, végétations...) 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 à cause de la densité des constructions.

Le but de notre travail est de prendre en considération la perturbation apportée par les multi-trajets, signaux ayant subi une réflexion, et ainsi arrivent avec un retard par rapport au rayon direct. Ils vont, alors, induire une erreur sur le calcul de la position puisque cette dernière se base sur la durée du temps de propagation du signal depuis son émission par le satellite jusqu'à sa réception par l'utilisateur.

L'idée est d'utiliser le Filtre de Kalman pour remédier à ces multi-trajets affectant les caractéristiques électromagnétiques des signaux en modifiant la phase, l'amplitude ou encore la fréquence ce qui se traduit par la constatation d'une perte de la puissance reçue.

Notre mémoire est organisé en trois chapitres. Dans le premier, nous présentons les notions fondamentales sur la navigation par satellite ainsi que les différentes composantes qui constituent les signaux GNSS. Nous avons, aussi, dressé l'équation fondamentale qui permet le calcul de la position et qui se base sur la connaissance de la durée de propagation du signal entre le satellite et le récepteur.

Le deuxième chapitre liste les différentes perturbations introduisant les erreurs et affectant la précision de la localisation notamment dans un environnement contraint où le phénomène des multi-trajets est largement rencontré.

Dans le troisième chapitre, nous présentons l'algorithme de résolution ainsi que le filtre de Kalman associé pour le calcul de la position d'un utilisateur en déplacement. Les étapes de calcul ont été programmées sous environnement MATLAB et appliquées à des exemples courants.

Enfin, nous clôturons par une conclusion générale et des perspectives envisagées dans le futur.

# Chapitre I

Notions fondamentales Sur  
la navigation par  
satellites

## **I.1 Introduction :**

À l'heure actuelle, le monde de la Géomatique est confronté de plus en plus à une nouvelle technologie en plein essor « les GNSS », désignant l'ensemble des systèmes globaux de positionnement et de navigation par satellites. Les GNSS sont utilisés pour tous les modes de transport. Le plus célèbre des GNSS est, sans aucun doute, le GPS américain.

Le fonctionnement d'un GNSS est basé sur trois segments: le segment spatial, le segment de contrôle et les utilisateurs. Le segment spatial comporte une constellation de satellites répartis sur un certain nombre d'orbites, se trouvant à une altitude moyenne de 20200 km autour de la Terre, assurant d'une façon continue une couverture globale de la surface du globe terrestre.

L'objectif de ce premier chapitre est de présenter les principes fondamentaux du positionnement GNSS. Au début, nous définirons en particulier les systèmes GNSS et on donnera leur rôle principal. Ensuite, nous introduirons les GNSS à partir du système GPS, on définira leurs segments avec un historique de développement. Puis nous présenterons globalement les traitements des signaux de navigation, le principe et les calculs nécessaires au positionnement. A la fin de chapitre, nous définirons les autres systèmes GNSS existants ainsi que les systèmes d'augmentation.

## **I.2 Systèmes de positionnement GNSS :**

Les systèmes GNSS (Global Navigation Satellite System) sont des systèmes de radio positionnement par satellite. Leur but initial, qui demeure aujourd'hui leur principale utilisation, consiste à permettre à un utilisateur au sol de connaître sa position en trois dimensions à la surface de la Terre avec une précision métrique [1].

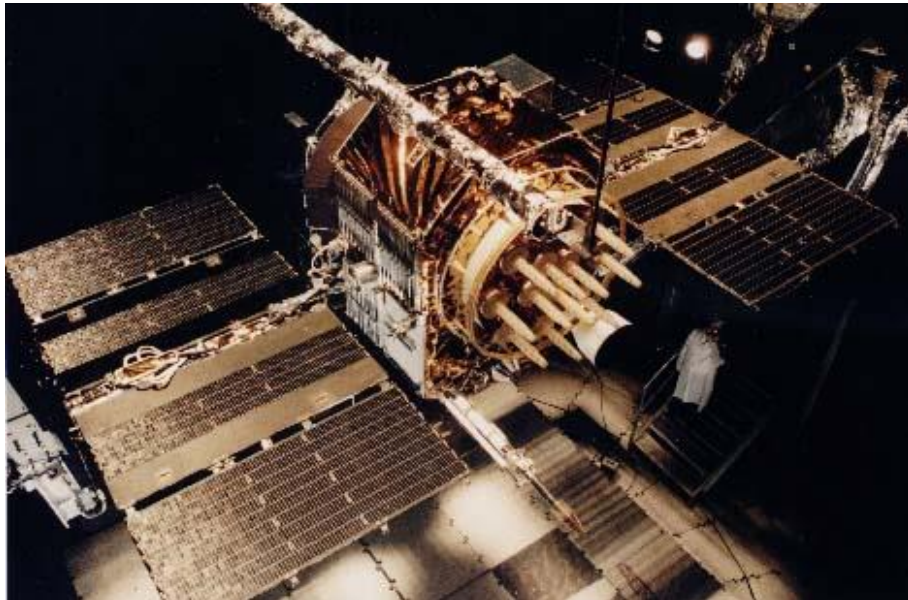
Les systèmes GNSS englobent de nombreux systèmes opérationnels tels que le GPS américain, le GLONASS russe et le GALILEO européen, et prévoient des améliorations considérables des performances et des services à l'horizon de 2020. En effet, à ce jour, plusieurs systèmes GNSS existent et sont en cours de développement. Le système américain NAVSTAR (couramment appelé GPS) et le système russe GLONASS font partie des systèmes établis. L'Europe a déjà mis en place sa propre constellation GNSS connue sous le nom de Galileo et le système BeiDou chinois est déjà mondialisé. Outre ces systèmes, il existe

également des systèmes régionaux tels que le système japonais de satellites Quasi-Zenith (QZSS) et le système régional indien de navigation par satellite (IRNSS) [2].

### I.3 Le système de navigation GPS :

Le système NAVSTAR (Navigation System by Timing And Ranging), plus couramment appelé GPS (Global Positioning System), est le plus connu des systèmes de localisation par satellites. Le département américain de la Défense a mis au point ce type de système de navigation au début des années 1970, qui a été déclaré opérationnel en 1994 par l'US DoD (Department Of Defense). Les premiers satellites furent lancés dès 1978 et le système devient totalement opérationnel avec 24 satellites à la fin de l'année 1993. Aujourd'hui, la constellation est constituée de 31 satellites, mais ce nombre est susceptible d'évoluer (avec une capacité maximale de 36 satellites). Ces satellites transmettent régulièrement leurs positions en orbite ainsi que des signaux horaires. Au niveau terrestre, le récepteur GPS (petit boîtier électronique) échange des informations avec au minimum quatre de ces satellites. Il mesure le temps de propagation des ondes et calcule la distance qui le sépare des satellites, ce qui lui permet de déterminer son positionnement spatial (longitude, latitude, altitude) [3].

La figure I.1 montre un satellite appartenant à la constellation du GPS.



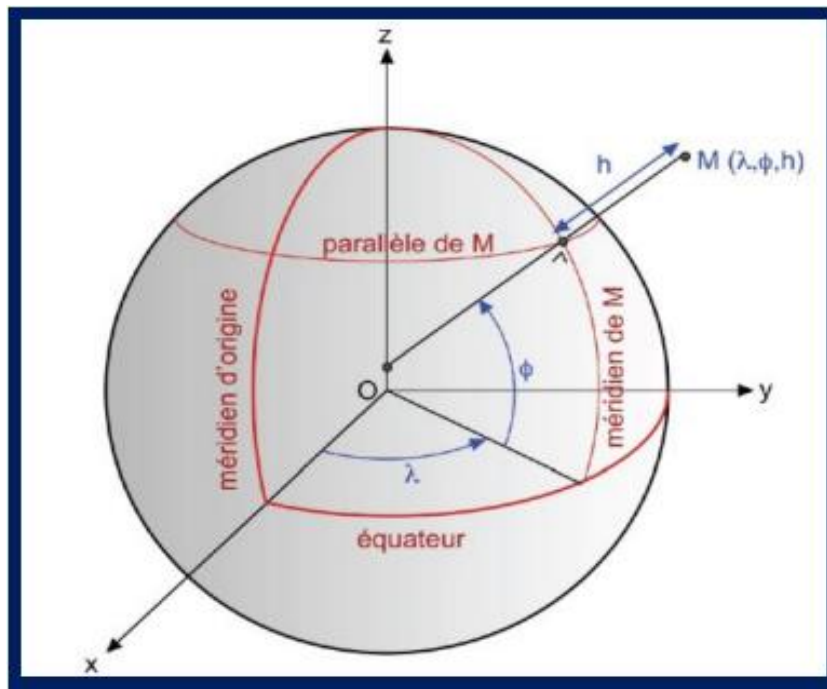
**Figure I. 1** : Un satellite Navstar, appartenant à la constellation du GPS [4].

Le système offre deux services de navigation :

- un service de navigation standard SPS (Standard Positioning System), destiné à un usage commun (ce qu'on appelle communément GPS),
- le service militaire PPS (Precise Positioning System).

Bien entendu, le service militaire PPS offre une meilleure précision que le service civil SPS, mais son accès est restreint aux utilisateurs disposant d'une licence fournie par le gouvernement américain (généralement pour des utilisateurs militaires). D'ailleurs, jusqu'en 2000, le service SPS était volontairement dégradé par le gouvernement américain de l'ordre d'une centaine de mètres, par ce qui s'appelle la SA (Selective Availability). Depuis, cette dégradation a été retirée, mais peut être réactivée par le gouvernement américain s'il le souhaite [5].

Les récepteurs GPS calculent les coordonnées dans le système de référence **WGS-84** ; Les paramètres qui définissent la géodésie en un point M de la surface topographique sont ses coordonnées cartésiennes X, Y et Z ou ses coordonnées géographiques [6] (voir la figure I.2) :



**Figure I. 2** : Coordonnées d'un point à la surface de la terre [6].

Avec :

- La longitude  $\lambda$  : angle orienté entre le plan méridien origine et le plan méridien contenant le point M ; Le méridien d'origine est celui de Greenwich,
- La latitude  $\phi$  : angle orienté entre le plan de l'équateur et la normale à l'ellipsoïde passant par le point M,
- L'altitude  $h$  : distance algébrique entre le point M et l'ellipsoïde.

### I.3.1 Description du système GPS :

Le système GPS est composé de trois parties distinctes, appelées segments et sont illustrés à la figure I.3:

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

Ce sont les satellites en orbite autour de la Terre (segment spatial), les stations de contrôle au sol (segment contrôle), et enfin les récepteurs GPS des utilisateurs (segment utilisateur). La figure I.3 montre ces trois segments.

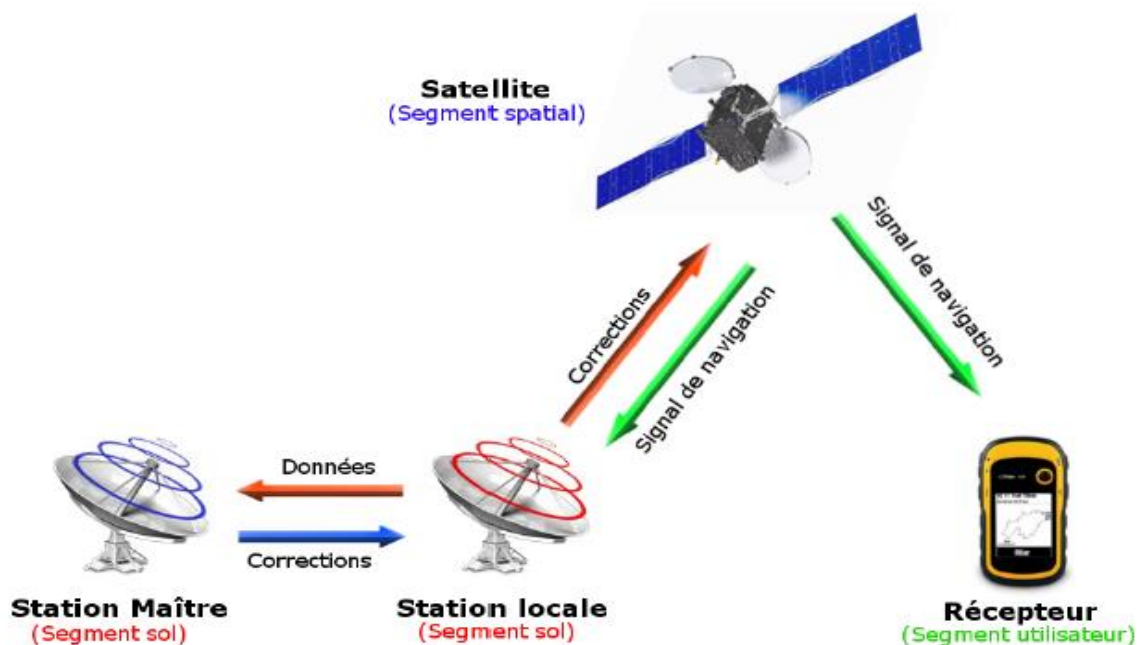


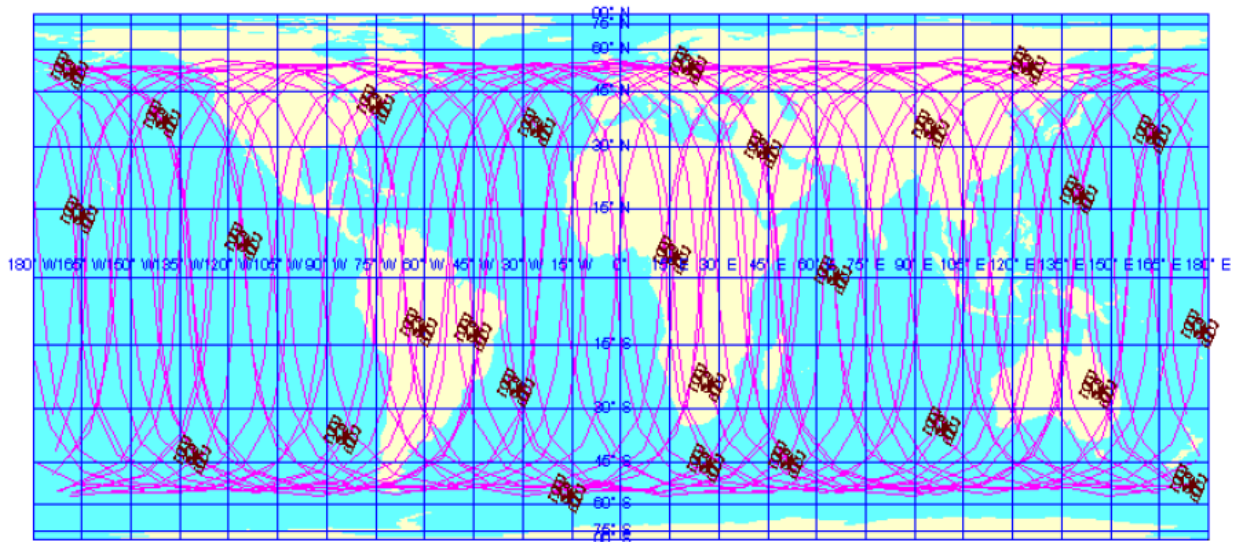
Figure I. 3 : les trois segments du système GPS [3].

### I.3.1.1 Le segment spatial :

La constellation GPS est composée de 31 satellites placés sur des orbites :

- quasi circulaires,
- de rayon 26 500 km (soit à une altitude d'environ 20 200Km),
- de période égale à environ 11h 58 min et à une vitesse de 13 000 km/h.

Ces satellites évoluent sur 6 plans orbitaux ayant tous une inclinaison d'environ  $55^\circ$  sur l'équateur. Cette constellation permet d'assurer la visibilité de 4 à 8 satellites avec une élévation supérieure à  $15^\circ$  en tout point du globe [7]. La figure I.4 montre un exemple de positionnement des 27 satellites pour une période de 24h :



**Figure I. 4 :** Exemple de positionnement des 27 satellites lors d'une orbite terrestre (24h) [8].

Le satellite est caractérisé par [8]:

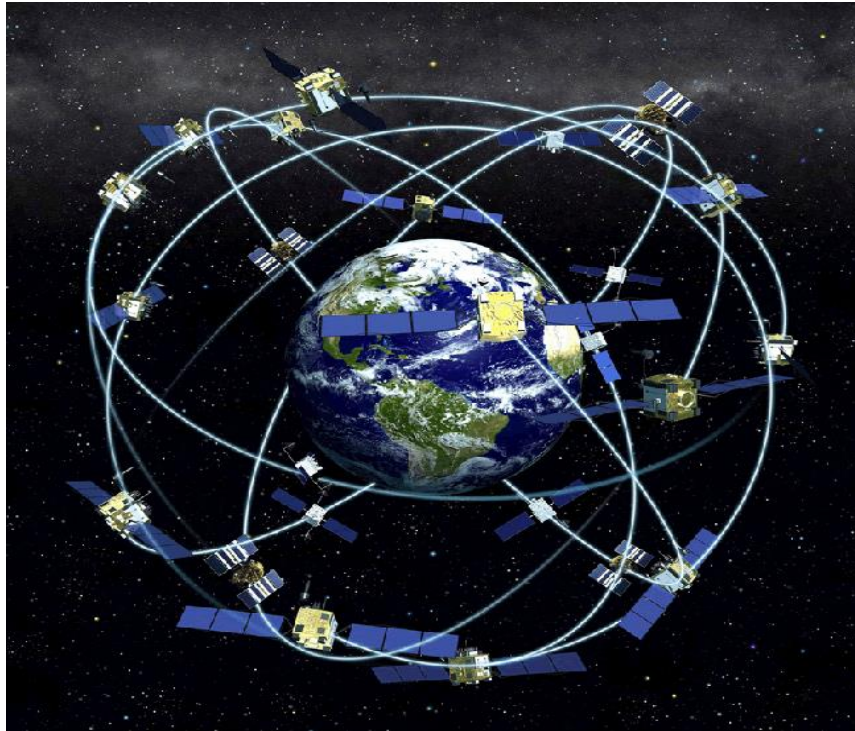
- Durée de vie : 7 ans et demi,
- Masse : entre 500 et 800 kg,
- Puissance embarquée : 700 W en fin de vie,
- 2 antennes : une bande L pour la localisation et une bande S pour la télémétrie,
- 2 horloges au césium,
- 2 horloges au rubidium.

Il y a eu jusqu'à présent 3 Blocs de satellites [9]:



- **Bloc I** : les satellites du Bloc I sont les 11 premiers satellites du système, mis en orbite entre 1978 et 1985, fabriqués par Rockwell International, ils étaient prévus pour une mission moyenne de 4,5 ans et une durée de vie de cinq ans, mais leur durée de vie moyenne s'éleva à 8,76 années ; l'un d'entre eux est même resté pendant 10 ans en activité. Leur mission principale était de valider les différents concepts du GPS. Aujourd'hui, les satellites du Bloc I ne sont plus en service.
- **Bloc II** : les satellites du Bloc II sont les premiers satellites opérationnels du GPS. De nombreuses améliorations ont été apportées à ces satellites par rapport à la version précédente, notamment en ce qui concerne leur autonomie. Ils sont capables de rester 14 jours sans contact avec le segment sol tout en gardant une précision suffisante. Neuf satellites furent lancés en 1989 et 1990. Bien qu'on ait estimé leur durée de vie à 7,5 ans, la plupart d'entre eux sont restés opérationnels pendant plus de dix ans. Il ne reste plus de satellite du Bloc II actif.
- **Bloc IIA** : les satellites du Bloc IIA, au nombre de 19, lancés entre 1990 et 1997, correspondent à une version perfectionnée des satellites du Bloc II initial. Ils sont équipés de deux horloges atomiques au césium et de deux horloges au rubidium. Ils ont marqué à partir de 1993 le début de la phase opérationnelle du GPS. Début 2016, le dernier satellite du Bloc IIA a cessé de fonctionner après 25 ans de service.
- **Bloc IIR** : les satellites du Bloc IIR sont dotés d'une meilleure autonomie, fabriqués par Lockheed Martin Corporation, et mis en orbite entre 1997 et 2009, ils peuvent se transmettre mutuellement des messages sans aucun contact au sol, permettant ainsi aux opérateurs du système de pouvoir communiquer avec des satellites qui leur sont inaccessibles dans une communication directe. Ils sont équipés de trois horloges atomiques au rubidium. Vingt-et-un satellites du Bloc IIR sont lancés, le dernier le 17 août 2009. Les huit derniers sont désignés sous le sigle IIR-M parce qu'ils émettent un nouveau code civil (L2C) sur la fréquence L2 et de nouveaux codes militaires (M) sur les fréquences L1 et L2. Le satellite IIR-M7 est modifié pour émettre le nouveau signal sur la fréquence L5, implanté sur les satellites du Bloc IIF.
- **Bloc IIF** : les satellites du Bloc IIF (Follow-On) construits par Boeing sont au nombre de 12, le premier de la série a été lancé en mai 2010, le dernier en février 2016. Ces satellites émettent un nouveau signal civil sur la fréquence L5.
- **Bloc III** : les 10 premiers satellites du Bloc III sont construits par Lockheed Martin Corporation. Ils émettent un nouveau signal civil (L1C) sur la fréquence L1. Le premier satellite du bloc III est lancé le 23 décembre 2018.

La figure I.5 montre la constellation GPS.



**Figure I. 5 :** Satellites GPS en orbite autour de la Terre [10].

Plusieurs numérotations des satellites GPS cohabitent [11] :

- La numérotation du type SV (Space Vehicule) qui correspond à l'ordre de lancement des satellites,
- Le numéro PRN (Pseudo Range Noise) qui est celui que contient le message de navigation et qui est le plus souvent utilisé par les récepteurs et les logiciels calculs,
- La numérotation dans le catalogue de la NASA,
- La numérotation internationale.

### **I.3.1.2 Le segment contrôle :**

Cette partie se compose de 5 stations de base sans pilote dans le monde entier qui surveillent les satellites pour suivre leur position exacte dans l'espace, et pour s'assurer qu'ils fonctionnent correctement. Les stations surveillent en permanence les orbites des satellites et utilisent un radar très précis pour vérifier l'altitude, la position et la vitesse [12].

Le segment de contrôle surveille et corrige les satellites en particulier lors du passage au-dessus des stations. Il calcule en permanence les temps de propagation ionosphérique, les

effets mécaniques relativistes, la dérive des horloges atomiques de bord qui, compte tenu de certaines instabilités dans les satellites en orbite, doivent être fréquemment ajustées aux horloges des stations de contrôle au sol. Il doit également permettre aux satellites de connaître très précisément leurs éphémérides : d'abord, le satellite envoie sa position théorique à la station de contrôle, qui calcule alors la véritable position et renvoie finalement au satellite la valeur de l'erreur commise. Ainsi, le satellite est à même d'inclure dans ses signaux la différence entre sa position théorique et sa position réelle afin que les récepteurs la prennent en compte dans leurs calculs [13].

Les cinq stations sont Colorado Spring (la station principale), Ascension, Diego Garcia, Kwajalein et Hawaii. Colorado Spring est la station maîtresse, c'est entre autres ici que le temps GPS est généré. La répartition des stations sol à travers le monde est donnée à la figure I.6 [11].



Figure I. 6 : Carte des stations du secteur de contrôle [11].

### I.3.1.3 Le segment utilisateur :

Plusieurs types de récepteurs GPS existent dans diverses gammes d'application, de prix, de précision et de difficulté de mise en œuvre.

Les récepteurs géodésiques GPS sont des appareils qui enregistrent le message des satellites par l'intermédiaire d'une antenne stationnée sur un point dont on veut connaître la position. Par un processus basé essentiellement sur la connaissance du code qui module le signal reçu, les récepteurs effectuent les mesures GPS.

Il existe essentiellement trois types de récepteurs qui ont été développés selon les architectures des canaux de réception suivantes (les 2 premières sont désormais obsolètes) [14,15] :

- 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 pseudo-distances 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 multicanaux 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.

La figure I.7 montre un exemple d'un récepteur GPS.



**Figure I. 7** : Un récepteur GPS [16].

### **I.3.2 Le signal GPS et son traitement :**

Les satellites GPS émettent des signaux électromagnétiques à destination des utilisateurs. Ces signaux électromagnétiques sont constitués de plusieurs composantes. Ainsi, on peut distinguer :

- le message de navigation,
- les ondes porteuses,

- les codes de modulation.

Certaines techniques de positionnement sont basées sur des mesures de codes exclusivement, d'autres exploitent des mesures de phases réalisées directement sur les ondes porteuses tandis que d'autres encore utilisent une combinaison de ces deux types de mesures. La précision finale du positionnement dépend fortement de la technique employée.

### I.3.2.1 Le message de navigation :

Le signal transporte le message de navigation. Celui-ci contient les différentes informations nécessaires au positionnement. Ces informations sont initialement calculées et injectées dans la mémoire des satellites par les stations terrestres constituant le segment de contrôle du GPS. Ce message de navigation est transmis par chaque satellite. On y retrouve par exemple [17] :

- Le temps GPS, défini par le numéro de semaine et le temps dans la semaine,
- Les éphémérides, comprenant les paramètres utiles au calcul de la position du satellite émetteur à une dizaine de mètres près,
- Les almanachs, contiennent les mêmes informations que les éphémérides, à une précision moindre, et concernent l'ensemble de la constellation,
- Les coefficients d'un modèle mondial de correction ionosphérique,
- Des informations sur l'état de la constellation,
- Le modèle de comportement des horloges et les paramètres de transformation du temps GPS vers le temps UTC (Coordinated Universal Time).

Ce message de 37500 bits se compose de 25 trames qui contiennent chacune 1500 bits. Chaque trame est divisée en 5 sous-trames de 300 bits, dont chacune se compose de 10 mots de 30 bits. Avec un débit binaire de 50 bps, chaque bit dure 20 ms, la transmission d'une sous-trame se fait en 6s, une trame en 30s, et le message de navigation entier prend 12,5 minutes [18], comme illustré sur la figure I.8.

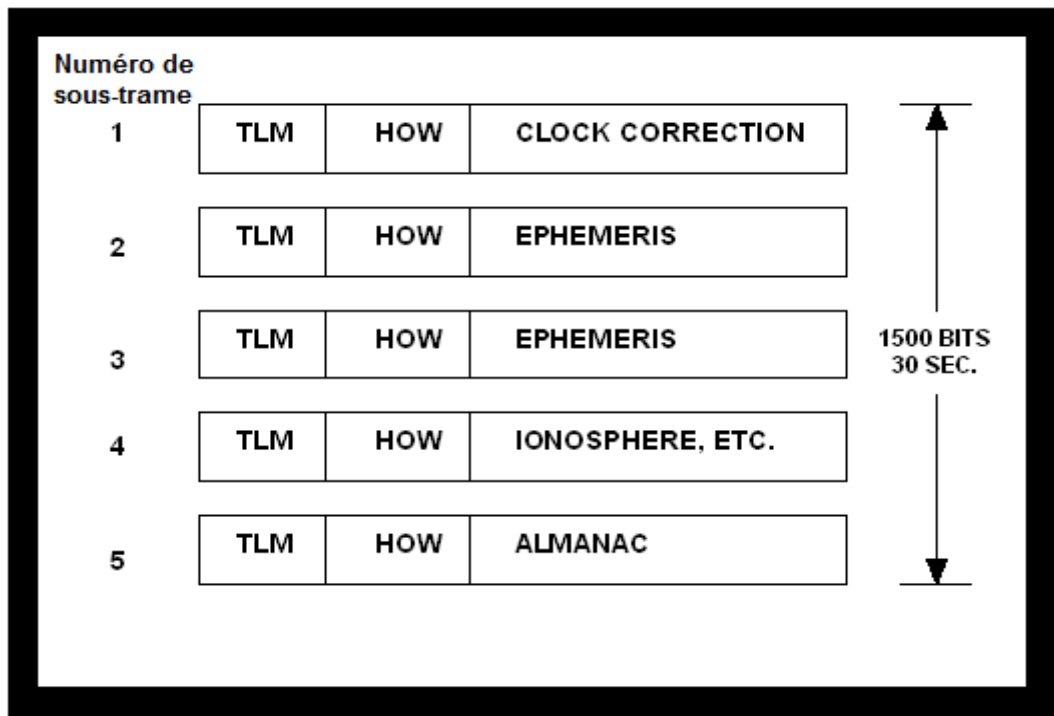


Figure I. 8 : Message de navigation GPS [19].

Avec :

- **TLM (Telemetry word)** : Mot de télémétrie contient un modèle de synchronisation qui facilite l'accès aux données de navigation.
- **HOW (handover word)** : mot de transfert permet un accès direct au code PRN.

### I.3.2.2 Les ondes porteuses :

Plusieurs bandes fréquentielles sont allouées pour l'émission des signaux GPS. Avec la modernisation du système, les signaux GPS seront émis sur trois porteuses situées dans la bande L supérieure comme le montre la figure I.9. Ces trois fréquences porteuses, construites à partir d'une fréquence de base  $F_0 = 10.23$  MHz, sont données par [3]:

- $L1 = 154F_0 = 1575.42$  MHz. Cette fréquence porte actuellement le service PPS et SPS et accueillera le prochain signal civil L1C ainsi que le signal militaire M.
- $L2 = 120F_0 = 1227.60$  MHz. Cette fréquence porte actuellement le service PPS et accueillera le prochain signal civil L2C.
- $L5 = 115F_0 = 1176.45$  MHz. Cette fréquence accueillera le prochain signal civil L5 ainsi que le signal militaire M.

Ces nouveaux signaux viennent répondre à des besoins spécifiques en vue d'améliorer les performances actuelles du GPS.

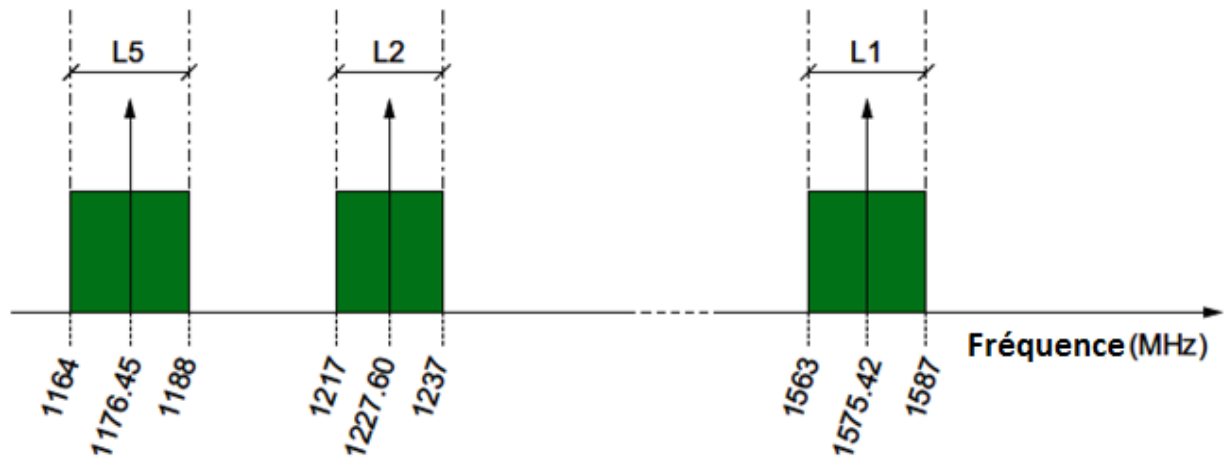


Figure I. 9 : Les fréquences GPS [19].

### I.3.2.3 Les codes de modulation :

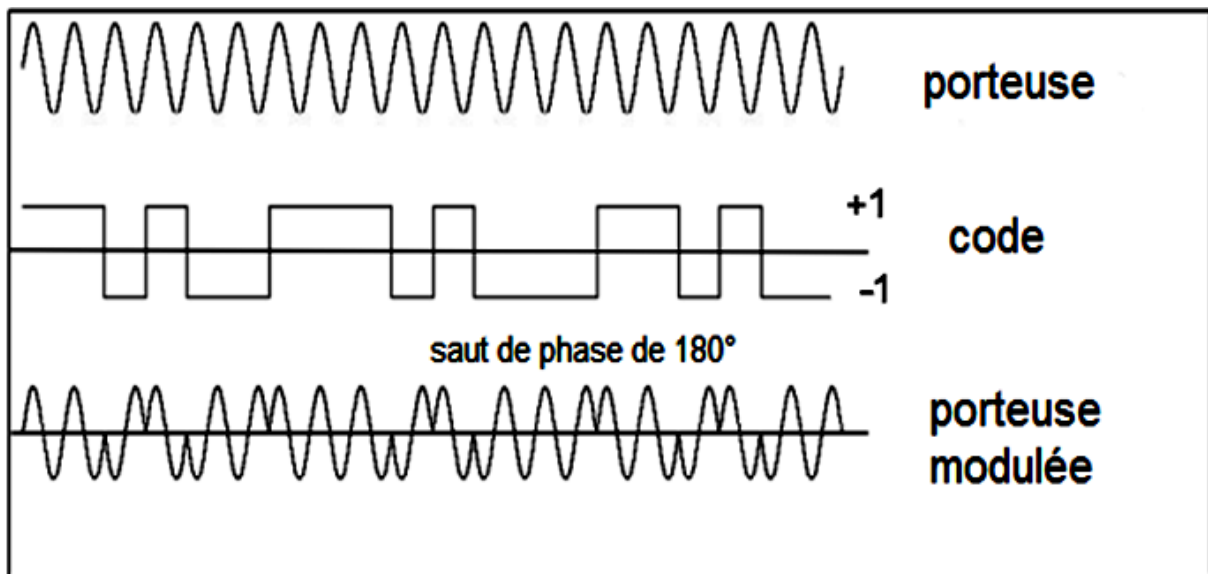
Les porteuses sont modulées en fréquence par différents codes binaires pseudo-aléatoires PRN spécifiques à chaque satellite. Un code est une suite de nombres binaires. Il s'agit d'un signal rectangulaire dont les seules valeurs possibles sont « -1 » ou « 1 ». La fréquence d'un code s'exprime en « bits par seconde ». Contrairement à un signal parfaitement sinusoïdal, un code permet de véhiculer de l'information [21].

Actuellement, deux types de code sont utilisés par le GPS, ils sont eux même modulés par le message de navigation [13] :

- **Code C/A** (Coarse Acquisition), en français (acquisition brute) est un code binaire pseudo- aléatoire (code qui revient périodiquement à la même structure de bits un et zéro) ou PRN de débit 1,023 Mbit/s et de période 1 ms. Le code C/A n'est transmis que sur la fréquence L1 et n'est pas crypté. La transmission des données se fait selon le principe CDMA (Code Division Multiple Access), c'est à dire que chaque satellite de la constellation dispose d'une clé (mot d'un code) à l'aide de laquelle il code l'information à transmettre. Connaissant la clé d'un satellite donné, le récepteur est capable d'extraire le message de ce satellite du signal composite reçu.

- **Code P** (pour « précis ») de débit 10,23 Mbit/s dont la séquence binaire est non répétitive et sa période est d'une semaine. Ce code est modulé sur les deux fréquences L1 et L2.

Les informations constituant le signal GPS (codes pseudo-aléatoires et message de navigation) sont véhiculées sur l'onde porteuse sous la forme de codes binaires suivant la technique de modulation par inversion de phase BPSK (Binary Phase Shift Keying). Cette modulation consiste à inverser la phase de la porteuse en fonction de la valeur du code binaire (0 ou 1) comme illustré sur la figure I.10 [22].



**Figure I. 10** : Modulation de phase d'une onde porteuse par un code binaire [23].

Les signaux GPS  $s_{L1}$  et  $s_{L2}$  respectivement transmis sur L1 et L2 peuvent être décrits par les équations suivantes [24] :

$$s_{L1}(t) = A_{L1}P(t)W(t)D(t)\cos(2\pi f_{L1}t) + A_{L1}C/A(t)D(t)\sin(2\pi f_{L1}t) \quad (I.1)$$

$$s_{L2}(t) = A_{L2}P(t)D(t)\cos(2\pi f_{L2}t) \quad (I.2)$$

Avec :

- $A_{L1}$  et  $A_{L2}$  les amplitudes des ondes porteuses L1 et L2,
- $f_{L1}$  et  $f_{L2}$  les fréquences des ondes porteuses L1 et L2,
- $P(t)$  la modulation du code P,



- $W(t)$  la modulation du code W (dans le cas où le cryptage est activé),
- $D(t)$  le message de navigation,
- $C/A(t)$  la modulation du code C/A.

La figure I.11 résume et explicite les différentes étapes de la génération des ondes porteuses L1 et L2 à bord des satellites.

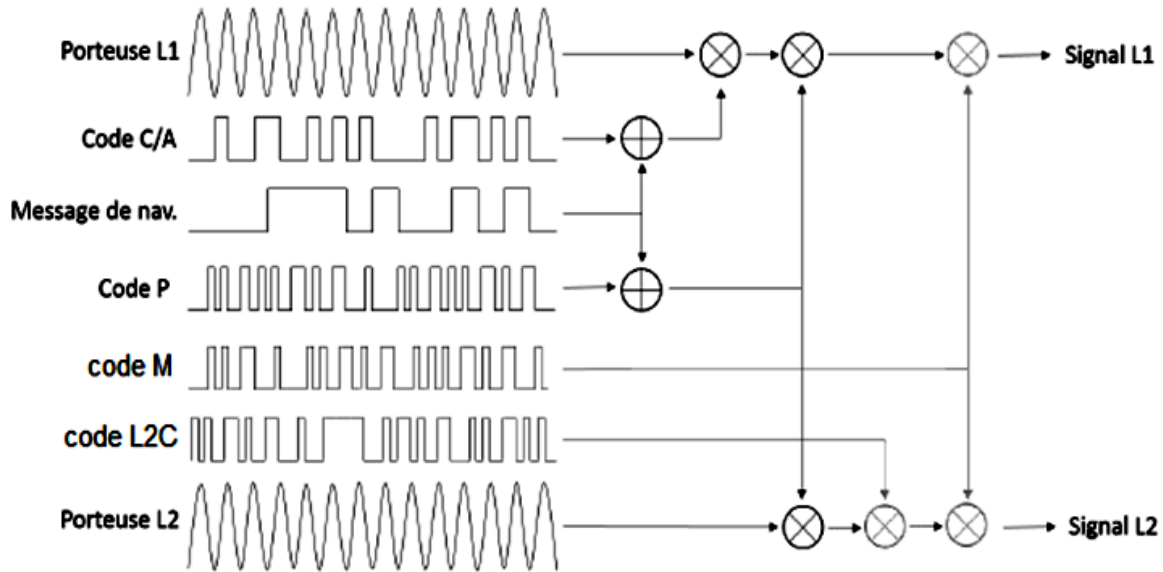


Figure I. 11 : Décomposition des éléments constitutifs du signal GPS [24].

La différence principale entre les deux signaux concerne le nombre de codes utilisés. On constate, en effet, la modulation du signal L1 par C/A et P alors que le signal L2 n'utilise que P. Le signal L2 est ainsi destiné aux utilisateurs militaires uniquement, ce qui leur offre la possibilité de systèmes bi-fréquences plus performants.

Le système GPS prévoit également d'améliorer ses performances grâce à la porteuse L5 (bloc IIF), ayant une fréquence de 1176,45 MHz et utilisant une modulation de type QPSK (Quadrature Phase Shift Keying). Ce signal doit permettre de suivre des signaux plus faibles ou encore de garantir une meilleure immunité aux interférences. Cette amélioration a pour but de corriger certains défauts du système actuel.

Les signaux sont émis par une polarisation circulaire droite RHCP (Right Hand circular Polarization).

A la réception, à la sortie du module front-end, le signal direct est représenté par un signal complexe  $s(t)$  [25] :

$$s(t) = A \cdot D(t - \tau(t)) \cdot C(t - \tau(t)) \exp(j[2\pi f_{IF}t + \varphi(t)]) + n(t) \quad (I.3)$$

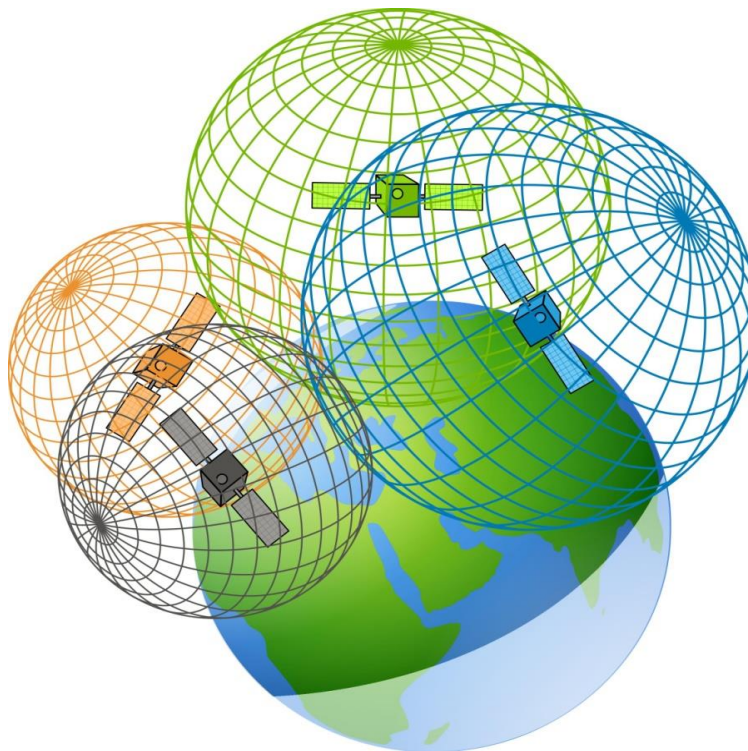
Où :

- $\tau(t)$  représente le retard de propagation,
- $\varphi(t)$  est la phase du signal reçu dépendant du retard,
- $f_{IF}$  est la fréquence intermédiaire, compensée par le récepteur et considérée ici comme nulle,
- $n(t)$  est le bruit additif souvent considéré comme Gaussien et blanc.

### I.3.3 Principe de calcul de la position :

Le positionnement GPS est basé sur la méthode de la trilatération, qui est un calcul mathématique pour déterminer la position de quelque chose en connaissant sa distance à partir d'un certain nombre de points connus. En réalité une position doit être déterminée dans l'espace tridimensionnel, de sorte que la trilatération 3D nécessite de connaître 3 points se trouvant sur les surfaces de trois sphères pour déterminer la position, qui coordonne (X; Y;Z).

Dans les systèmes GPS, le récepteur doit déterminer quatre plages (surface de sphère) de quatre satellites : trois pour calculer la position en 3D et le quatrième pour la synchronisation temporelle afin de corriger l'erreur d'horloge du récepteur. Ce principe est illustré dans la figure I.12.



**Figure I. 12** : Principe de trilatération [26].

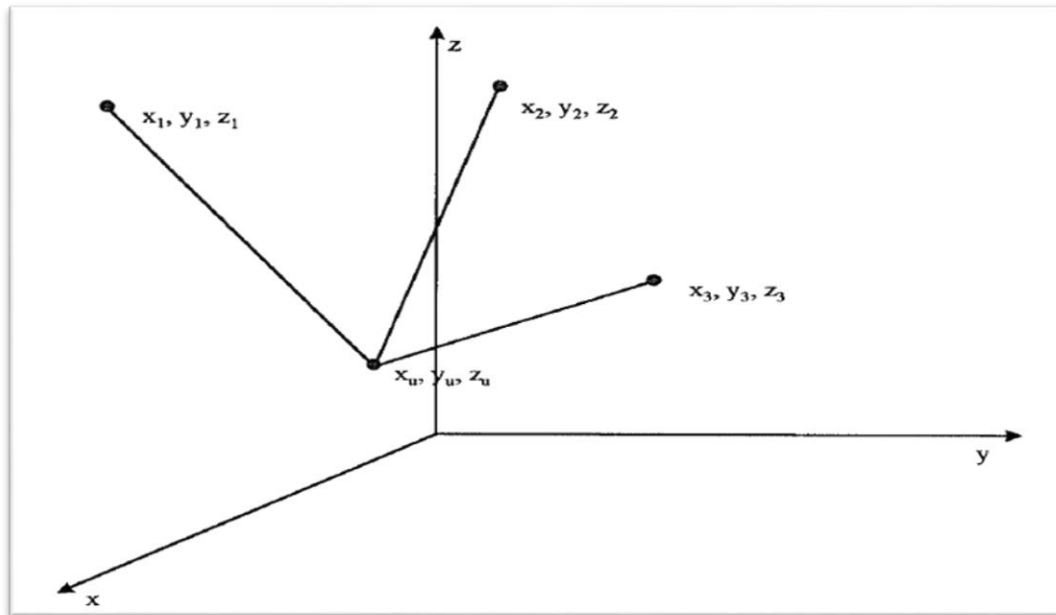
La première étape pour le récepteur, pour calculer sa position, est de déterminer quels satellites utiliser dans les mesures en vérifiant la géométrie entre chaque satellite et le récepteur et aussi l'état et la santé du signal satellite, qui détermine si les données de navigation sont corrompues ou non. Le récepteur doit sélectionner au moins quatre satellites, parmi lesquels trois sont nécessaires pour calculer la position en 3D, c'est à dire (X;Y;Z), en plus d'un quatrième satellite qui est nécessaire pour calculer le quatrième paramètre, pour résoudre le problème de synchronisation causé par l'erreur de l'horloge du récepteur. Ensuite, le récepteur doit déterminer la pseudo-distance pour chaque satellite. Le récepteur utilise la formule de correction envoyée par les satellites pour surmonter ces erreurs et l'applique dans les plages mesurées pour atteindre des résultats précis [27].

### I.3.3.1 Equation de base pour la navigation :

Supposons que la distance mesurée est exacte et que, dans cette condition, trois satellites suffisent. Dans la figure I.13, il y a trois points connus à des endroits :  $r_1$  ou  $(x_1, y_1, z_1)$ ,  $r_2$  ou  $(x_2, y_2, z_2)$  et  $r_3$  ou  $r_3(x_3, y_3, z_3)$  et un point inconnu dans  $r_u$  ou  $(x_u, y_u, z_u)$ . Si les distances entre les trois points connus et le point inconnu peuvent être mesurées comme  $\rho_1$ ,  $\rho_2$  et  $\rho_3$ , ces distances peuvent être écrites comme suit [28] :

$$\left. \begin{aligned} \rho_1 &= \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} \\ \rho_2 &= \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} \\ \rho_3 &= \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} \end{aligned} \right\} \quad (I.4)$$

Comme il y a trois inconnues et trois équations, les valeurs de  $x_u$ ,  $y_u$  et  $z_u$  peuvent être déterminées à partir de ces équations. En théorie, il devrait y avoir deux ensembles de solutions, car ce sont des équations de second ordre. Comme ces équations sont non linéaires, elles sont difficiles à résoudre directement. Cependant, elles peuvent être résolues relativement facilement grâce à la linéarisation et à une approche itérative. La solution de ces équations sera discutée plus loin dans le troisième chapitre.



**Figure I. 13 :** Utilisation des trois positions connues pour trouver une position inconnue [28].

L'horloge du récepteur aura généralement une erreur de décalage par rapport à l'heure du système. De plus, la génération et la synchronisation de la fréquence des satellites sont basées sur une horloge atomique au césium ou rubidium en fonctionnement libre très précise, qui est généralement très peu décalée du temps du système. Ainsi, la distance déterminée par le processus de corrélation est désignée par la pseudo-distance. La mesure est appelée « pseudodistance » car il s'agit de la distance déterminée en multipliant la vitesse de propagation du signal  $c$ , par la différence de temps entre deux horloges non synchronisées (l'horloge satellite et l'horloge du récepteur) [29], comme illustré sur la figure I.14 :

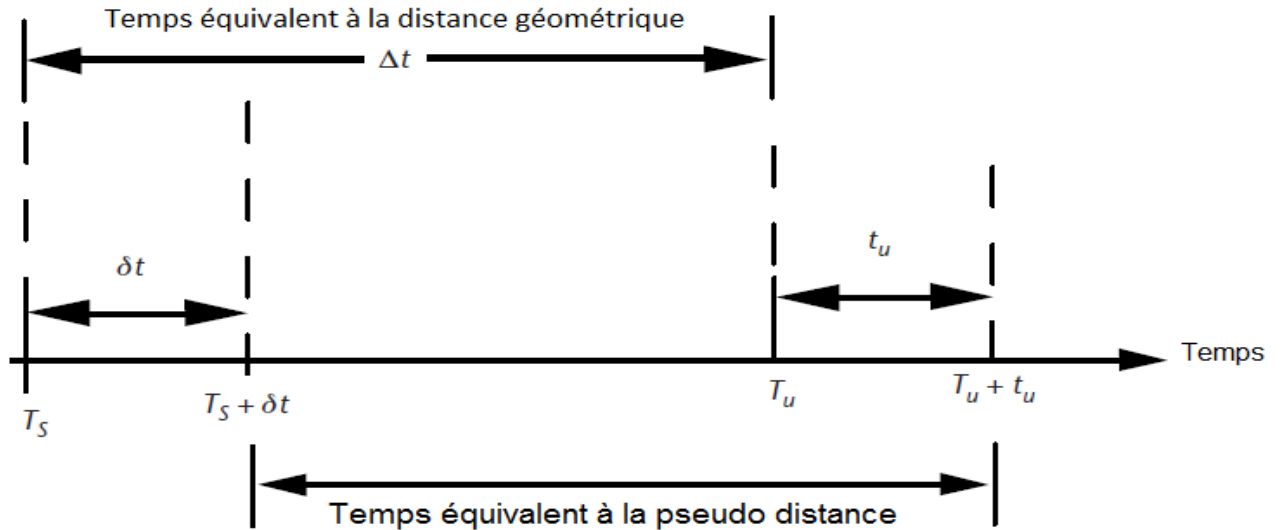


Figure I. 14 : Temps équivalent aux différentes distances [29].

La mesure contient:

- la distance géométrique satellite-utilisateur,
- Un décalage attribué à la différence entre le temps du système et l’horloge utilisateur,
- Un décalage entre l’heure du système et l’horloge satellite.

Avec :

$T_s$  : Temps de transmission par le satellite.

$T_u$  : Temps de réception par l’utilisateur.

$\partial t$  : Décalage de l’horloge satellite par rapport au temps système.

$t_u$  : Décalage de l’horloge récepteur par rapport au temps système.

$T_s + \partial t$  : Lecture d’horloge satellite au moment où le signal du satellite est transmis.

$T_u + t_u$  : Lecture d’horloge du récepteur de l’utilisateur au moment où le signal atteint le récepteur.

$c$  : vitesse de lumière.

Les distance géométrique et pseudo distance sont respectivement données par:

$$\text{distance géométrique, } r = c(T_u - T_s) = c\Delta T \tag{I.5}$$

$$\text{pseudo distance, } \rho = c[(T_u + t_u) - (T_s + \partial t)] + e$$

$$\rho = cT_u + ct_u - cT_s - c\partial t + e$$

$$\rho = r + c[t_u - \partial t] + e \quad (\text{I.6})$$

$e$  peut être développée comme la somme de plusieurs erreurs :

$$\rho = r + c[t_u - \partial t] + I + T + m + v \quad (\text{I.7})$$

Où :

$I$  et  $T$  sont les erreurs ionosphérique et troposphérique,  $m$  est l'erreur causée par les éventuelles réflexions des signaux,  $v$  est le bruit du récepteur.

Certaines de ces erreurs peuvent être corrigées; par exemple, le retard troposphérique peut être modélisé et l'erreur ionosphérique peut être corrigée dans un récepteur à deux fréquences. Les erreurs entraîneront une inexactitude de la position de l'utilisateur. Cependant, l'erreur d'horloge de l'utilisateur ne peut pas être corrigée par l'information reçue. Ainsi, il restera comme une inconnue.

### I.3.3.2 Notion de pseudo-distance :

En supposant que la position de chaque satellite en visibilité est connue et transmise à l'utilisateur via l'information portée par le signal, les mesures de pseudo-distances corrigées ne dépendent que de 4 paramètres :

- la position 3D du récepteur  $(x_u, y_u, z_u)$ ,
- le décalage  $t_u$  entre l'horloge du récepteur et le temps de référence GPS.

Pour estimer ces 4 paramètres en temps réel, le récepteur doit à chaque instant avoir 4 satellites en visibilité au minimum pour obtenir les 4 mesures de pseudo-distances nécessaires à la réalisation de la solution de navigation [30].

Pour quatre satellites c'est-à-dire quatre mesures, le système d'équations à résoudre est le suivant [29] :

$$\rho_1 = \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} + ct_u \quad (\text{I.8})$$

$$\rho_2 = \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} + ct_u \quad (\text{I.9})$$

$$\rho_3 = \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} + ct_u \quad (\text{I.10})$$

$$\rho_4 = \sqrt{(x_4 - x_u)^2 + (y_4 - y_u)^2 + (z_4 - z_u)^2} + ct_u \quad (\text{I.11})$$

Plusieurs méthodes sont utilisables pour résoudre ce système. L'une des plus connues et des plus répandues est la méthode dite des résidus des moindres carrés LSR (Least Squares Residual), permettant de résoudre des systèmes complexes. Une extension de cette technique consiste à utiliser une pondération judicieusement choisie pour améliorer la pertinence de la solution finale du système ; elle est appelée méthode des résidus des moindres carrés pondérés WLSR (Weighted Least Squares Residual).

## I.4 Les autres systèmes GNSS :

### I.4.1 Galileo :

Le développement du système de positionnement européen a commencé en 1999. Son premier satellite a été lancé en 2005, et on compte aujourd'hui 18 satellites opérationnels et 4 en cours de recette. Cependant, ce système est en cours de développement en ce moment et la prévision est d'être complètement opérationnel d'ici 2020 avec 30 satellites. Les avantages de ce système est une plus grande précision et de sécurité et moins de problèmes avec multipath et interférences [5,31].

Contrairement au GPS, Galileo propose 4 services depuis décembre 2017 [32] :

- L'OS (Open Service) résulte d'une combinaison de signaux ouverts. Ce service propose un positionnement et une synchronisation à l'aide du GNSS.
- Le SOL (Safety of Life Service) améliore la performance de l'OS en fournissant une alerte à utilisateur quand ce dernier ne peut pas garantir une marge de précision, alors une alerte sera envoyée.
- Le CS (Commercial Service) donne accès à deux signaux supplémentaires, pour permettre d'obtenir un meilleur débit de données et pour permettre aux utilisateurs d'améliorer la précision grâce à des techniques avancées de traitement de signal.
- Le PRS (Public Regulated Service) propose un positionnement et une synchronisation à des utilisateurs spécifiques exigeant une grande fiabilité, avec un accès contrôlé.

Le système Galileo se compose de trois segments :

- **Le segment spatial** réunit les satellites. Chaque satellite embarque quatre horloges atomiques extrêmement stables. Une seule horloge en bon état de fonctionnement est nécessaire et suffisante pour le bon fonctionnement d'un satellite, les trois autres horloges intervenant en cas de panne. Ces horloges ont pour fonction de réaliser localement l'échelle de temps du système et de dater les signaux qui sont émis. Les satellites de Galileo sont sur des orbites nominales circulaires, à une altitude de 23 222 km. Une orbite autour de la Terre dure un peu plus de 14 h. Ces orbites sont contenues dans des plans inclinés à  $56^\circ$  sur l'équateur, afin de balayer une large plage de latitudes. Les trois plans orbitaux de Galileo sont disposés dans l'espace de façon que leurs intersections avec l'équateur fassent un angle de  $120^\circ$ . Chaque plan orbital contient dix satellites, dont deux de secours. Les satellites opérationnels d'un même plan orbital sont espacés de  $45^\circ$  l'un par rapport à l'autre. Les règles de composition de cette constellation de satellites garantissent de pouvoir utiliser le système Galileo dans le monde entier et dans les mêmes conditions [33].
- **le segment au sol** Galileo comprend le segment de contrôle pour l'exploitation ainsi que la détermination de l'orbite et du temps, GCS (Ground Control Segment) et le système de surveillance de l'intégrité IDS (Integrity Determination System). Le nombre d'éléments de la GCS et de l'IDS fait l'objet d'un examen plus approfondi dans la présente phase de définition. Le GCS comprendra environ 12 à 15 stations de référence, 5 stations de liaison ascendante et deux centres de contrôle. L'IDS pour l'Europe comprendra 16 à 20 stations de surveillance, trois stations de liaison montante pour les données d'intégrité et deux stations centrales pour les calculs d'intégrité. Dans l'espace européen, l'intégration avec le segment terrestre d'EGNOS joue un rôle important [34].
- **Le segment d'utilisateurs** de Galileo doit être développé en parallèle avec le système de base pour garantir que les récepteurs et les utilisateurs seront disponibles à temps lorsque Galileo atteindra ses capacités opérationnelles complètes. Galileo fournit des spécifications et des implémentations de segments d'utilisateurs de test pour développer des récepteurs pour expérimenter et valider le service Galileo et fournir une preuve des performances du système. Il existe plusieurs projets en cours et plusieurs gammes de produits de récepteurs introduisent les récepteurs Galileo (par exemple, récepteur GARDA) [27].



Les signaux de navigation GALILEO sont transmis dans les quatre bandes de fréquences indiquées dans le tableau I.1.

Ces quatre bandes de fréquences sont 1164-1215 Mhz (E5a et E5b), 1260-1300 Mhz (E6) et 1559-1592 Mhz (E2-L1-E1). Ils fournissent une large bande passante pour la transmission des signaux GALILEO. Les bandes de fréquences de GALILEO ont été choisies par RNSS (Radionavigation satellite services) et l'ensemble des bandes de fréquence E5a, E5b, et E1 sont inclus dans l'ARNS (Aeronautical radionavigation services), qui est aussi utilisé par l'aviation civile [32]. Les bandes L1 et L5 sont communes entre les systèmes Galileo et GPS, autorisant ainsi une compatibilité entre les deux constellations, en en s'assurant que le partage des fréquences n'ait pas d'impact négatif sur la propagation et la réception des signaux.

**Tableau I. 1 :** Fréquences porteuses Galileo.

Signal	Fréquence porteuse (MHz)	Largeur de bande réceptrice (MHz)
E1	1575.42	24.552
E5a	1176.45	20.460
E5b	1207.14	20.460
E6	1278.75	40.920

Tous les satellites Galileo partageront la même fréquence nominale, utilisant des techniques de division de code à accès multiple (CDMA). Galileo utilisera un schéma de modulation différent pour ses signaux, le vecteur de décalage binaire BOC (Binary Offset Carrier) et le saut de phase en quadrature QPSK (quadrature phase skip keying) [35].

Un certain nombre de codes de portée et de messages de navigation différents ont dû être spécifiés pour répondre aux diverses exigences d'application des services Galileo. Dix signaux de navigation ont été définis dans les quatre bandes de fréquences E5a, E5b, E6 et E1. On distingue trois types de codes de portée : le code de portée à accès libre (qui n'est pas chiffré et connu du public), les codes de portée chiffrés avec un chiffrement commercial, et enfin les codes de portée chiffrés avec un chiffrement gouvernemental. Tous les satellites utilisent les mêmes fréquences porteuses pour la transmission du signal [36].

### I.4.2 GLONASS :

Le système GLONASS (Global Navigation Satellite System), a commencé à se développer en Union soviétique dans les années 1970 en tant que système militaire. Le premier satellite a été lancé en 1982, et une constellation complète de 24 satellites a été atteinte en 1995. La constellation de satellites s'est dégradée peu de temps après, car les anciens satellites ont échoué et n'ont pu être remplacés en raison du manque de financement. En 2001, le gouvernement russe a lancé un programme de 10 ans pour reconstruire le système. Une constellation complète de 24 satellites a été restaurée en 2011 [37].

Comme tous les systèmes GNSS, le système GLONASS se compose de trois segments [38,35] :

- **Le segment spatial** GLONASS est constitué nominale de 24 à 30 véhicules spatiaux SV (space vehicles) opérationnels en trois plans orbitaux circulaires avec une altitude nominale de 19 100 km, une inclinaison de 64,8°, et la période orbitale de 11 h 15 min 44 s. Les plans orbitaux ont été sélectionnés pour assurer une couverture de signal globale continue de la surface de la Terre et de l'espace proche de la Terre jusqu'à 2000 km.
- **Le segment de contrôle** comprend le Centre de contrôle du système et le réseau des stations de commandement et de suivi qui sont situés sur tout le territoire de la Russie. Le segment de contrôle assure la surveillance de l'état de la constellation GLONASS, la correction des paramètres orbitaux et le téléchargement des données de navigation
- **Le segment utilisateur** consiste à recevoir et à traiter les signaux de navigation GLONASS et permet à l'utilisateur de calculer les coordonnées, la vitesse et le temps.

Les satellites transmettent des signaux de navigation sur deux bandes de fréquences, L1 centrées autour de 1602 Mhz et L2 centrées autour de 1246 Mhz. Les bandes de fréquences GLONASS L1 et L2 sont parfois appelées G1 et G2 pour les distinguer des désignations de fréquences GPS. Chacune des bandes est partagée entre les satellites par division de fréquences à accès multiple (FDMA). Les bandes sont divisées en 14 canaux selon les formules suivantes :

$$f_{K1} = f_{01} + K\Delta f_1, \quad \Delta f_1 = 562.5 \text{ kHz}$$

$$f_{K2} = f_{02} + K\Delta f_2, \quad \Delta f_2 = 437.5 \text{ kHz}$$

Où :

$f_{01}$  et  $f_{02}$  sont les fréquences centrales pour chaque bande, la séparation entre les canaux est  $f_1$  pour L1 et  $f_2$  pour L2, et  $K$  est le numéro du canal. Les canaux sont numérotés de -7 à 6. Chaque satellite se voit attribuer une paire de fréquences porteuses 18 selon son numéro de canal  $K$  [37].

GLONASS transmette C / A-code sur L1, P-code sur L1 et L2. GLONASS observables (code et phase) sont similaires à GPS. La principale différence entre GPS et GLONASS est que GLONASS utilise la technologie FDMA (Frequency Division Multiple Access) pour distinguer les signaux de différents satellites, mais GPS et Galileo utilisent (Code Division Multiple Access, CDMA) pour distinguer entre les satellites. Tous les satellites GLONASS transmettent les mêmes codes C/A et P, mais chaque satellite à des fréquences porteuses légèrement différentes [23].

### I.4.3 Compass-Beidou :

Le système de navigation par satellite de Beidou appelé BDS (Big Dipper satellite) a été construit et exploité de manière indépendante par la Chine, en tenant compte des besoins de la sécurité nationale du pays ainsi que du développement économique et social. En tant qu'infrastructure spatiale des significations nationales, BDS offre aux utilisateurs mondiaux des services de positionnement, de navigation et de chronométrage de tous les temps, avec une grande précision. Le premier satellite a été lancé à la fin de 2000 et le système est devenu pleinement opérationnel au début de 2004. Le BDS est principalement composé de trois segments [39, 40] :

- **Le segment spatial.** Le segment spatial BDS est une constellation de navigation hybride composée de satellites en orbite géostationnaire GEO (Geostationary Earth Orbit), en orbite géosynchrone inclinée IGSO (Inclined Geosynchronous Satellite Orbit) et en orbite terrestre moyenne MEO (Medium Earth Orbit).
- **Le segment au sol.** Le segment sol du BDS comprend diverses stations au sol, y compris des stations de contrôle principales, des stations de synchronisation du temps/liaison montante, des stations de surveillance, ainsi que des installations d'exploitation et de gestion des liaisons entre satellites.
- **Le segment utilisateur.** Le segment des utilisateurs du BDS comprend divers types de produits de base du BDS, y compris les puces, les modules et les antennes, ainsi que

les terminaux du BDS, les systèmes d'application et les services d'application, qui sont compatibles avec d'autres systèmes.

Compass vient en place comme une deuxième génération de système de navigation par satellite Beidou, qui est prévu pour fournir un service de navigation pour la région Asie-Pacifique d'ici 2012, et fournir un service de navigation mondiale d'ici 2020. Son développement est programmé en trois phases : le système de démonstration, le système régional et le système global [41].

D'ici 2020, la constellation orbitale de Beidou comprendra 35 satellites [42]:

- 5 satellites Beidou-G en orbite géostationnaire (GEO) avec une altitude de 35 786 km, inclinés à (58,75° E, 80° E, 110,5° E, 140° E et 160° E) par rapport à l'équateur;
- 27 satellites Beidou-M en orbite terrestre moyenne (MEO), sur trois plans avec une altitude nominale de 21 528 km et une période nominale de 12 heures 53 min inclinés à 55° par rapport à l'équateur;
- Satellites Beidou-I en orbite géosynchrone inclinée (IGSO) avec une altitude de 35 786 kilomètres et une inclinaison de 55° par rapport au plan équatorial. Les trajectoires sous-satellites de ces satellites coïncident alors que la longitude du point d'intersection est à 118 °E.

Compass devrait offrir 2 services : un service libre de droits OS (Open Service) et un service avec autorisation AS (Authorized Service). Cette constellation devrait avoir 5 signaux, dont 2 pour le service gratuit. Le signal COMPASS B1 exploitera une modulation BOC modifiée MBOC (6,1,1/11) (Modified Binary Offset Carrier) à 1575,42 MHz tandis que COMPASS B2 exploitera une modulation AltBOC(15,10) à la même fréquence que GALILEO E5 (1191,795MHz).

Le premier satellite MEO de test, Beidou-M1, a été lancé le 13 avril 2007 démontrant ainsi l'intérêt, la capacité financière et la détermination de la Chine à développer leur propre système de positionnement mondial. Néanmoins, ce satellite transmet actuellement 3 signaux de tests ne correspondant pas aux spécifications décrites précédemment. Ces signaux exploitent tous une modulation BPSK et sont transmis sur les fréquences E2 (1561,100 MHz), E5a (1176,450 MHz) et E6 (1268,520 MHz).

Le deuxième satellite de test, Beidou-M2, a été lancé le 15 mai 2009. Contrairement à son prédécesseur, ce satellite n'est pas en orbite autour de la Terre. Il est plutôt géostationnaire au

dessus de l'océan Indien. Ces signaux exploitent tous une modulation BPSK et sont transmis sur les fréquences E2 (1561,100 MHz), E5a (1176,450 MHz) et E6 (1268,520 MHz) [43].

#### **I.4.4 Les systèmes d'augmentation :**

Connus sous le nom de SBAS (Satellite based augmentation system), ils utilisent des messages télédiffusés satellites supplémentaires et un réseau de stations terrestres pour améliorer les données en provenance du GNSS.

Ce type de systèmes tient compte de facteurs environnementaux, tels que les perturbations ionosphériques, afin de corriger les erreurs relevées dans les signaux GNSS. Les corrections sont ensuite transmises aux récepteurs des utilisateurs par l'intermédiaire des satellites géostationnaires intégrés aux systèmes SBAS [44].

Parmi ces systèmes, on peut citer [43] :

- **Le système américain (WAAS) :** Wide Area Augmentation System,
- **Le système canadien (CWAAS) :** Canadian Wide Area Augmentation System, fortement dépendant du système américain,
- **Le système européen (EGNOS) :** European Geostationary Navigation Overlay System,
- **Le système japonais (MSAS) :** Multifunctional Satellite Augmentation System,
- **Le système indien (GAGAN) :** GPS Aided Geo Augmented Navigation.

#### **I.5 Conclusion :**

Dans ce chapitre, nous avons introduit les notions fondamentales du positionnement satellitaire. Nous avons présenté les composantes des signaux GNSS, le message de navigation qui contient les différentes informations nécessaires au positionnement, les porteuses pour émettre ces signaux et les codes pseudo-aléatoire pour moduler les porteuses en fréquence. Les informations constituant les signaux GNSS sont véhiculées sur l'onde porteuse sous la forme de codes binaires suivant les techniques de modulation, chaque constellation ayant sa propre technique.

Par la suite nous avons décrit le principe de mesure de la pseudo-distance à partir du temps de propagation d'une onde qui se propage dans l'espace entre le satellite et le récepteur.

Nous avons dressé le système d'équations pour estimer les quatre inconnus, afin d'illustrer le principe de calcul de la position d'un récepteur quelconque.

Enfin, nous avons défini les principaux systèmes complémentaires contribuant à l'amélioration de la précision.

# Chapitre II

La localisation par satellite  
dans un environnement  
contraint

### II.1 Introduction :

L'intérêt grandissant pour les applications fondées sur le GNSS est très fortement lié à la qualité de service du positionnement offert par ces systèmes. Cette qualité de service s'exprime sous la forme d'un ensemble de paramètres, qui caractérisent les performances offertes aux usagers.

Plusieurs phénomènes physiques et facteurs techniques ont un effet sur ces performances. Dans ce chapitre, Nous commencerons par présenter les différents types d'erreurs qui peuvent exister quand on calcule la position d'un récepteur tels que l'horloge du satellite, l'ionosphère, la troposphère, les masques, la polarisation circulaire des ondes et les multi-trajets. Le but principal est d'éliminer ces erreurs et d'arriver à calculer la position exacte.

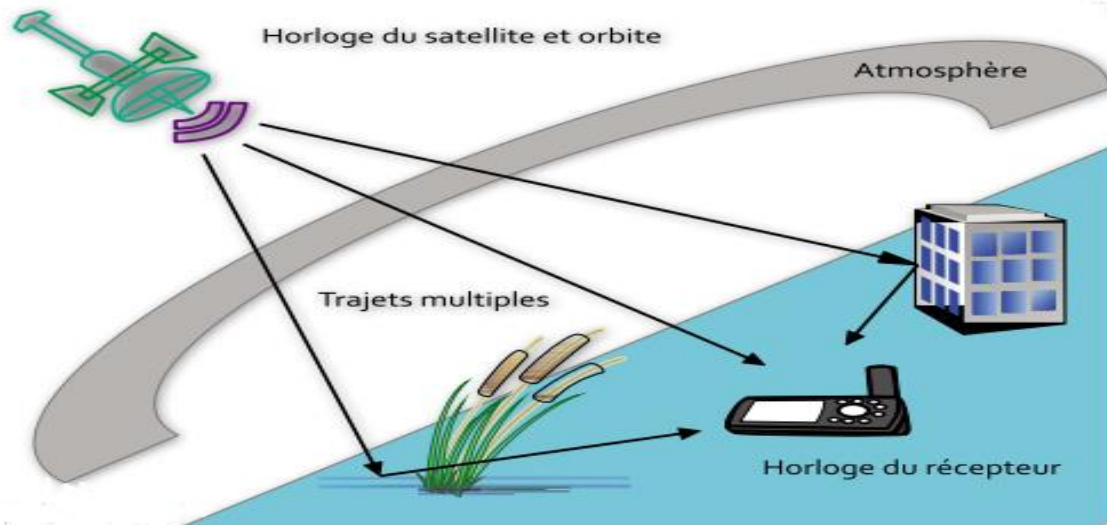
En environnement urbain, l'utilisateur attend beaucoup de précision sur sa position, car les différents points d'intérêt peuvent être très rapprochés. Pourtant, avec les bâtiments, les arbres et tous les éléments mobiles qui s'y trouvent, l'environnement n'est pas propice à la bonne propagation et réception des signaux GNSS [45]. Les objets de l'environnement de navigation, 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 [15]. Dans la deuxième section de ce chapitre, nous allons aborder les effets de masquage, de la géométrie des satellites caractérisés par le facteur «DOP» et le retard de propagation lié aux trajets réfléchis ou diffractés.

Enfin nous définirons les bases de l'estimation d'une position par des méthodes de filtrage statistique employées dans le domaine du GNSS.

### II.2 Erreurs affectant la précision de la localisation :

Les performances de positionnement GNSS sont affectées par plusieurs facteurs dits "naturels" qui limitent la précision du GPS. Nous pouvons citer dans l'ordre de leur influence sur la perte de précision: les erreurs liées aux satellites, les erreurs liées à la propagation, la polarisation circulaire des ondes et les phénomènes des multi-trajets.





**Figure II. 1 :** Principales sources d’erreur impactant la précision du calcul de la géolocalisation [46].

## **II.2.1 Erreurs liées aux satellites :**

### **II.2.1.1 Orbite et horloges des satellites :**

Les horloges atomiques des satellites GNSS sont très précises, mais elles dérivent en petite quantité. Malheureusement, une petite inexactitude dans l’horloge satellite entraîne une erreur significative dans la position calculée par le récepteur. Par exemple, 10 nanosecondes d’erreur d’horloge donnent 3 mètres d’erreur de position. L’horloge du satellite est surveillée par le système de contrôle au sol GNSS et comparée à l’horloge encore plus précise utilisée dans le système de contrôle au sol. Dans les données de liaison descendante, le satellite fournit à l’utilisateur une estimation de son décalage d’horloge. En général, l’estimation a une précision d’environ 2 mètres, bien que la précision puisse varier entre différents systèmes GNSS. Pour obtenir une position plus précise, le récepteur GNSS doit compenser l’erreur d’horloge.

Les satellites GNSS se déplacent sur des orbites très précises et bien connues. Cependant, comme l’horloge satellite, les orbites varient légèrement. En effet, une petite variation dans l’orbite entraîne une erreur significative dans la position calculée. Le système de contrôle au sol GNSS surveille continuellement l’orbite du satellite. Lorsque l’orbite du satellite change,

le système de contrôle au sol envoie une correction aux satellites et les éphémérides du satellite sont mises à jour. Malgré les corrections du système de contrôle au sol GNSS, il y a encore de petites erreurs sur l'orbite qui peuvent entraîner une erreur de position pouvant atteindre 2,5 mètres.

Une façon de compenser l'erreur d'orbite et d'horloges des satellites est de télécharger des informations précises d'horloge satellite à partir d'un système d'augmentation basé sur l'espace (SBAS) ou Precise Point Positioning (PPP) fournisseur de services. Les informations précises sur l'horloge satellite contiennent des corrections pour les erreurs d'horloge qui ont été calculées par le système SBAS ou PPP. Une autre façon de compenser l'erreur d'horloge est d'utiliser une configuration du récepteur différentiel GNSS ou cinématique en temps réel (RTK) [47].

### **II.2.1.2 Centre de phase des satellites :**

Les signaux des satellites GPS se propagent du centre de phase de l'antenne émettrice du satellite à celui du récepteur. Ainsi, lorsque l'on calcule la distance récepteur-satellite, celle-ci se réfère à la distance entre ces deux entités. Toutefois, la trajectoire du satellite est décrite plus naturellement par son centre de masse. À cet effet, les éphémérides précises calculées par l'IGS (International GNSS Service) fournissent la position du centre de masse des satellites, contrairement aux éphémérides transmises dans le message de navigation des satellites qui réfèrent directement à la position du centre de phase [22].

## **II.2.2 Erreurs liées à la propagation :**

### **II.2.2.1 Effet ionosphérique :**

L'ionosphère est une enveloppe constituée de particules chargées qui entourent la Terre entre 60 km et 1000 km d'altitude. L'onde porteuse du signal GPS doit traverser cette couche sur son trajet. Le fait que cette couche ne soit pas neutre entraîne une perturbation de la vitesse de l'onde électromagnétique qui se propage. Le temps mis par l'onde GPS est modifié d'une durée qui dépend de la densité d'électrons, qui elle, est inconnue. Cette durée est nommée délai ionosphérique. L'évaluation de la distance entre le satellite et la station sera faussée, la précision est donc diminuée par ce phénomène [48]. L'erreur sera déterminée par le nombre d'électrons que le signal trouvera entre le satellite et le récepteur. Ceci peut être

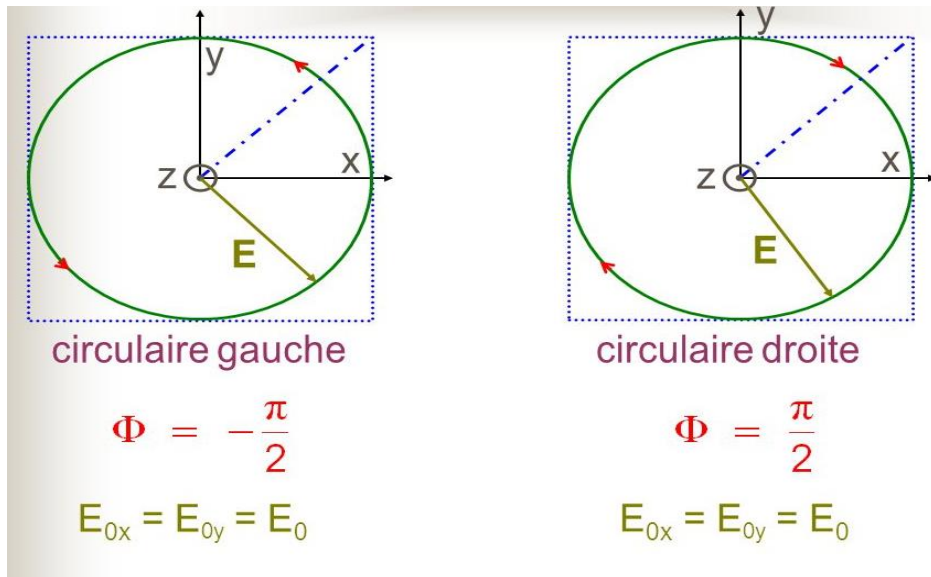
exprimé par le TEC (Teneur totale en électrons). Puisque l'ionosphère est un milieu dispersif, le code est retardé et la phase est avancée. Si nous avons un récepteur à deux fréquences, cette erreur est facilement atténuée en utilisant le concept de la pseudo-distance. Pour les récepteurs à fréquence unique, d'autres méthodes devront être utilisées pour atténuer l'erreur [49].

### II.2.2.2 Effet troposphérique :

Contrairement à l'ionosphère, la troposphère qui forme la couche basse de l'atmosphère (couche d'environ 50 km d'épaisseur) n'est pas un milieu dispersif pour les ondes radio, c'est-à-dire, que le délai troposphérique affectant les ondes porteuses ne change pas avec la fréquence de l'onde. Mais les conditions atmosphériques et leur variation ont une influence sur ce dernier, notamment la température, l'humidité relative et la pression atmosphérique. L'angle d'élévation du satellite amplifie également l'amplitude du délai troposphérique [49]. Cette dernière ralentit le signal et peut causer des erreurs de l'ordre de 2 à 25 m, et des atténuations inférieures à 0.5 dB. Des modèles mathématiques, prenant en compte ces paramètres, peuvent apporter des corrections sur les retards induits par la troposphère [50].

### II.2.3 Polarisation circulaires des ondes :

C'est un cas particulier de la polarisation elliptique, obtenu lorsque  $\phi = \pm(\pi)/2$  et  $E_{0x}=E_{0y}$ , c'est à dire lorsque les deux composantes sont en quadrature temporelle et ont la même amplitude  $E_0$ . De même que la polarisation elliptique, la polarisation circulaire peut être droite ou gauche suivant le sens de parcours du cercle dans un plan parallèle au plan OXY comme le montre la figure II.2 [24].



**Figure II. 2 :** Polarisation circulaire droite (RHCP) et gauche (LHCP) d'une onde électromagnétique [51].

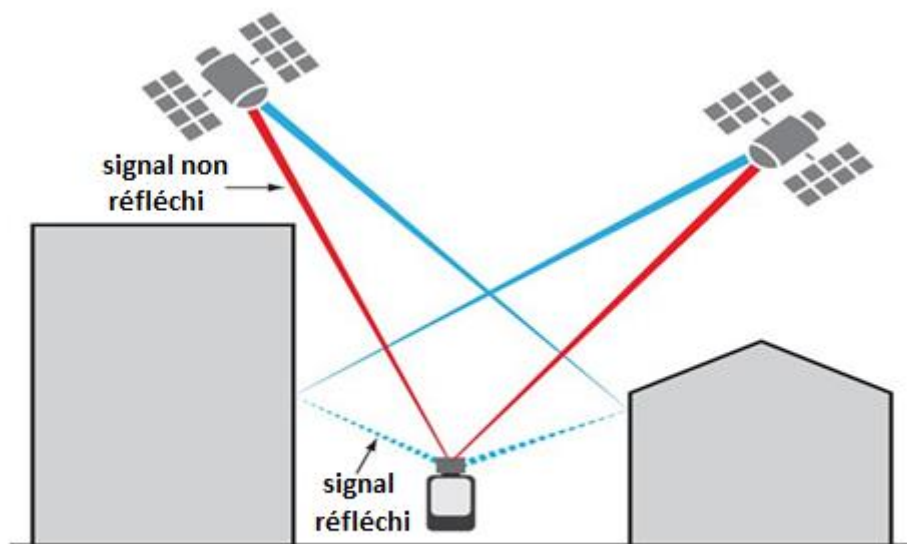
Tous les signaux GNSS sont transmis par polarisation circulaire droite (RHCP). Pour des angles d'incidence inférieurs à l'angle de Brewster, cela change en polarisation gauche (LHCP) sur réflexion spéculaire. Un signal réfléchi spéculairement à partir d'une surface complexe peut avoir un mélange de LHCP et de RHCP en raison de l'interférence entre les composants du signal réfléchi avec différents retards de trajectoire dans la zone de Fresnel (c'est-à-dire l'empreinte du signal) [52].

La plupart des systèmes de communications mobiles par satellites, qu'ils soient géostationnaires, sur des orbites basses ou elliptiques, requièrent des antennes à polarisation circulaire possédant de plus un diagramme de rayonnement quasi-omnidirectionnel en azimut. L'intérêt de la polarisation circulaire réside dans une faible dépolarisation de l'onde lors de la traversée de l'ionosphère (effet Faraday) et une détection plus aisée des réflexions liées aux trajets multiples. En effet, entre l'émetteur et le récepteur, les ondes radio subissent des trajets multiples liés aux phénomènes électromagnétiques qui sont les réflexions, la réfraction par les milieux diélectriques, la diffraction par les arêtes ou encore la dépolarisation. Ces phénomènes sont d'autant plus complexes qu'existe un nombre important d'objets interrompant le trajet des ondes (bâtiments, véhicules, reliefs en extérieur, murs, mobilier, personnes en intérieur ...), et ils peuvent se traduire par une dégradation de la liaison lors de la communication radio. S'y ajoutent à cela, l'atténuation des ondes d'autant plus marquée qu'un

nombre important de diffuseurs sont présents entre l'émetteur et le récepteur, et l'effet Doppler lorsque l'émetteur ou le récepteur se déplacent, ou lorsque l'environnement électromagnétique varie temporellement [53].

### **II.2.4 Trajets multiples :**

Les multi-trajets proviennent de réflexions du signal sur le sol, l'eau ou les bâtiments dans l'environnement du récepteur. Ces trajets multiples vont engendrer des interférences destructrices ou constructives, ce qui va alors fausser l'estimation du temps de propagation. Les multi-trajets peuvent engendrer des erreurs de l'ordre de 150 m [50]. La figure I.3 illustre ce phénomène :



**Figure II. 3 :** Signal multi-trajet [54].

Parmi les caractéristiques les plus importantes des multi-trajets, on cite [55] :

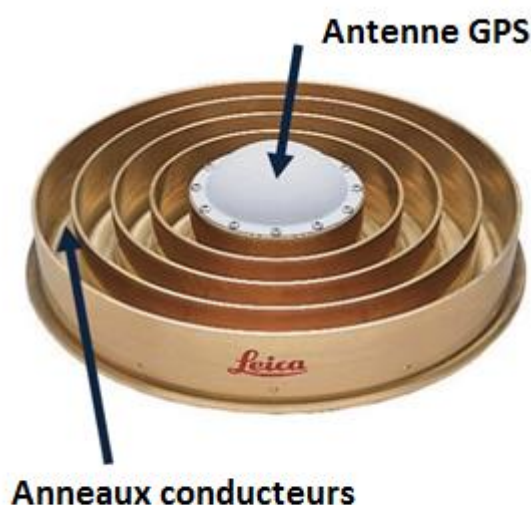
- Le signal multi-trajet arrivera toujours après le signal de trajectoire directe LOS (Line-Of-Sight), car il doit parcourir une plus longue trajectoire de propagation.
- Le signal multi-trajet sera normalement plus faible que le signal de trajectoire directe car une partie de la puissance du signal sera perdue par la réflexion. Quelques fois, il peut être plus fort si le signal de trajectoire directe est entravé d'une certaine façon.

- Si le retard du multi-trajet est inférieur à deux longueurs de puce de code PRN, le signal de récepteur généré en interne sera partiellement corrélé avec elle. Si le délai est supérieur à 2 puces, la puissance de corrélation sera négligeable.

Nous présentons maintenant les méthodes qui permettent de réduire l'effet des multi-trajets [25] :

- Les multi-trajets apparaissent en amont de l'antenne, dans le canal de propagation, et peuvent ainsi être traités ou atténués avec l'utilisation d'antennes spécifiques (antenne Choke-rings) ou des réseaux d'antennes,
- au cœur du récepteur, pendant la phase de tracking,
- ou au moment de l'estimation de la position.

Une antenne choke-ring est usinée à partir d'une seule billette d'aluminium et se compose de trois à cinq structures d'anneaux concentriques (voir la figure II.4). Les anneaux d'étranglement sont généralement d'une longueur d'onde de quart de profondeur, afin de créer une surface à haute impédance qui empêche la propagation des ondes de surface près de l'antenne et l'excitation des modes indésirables. L'effet net est un motif contrôlé très lisse avec une faible sensibilité au multi-trajet [56]. Un anneau d'étranglement typique mesure environ 15 po de diamètre, 2,5 po de hauteur et pèse plus de 10 livres. Bien que la taille et le poids ne soient pas des problèmes pour la plupart des stations de base, pour un géomètre GPS qui en transporte un sur le terrain, la taille et le poids sont des facteurs importants [58].



**Figure II. 4 :** Antenne « choke-ring » [58].

### **II.3 Comportement dans le milieu urbain :**

L'environnement urbain présente plusieurs défis pour la réception du signal GNSS, ce qui pourrait conduire à une dégradation sévère de la précision du positionnement si aucune mesure particulière n'est prise. Et ces complexités peuvent être classées en deux grandes questions : le masquage des satellites et le retard de propagation lié aux trajets réfléchis ou diffractés.

#### **II.3.1 Le masquage :**

L'un des principaux problèmes rencontrés dans le processus de mesure du récepteur dans les zones urbaines est le masquage et l'atténuation des signaux satellitaires. Ce phénomène est illustré par la figure II.5. Les grands bâtiments, le feuillage et les objets environnants présents en milieu urbain ont tendance à obstruer le signal de visibilité directe (LOS) émis par de nombreux satellites, ce qui réduit la visibilité des satellites et dégrade la disponibilité des positions. Du point de vue purement géométrique, il est clair que les signaux reçus par les satellites à basse et moyenne altitude sont susceptibles d'être masqués par les zones densément construites et les bâtiments élevés. Par conséquent, la continuité de l'estimation de la position ne peut être garantie si les tunnels, les grands bâtiments et les feuillages perturbent complètement la navigation du GNSS [2].



**Figure II. 5 :** Phénomène de masquage [45].

Les milieux urbains peuvent être classifiés en quatre catégories, en fonction de la hauteur des constructions et de la largeur des rues : milieux urbains, milieux résidentiels, milieux industriels et milieux urbains denses. Le tableau II.1 montre les caractéristiques de chaque catégorie :

**Tableau II. 1** : Catégories des milieux urbains [59].

	<b>Hauteur des masques(m)</b>	<b>Déviati on standard (m)</b>	<b>Largeur des rues (m)</b>
Urbain	25	6	20–25
Résidentiel	6	3	7
Industriel	8	2	19
Urbain dense	30	10	45–60

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 masques [45] :

- $<10^\circ$  : Dégagé (campagne),
- $10^\circ\_40^\circ$  : Visibilité réduite (zone industrielle),
- $40^\circ\_60^\circ$  : Visibilité très réduite,
- $>60^\circ$  : Mauvaise visibilité (centre ville).

## **II.3.2 La visibilité des satellites :**

### **II.3.2.1 Le nombre des satellites :**

Les satellites GPS sont des satellites en orbites quasi-circulaires. Leurs positions varient donc en fonction du temps. Le système est conçu de manière à ce qu'en tout point du globe 6 satellites au minimum soient accessibles. En pratique, 8 satellites seront visibles au dessus de 5 degrés d'élévation dans plus de 70% du temps comme illustré sur la figure II.6 [60].



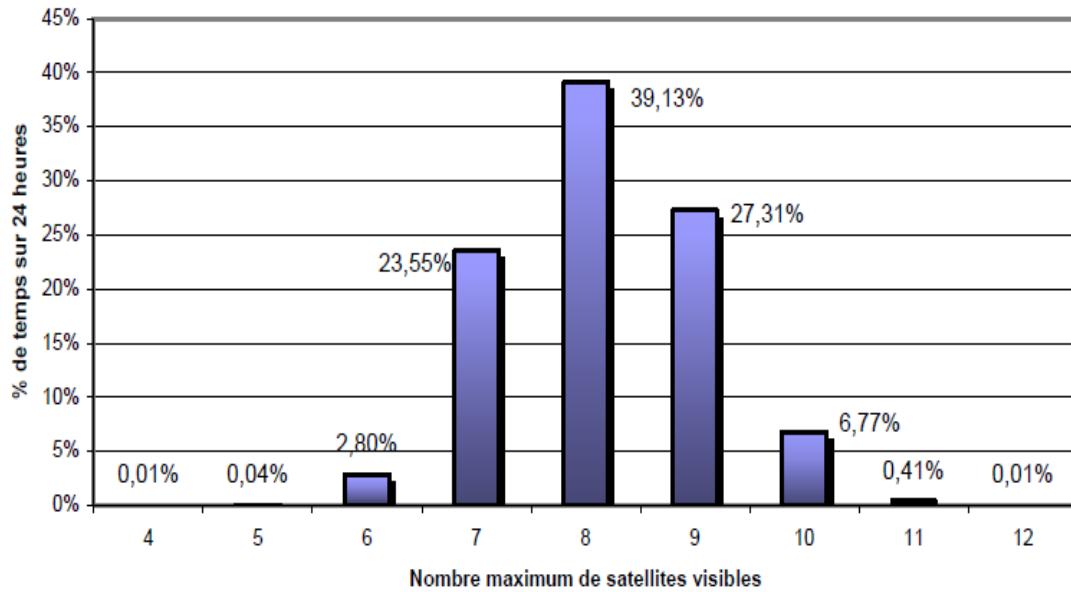


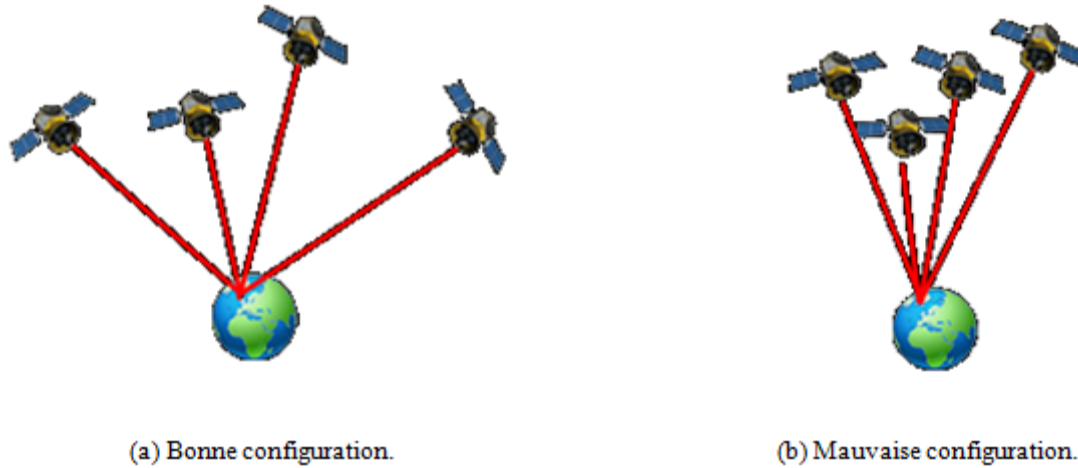
Figure II. 6 : Visibilité des satellites GPS [60].

En environnements urbaines, le nombre de satellites visibles est considérablement réduit. Un certain nombre de satellite est en effet bloqué ou en 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 [15].

### II.3.2.2 La géométrie des satellites :

La mauvaise géométrie de la répartition des satellites est une conséquence du masquage en milieu urbain. Cette géométrie est caractérisée par le paramètre DOP (Dilution of Precision) qui traduit la position des satellites dans l'espace les uns par rapport aux autres. Les figures II.7 montrent l'importance de la répartition des satellites au-dessus du récepteur.

Le DOP dépend seulement de la position des satellites : combien de satellites sont visibles, quels sont leurs altitudes dans le ciel, l'angle de vision. Cet indicateur quantifie la dégradation de la précision du positionnement par satellite engendrée par la géométrie de la constellation. Un plus grand angle entre les satellites abaisse le DOP et fournit une meilleure mesure, comme sur la figure II.7 (a), 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, comme sur la figure II.7 (b) [15] [21].



**Figure II. 7 :** Impact de la géométrie des satellites en visibilité sur la précision du calcul de la position [13].

La position du satellite est connue selon son élévation ( $el$ ) et son azimuth ( $az$ ). Dans un repère orthonormal centré sur l'observateur ( $o, x, y, z$ ), les coordonnées des vecteurs unités  $a_i = (a_{xi}, a_{yi}, a_{zi})$  pointant vers le satellite  $i$  s'expriment de la façon suivante [60] :

$$\left. \begin{aligned} a_{xi} &= \cos(el_i) \sin(az_i) \\ a_{yi} &= \cos(el_i) \cos(az_i) \\ a_{zi} &= \sin(el_i) \end{aligned} \right\} \quad (II.1)$$

Dans le cas où  $n$  satellites sont utilisés, considérons la matrice  $H$  constituée des vecteurs  $a_i$  :

$$H = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & 1 \\ a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} & 1 \end{bmatrix} \quad (II.2)$$

Alors, la résolution du système linéaire  $\Delta\rho = H \cdot \Delta X$ , où  $\Delta\rho$  représente le vecteur écart sur les pseudo-distances, et le  $\Delta X$  représente le vecteur écart sur la position, conduit à calculer pour ( $n=4$ ) :

$$(H^T H)^{-1} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} \\ D_{41} & D_{42} & D_{43} & D_{44} \end{bmatrix} \quad (\text{II.3})$$

Le GDOP est défini selon la relation (II.4), où les  $D_{ij}$  sont les coefficients de la matrice :

$$\text{GDOP} = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33} + D_{44}} \quad (\text{II.4})$$

À partir de la matrice (II.3), d'autres coefficients de précision sont définis :

- PDOP (Position Dilution of Precision) : coefficient d'affaiblissement de la précision du résultat de positionnement instantané)  $\text{PDOP} = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33}}$ ,
- Horizontal DOP (coefficients d'affaiblissement de la précision sur la composante horizontale du résultat de positionnement instantané)  $\text{HDOP} = \sqrt{D_{11} + D_{22}}$ ,
- Vertical DOP (coefficients d'affaiblissement de la précision sur la composante verticale du résultat de positionnement instantané)  $\text{VDOP} = \sqrt{D_{33}}$  et
- Time DOP (coefficient d'affaiblissement de la précision du résultat de synchronisation instantané)  $\text{TDOP} = \sqrt{D_{44}}$ .

Dans des milieux urbains, l'espace visible au dessus du récepteur est limité par les différents obstacles. Du fait du masque de visibilité très contraignant, cette configuration est forcément mauvaise.

Le masquage par un obstacle peut aussi être seulement partiel : l'obstacle ne bloque pas complètement le signal, mais en atténue la puissance. Le récepteur a alors plus de mal à détecter le signal au milieu du bruit, puis à effectuer une bonne mesure, car la qualité du traitement dépend en partie de la puissance du signal par rapport au bruit [45].

### II.3.3 Le retard de propagation lié aux trajets réfléchis ou diffracté :

En environnement contraint, les signaux peuvent subir de nombreuses perturbations liées à la propagation du signal et en particulier des réflexions, diffractions, diffusions ou obstructions du signal par des obstacles proches de l'antenne. La propagation des signaux GNSS peut être appréhendée comme celle de faisceaux lumineux selon les lois de l'Optique Géométrique. On distingue plusieurs états de réception représentés figure II.8 [30] :

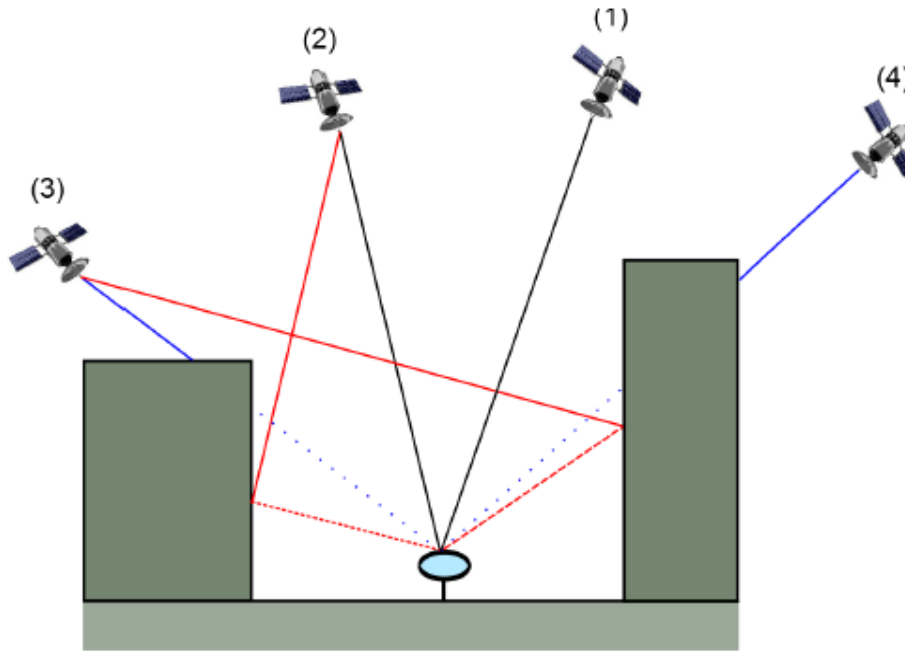


Figure II. 8 : Etats de réception [30].

- **réception nominale ou directe (1) :** seul le signal LOS est reçu. C'est l'état optimal du récepteur : l'information utile est transmise et aucun signal parasite ne vient perturber la navigation. Le signal a parcouru le trajet direct et l'estimation de la pseudo-distance est alors fiable,
- **réception dégradée (2) :** la propagation du signal est perturbée de plusieurs manières possibles : réception de multi-trajets, diffraction et diffusion des signaux ou encore réception d'interférences. Ces sources d'erreurs dégradent l'estimation du temps de propagation du LOS, effectivement reçu, et peuvent engendrer des biais importants sur la géo-localisation du récepteur,
- **réception alternée (3) :** le LOS est masqué par un (ou plusieurs) obstacle physique placé sur le trajet géométrique direct. On parle de réception « alternée » car l'environnement urbain permet au récepteur de recevoir des signaux de type multi-

trajets réfléchis sur des obstacles proches. L'estimation du temps de propagation est alors nécessairement biaisée,

- **réception bloquée (4)** : cas critique de la navigation en zone dégradée, aucun signal issu du satellite considéré n'est reçu : on parle alors de masquage total, ou NLOS. Les constructions urbaines sont régulièrement responsables de ce type de problème qui peuvent, en réduisant l'espace de visibilité du récepteur, altérer de manière significative le positionnement et rendre indisponible le contrôle autonome d'intégrité, rendant ainsi la navigation risquée voire critique.

En environnement transport, et en particulier en environnement urbain, La réception des signaux satellitaires est en effet fréquemment perturbée par ces phénomènes de propagation (la réflexion ou la diffraction) qui affectent l'ensemble des performances de localisation : disponibilité, précision et intégrité. La puissance moyenne de réception du code C/A est faible (environ -160 dBW) et des difficultés de réception apparaissent dès la présence d'atténuations du signal, soit en présence de réflexions multiples ou d'obstacles bloquants (bâti, tunnel).

La disponibilité est ainsi réduite lorsque la présence de masques est importante, comme cela arrive en milieu urbain dense ou ferroviaire. Si la densité du masquage ne permet pas la réception des 4 signaux nécessaires à la localisation, la position ne peut pas être calculée [25].

Un signal indirect est retardé car il parcourt un chemin plus long que la distance réelle entre la source et le récepteur. Ce retard de pseudo-distance conduit à une imprécision en étant répercuté dans le calcul de la position. Le récepteur va ainsi utiliser des données faussées.

La source du signal retardé est donc un satellite NLOS, et le signal est reçu avec une mauvaise qualité [61].

Chaque trajet suit un chemin différent, chaque trajet a donc son propre retard de propagation par rapport au trajet direct. Ce retard pour le  $m^{\text{ième}}$  trajet est défini par [62] :

$$\tau_m = \frac{L_m - L_0}{c} \quad (\text{II.5})$$

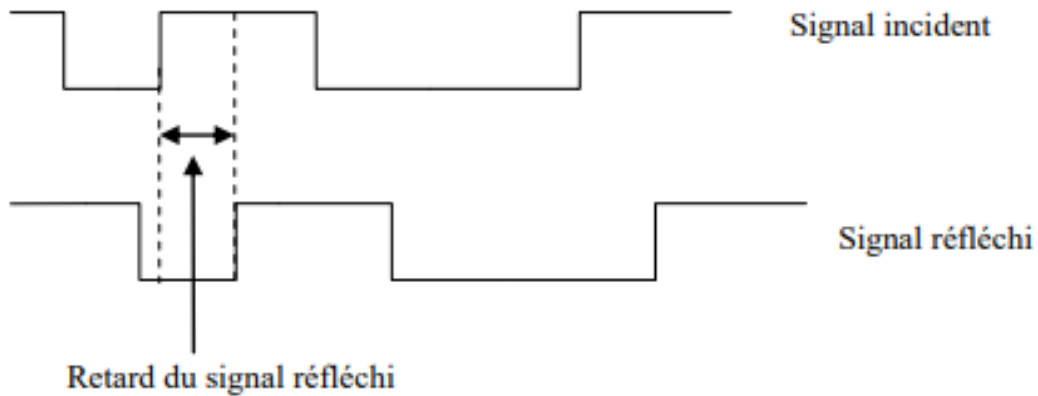
Avec :

$L_m$ : Longueur du  $m^{\text{ième}}$  trajet

$L_0$ : Longueur du trajet direct

$c = 3.10^8$  m.s<sup>-1</sup> vitesse de la lumière

La figure II.9 illustre un trajet réfléchi retardé par rapport à un trajet direct.



**Figure II. 9** : Signal réfléchi retardé par rapport au trajet direct [30].

### **II.3.4 Calcul du temps de propagation :**

#### **II.3.4.1 Dans le cas de réflexion :**

Lorsqu'une onde électromagnétique rencontre une interface entre deux milieux, une partie de l'énergie de cette onde peut être réfléchi, c'est à dire renvoyée vers le milieu d'où elle provient. Si l'interface est irrégulière, avec des défauts plus grands que la longueur de l'onde électromagnétique, la réflexion se fera dans un grand nombre de directions, avec une redistribution de l'énergie incidente dans les différentes directions de réflexion. La réflexion sera alors dite diffuse. Si les défauts de l'interface sont de l'ordre de grandeur de la longueur de l'onde électromagnétique, ou inférieurs, la réflexion deviendra spéculaire. Il y aura un unique rayon réfléchi, dont la direction répondra aux lois de l'optique géométrique, ou lois de Snell-Descartes, qui impliquent que l'angle d'incidence est égal à l'angle de réflexion [45]. La géométrie du phénomène est illustrée par la figure II.10 :

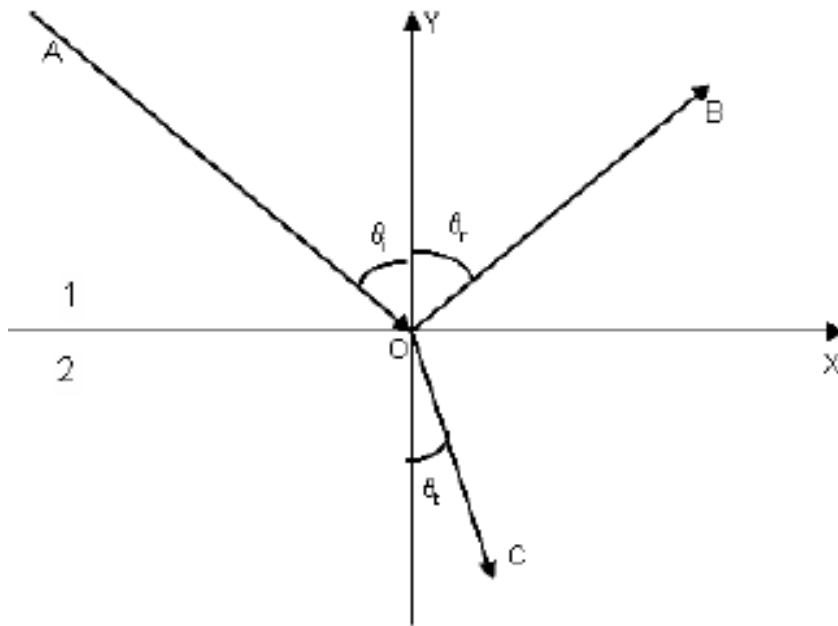


Figure II. 10 : Géométrie du phénomène de réflexion [15].

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  $\epsilon_1$ , sa perméabilité  $\mu_1$  et sa conductivité  $\sigma_1$  d'une part et le milieu 2 caractérisé par sa permittivité  $\epsilon_2$ , sa perméabilité  $\mu_2$  et sa conductivité  $\sigma_2$  d'autre part. Considérons une onde harmonique plane, de pulsation  $\omega$ , 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  $\theta_i$  l'angle d'incidence du vecteur  $k_1$  avec la normale à la surface de séparation.

Avec  $\omega = k_1 c_1 = k_2 c_2$  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 incidente, réfléchie et transmise respectivement. 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 :

$$\frac{\sin \theta_i}{c_1} = \frac{\sin \theta_t}{c_2} \quad (\text{II.6})$$

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

$$A_i + A_r = A_t \quad (\text{II.7})$$

$$z_{c1}(A_i - A_r) \cos \theta_i = z_{c2}A_t \cos \theta_t \quad (\text{II.8})$$

Où,  $z_{c1}$  et  $z_{c2}$  sont les impédances caractéristiques des milieux 1 et 2. Le calcul des coefficients de réflexion  $\rho$  et de transmission  $\eta$  conduit à écrire :

$$\rho = \frac{A_r}{A_i} = \frac{z_{c1} \cos \theta_i - z_{c2} \cos \theta_t}{z_{c1} \cos \theta_i + z_{c2} \cos \theta_t} \quad (\text{II.9})$$

$$\rho = \frac{A_t}{A_i} = \frac{2z_{c1} \cos \theta_i}{z_{c1} \cos \theta_i + z_{c2} \cos \theta_t} \quad (\text{II.10})$$

Au niveau énergétique, on vérifie facilement les équations :

$$E_i = z_{c1} |A_i|^2 \cos \theta_i \quad (\text{II.11})$$

$$E_r = z_{c1} |A_r|^2 \cos \theta_r \quad (\text{II.12})$$

$$E_t = z_{c2} |A_t|^2 \cos \theta_t \quad (\text{II.13})$$

Avec :

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

$$E_i = E_r + E_t \quad (\text{II.14})$$

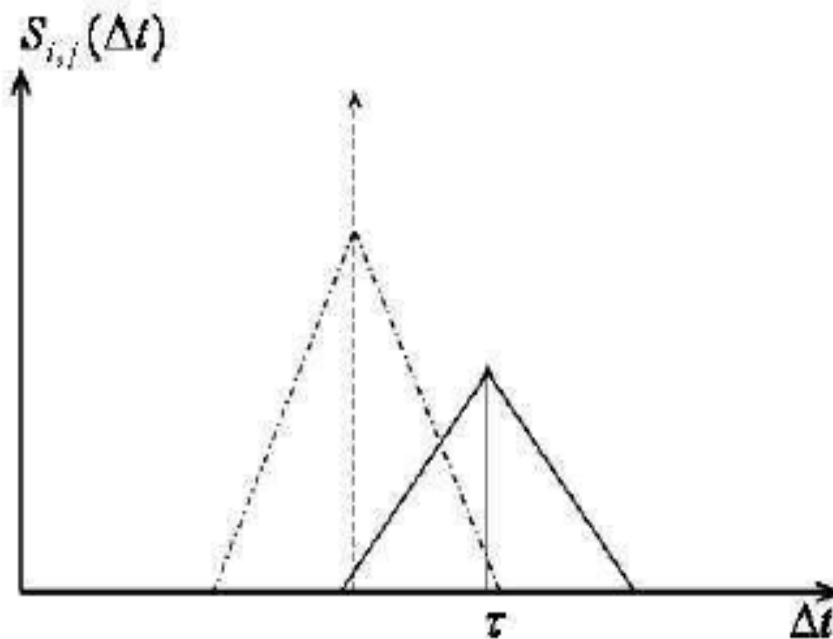
L'onde incidente est ainsi la somme de deux composantes : une composante réfléchie et une composante transmise dans le second milieu. L'onde réfléchie est donc atténuée par rapport à l'onde incidente. Cette atténuation est due à l'absorption d'une partie de l'énergie de l'onde incidente par le second 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 [15]. Le tableau II.2 montre quelques Exemples de permittivité et conductivité de matériaux :



**Tableau II. 2 :** Exemples de permittivité et conductivité de matériaux.

Matériau	Permittivité	Conductivité
Verre	7.5	$10^{-12}$
Sol sec	3	$10^{-4}$
Béton	3	$10^{-21}$
Fer	1	$4.8 \cdot 10^6$

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 II.11 le pic de corrélation correspondant à un trajet réfléchi et le  $\tau$  extrait, supérieur au  $\tau$  direct (correspondant au pic tracé en pointillés).



**Figure II. 11 :** Schéma de la fonction de corrélation pour le cas d'un signal réfléchi seul [15].

### II.3.4.2 Dans le cas de diffraction :

Les phénomènes de diffraction se produisent lorsqu'une onde rencontre un obstacle avec une ouverture ou l'arête d'un obstacle. Les contours de l'ouverture, si celle-ci est du même ordre de grandeur ou inférieur à la longueur d'onde, diffusent l'onde de l'autre côté de l'obstacle. Les points d'une arête agissent de même en diffusant l'onde. La diffraction est le résultat de l'interférence des ondes diffusées par chaque point, considéré comme une source secondaire. Par la diffusion, une onde qui se propageait dans une direction unique avant l'interaction avec l'obstacle se propagera de manière sphérique après cette interaction. Ce changement de propagation entraîne une perte de puissance pour une direction donnée de réception. En contexte urbain, pour les signaux GNSS, les interactions donnant lieu à de la diffraction se produisent essentiellement sur les arêtes des bâtiments, et notamment sur le bord des toits. Un seul signal diffracté atteignant le récepteur aura peu d'impact sur la mesure du fait de sa faible puissance. Les signaux diffractés ne sont pourtant pas à négliger car ils sont très nombreux en environnement urbain. Leur accumulation, elle, aura un effet sensible sur la mesure de pseudo-distance [45].

### II.4 Notion de filtrage statistique :

Le calcul de la position du récepteur GNSS à partir des mesures de pseudo-distance nécessite l'utilisation d'un filtre de navigation, dernier étage du récepteur GNSS pour son traitement des signaux reçus. Dans notre étude, les coordonnées de récepteur, comprises dans le vecteur d'états cachés, doivent être estimées à partir des mesures de pseudo-distances. Or les pseudo-distances sont des mesures indirectes et bruitées.

Les algorithmes de positionnement (filtrage GNSS) employés dans les récepteurs supposent toujours que leurs mesures suivent une telle distribution d'erreur. L'utilisation de cette hypothèse entraîne des erreurs de positionnement importantes ainsi qu'un problème d'intégrité. La connaissance de ces distributions en fonction de l'environnement proche de l'antenne réceptrice permet, donc, d'améliorer la qualité du positionnement GNSS.

Différentes méthodes de filtrage statistique peuvent être employées pour l'estimation du vecteur d'état. Chacune de ces méthodes a ses spécificités et ses propres hypothèses de départ [63] [64]. Nous allons voir dans les sections suivantes les différentes méthodes de filtrage statistique employées dans le domaine du GNSS.

### **II.4.1 Le filtre de kalman :**

Le filtre Kalman (KF) est un algorithme d'estimation, plutôt qu'un filtre. Il a été présenté pour la première fois par R. E. Kalman en 1960. Il maintient des estimations en temps réel d'un certain nombre de paramètres d'un système, tels que sa position et sa vitesse, qui peuvent changer continuellement. Les estimations sont mises à jour à l'aide d'un flux de mesures soumises au bruit [39]. C'est une méthode d'estimation bayésienne récursive, Il est adapté aux systèmes non-linéaires.

Ce filtre est un moyen mathématique permettant de combiner de manière optimale les données de mesure entrantes avec l'état prévu du filtre. L'état du filtre de Kalman est contrôlé par une équation linéaire de différence stochastique, qui est typiquement un modèle variable dans le temps (dynamique) du problème à résoudre. L'état du filtre est prévu à l'avance à l'aide d'échantillons temporels [65]. KF est une méthode à temps discrète qui permet de calculer une position à partir de mesures bruitées. Ce filtre, est récursif, détermine le vecteur d'état à l'instant  $t$ , à partir : du vecteur d'état à l'instant  $t-1$ , des mesures à l'instant  $t$  et des probabilités du bruit.

Le filtre utilise une équation d'évolution et une équation de mesure pour modéliser le système. L'équation d'évolution comprend un vecteur d'état qui est constitué des éléments dynamiques du système (position, vitesse, biais, dérive de biais...). L'équation de mesure, quant à elle, comprend un vecteur d'observation qui est constitué des mesures effectuées par un récepteur GNSS, c'est-à-dire des pseudo-distances.

Ces équations n'étant pas linéaires, il faut donc linéariser l'équation d'observation par un développement en série de Taylor au premier ordre autour de l'estimé le plus récent pour pouvoir utiliser cette méthode [64]. Ce développement est exposé dans le chapitre 3.

La première condition est la linéarité du système étudié. En effet, les bruits de modèle et de mesure sont considérés comme des bruits blancs gaussiens qui ne sont pas corrélés entre eux [63].

Les deux principaux avantages du filtre de kalman sont qu'il peut fonctionner avec seulement une partie des mesures et qu'il ajuste le poids qu'il donne aux mesures en fonction des mesures de bruit [61].

### **II.4.2 Le filtre de Kalman étendu :**

La méthode de positionnement généralement employée en GNSS est le filtre de kalman étendu (EKF: Extended Kalman Filter). Cette méthode est une méthode de filtrage statistique, il a été développé par Stanley Schmidt [66]. 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 non-linéaires mais localement linéaires avec un bruit quasi gaussien. L'EKF est donc une solution non-optimale.

La différence entre le KF et le filtre de Kalman étendu, est que ce dernier linéarise les fonctions d'état et d'observation de la modélisation d'état. Il utilise les matrices jacobiniennes pour ces fonctions, peuvent être appliquées aux équations de prédiction de l'état et de l'observation et pour calculer les matrices de covariance.

La performance de ce filtre est toutefois fortement dégradée lorsque les hypothèses sur les bruits ne sont respectées ou lorsque la non-linéarité des modèles est forte comme lors de changements de dynamique ou la perturbation des mesures [67].

### **II.4.3 Le filtre de Kalman sans parfum :**

Le filtre de Kalman sans parfum (UKF : Unscented Kalman Filter), proposé initialement par Julier et Uhlmann [68], utilise la technique de la transformation sans parfum.

Etant donné une variable aléatoire de moyenne et covariance connues et une fonction non linéaire, on applique une technique d'échantillonnage déterministe autour de la valeur moyenne pour obtenir des échantillons appelés sigma-points, qui sont ensuite transformés par la fonction non linéaire. Moyenne et covariance de la fonction non linéaire de la variable aléatoire sont ensuite approchées par moyennage sur les sigma-points [69]. Cette technique permet de ne pas calculer analytiquement les matrices jacobiniennes (cas de l'EKF), difficiles à trouver si les fonctions sont complexes.

Pour l'application de la navigation par satellites, la non-linéarité n'est pas assez forte pour que l'apport de ce genre de méthode soit réellement remarquable.

### II.4.4 Le filtre particulaire :

Le filtre particulaire traite le problème différemment en considérant tout système non linéarisable affecté d'un bruit quelconque. La caractéristique principale de PF est qu'il construit la probabilité conditionnelle de la variable à estimer, en ce qui concerne les mesures par une exploration aléatoire appropriée des particules de l'espace d'état suivie d'une correction de bayes des poids des particules [70].

En effet, ces particules évoluent suivant l'équation d'état et sont sélectionnées pour rester concentrées dans les régions de l'espace d'état. Le processus de sélection est assuré par la fonction de vraisemblance : à chaque instant, une particule a d'autant plus de chance d'être sélectionnée que sa vraisemblance est forte.

La génération de particules se fait selon une approche d'échantillonnage stochastique : dont la plus connue est la méthode de Monte-Carlo.

Le filtrage particulaire est un algorithme séquentiel. À chaque itération, les particules sont propagées suivant l'équation d'état. Elles explorent ainsi l'espace d'état qui est de taille infinie. Leur nombre étant fini, elles se dispersent dans cet espace, et on observe alors la dégénérescence des particules. Cette dégénérescence conduit finalement à représenter la densité a posteriori par une seule particule de fort poids, et donc à ne plus avoir d'information sur la covariance de l'état [68].

### II.5 Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons présenté les différentes erreurs affectant la précision de la localisation GNSS dans un environnement contraint, nous avons évoqué notamment le phénomène de trajet-multiple produit par les signaux réfléchis. Parmi les solutions qui peuvent réduire l'effet de ces multi-trajets, est l'utilisation d'antennes spécifiques telles que les antennes choke-rings.

Le positionnement GNSS dans les zones urbaines souffre de performances dégradées en raison de plusieurs problèmes, fondamentalement, le processus d'urbanisation rapide dans de nombreuses villes entravant ainsi les performances des technologies de ce positionnement. Pour répondre aux exigences techniques et réglementaires, il faut remédier aux problèmes dus

au masquage des satellites, à l'atténuation des signaux et à leurs réflexions par les différents obstacles.

Cette caractérisation des signaux réfléchis se fera dans les algorithmes d'estimation de la position. Cette estimation est faite par filtrage statistique. 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. Dans le cas où au moins l'une des deux fonctions n'est pas linéaire, le filtrage de Kalman étendu est une solution alternative, mais quand la matrice jacobienne est difficile à exprimer, le filtrage de Kalman sans parfum est la solution la plus adaptée.

Le filtre particulaire ne fait pas l'hypothèse de bruits gaussiens, il permet de résoudre des problèmes ayant des bruits multimodaux et piqués. C'est pourquoi cette technique semble la plus appropriée pour modéliser un phénomène tel que la réception des signaux satellitaires en milieu urbain où les multi-trajets sont une source aléatoire de bruits directement liés au milieu considéré.

Dans notre cas, nous choisissons l'utilisation du filtre de Kalman, pour contribuer à l'amélioration de la localisation dans les milieux urbains affectés par l'impact d'un environnement avec différents obstacles.

# Chapitre III

Estimation de la position par utilisation du  
filtre de kalman  
resultats et interpretations

### III.1 Introduction :

Dans ce chapitre, nous allons présenter l'algorithme de résolution de l'équation fondamentale qui régit le calcul de positionnement d'un utilisateur mobile (récepteur GPS). Cette équation non linéaire, que nous devons linéariser pour pouvoir la résoudre à laquelle nous allons associer le Filtre de Kalman afin d'améliorer le calcul et s'approcher le plus possible de la position réelle du mobile.

Ces étapes de calcul seront programmées sous environnement MATLAB et appliquées à quatre exemples, un premier pour estimer la trajectoire de déplacement d'un piéton en randonnée dans un milieu à relief en 3 dimensions, un deuxième de déplacement d'un avion dans un espace tridimensionnel, un troisième d'une voiture dans un milieu urbain moyennement dense sur un terrain surfacique en 2 dimensions et le quatrième concernant le déplacement d'un bus en milieu urbain.

### III.2 Résolution de l'équation fondamentale du calcul de la position :

#### III.2.1 Linéarisation de l'équation :

Considérons le processus de détermination de la position de l'observateur lorsque plusieurs satellites sont actifs simultanément. Nous supposons que ces satellites sont distribués plus ou moins uniformément autour de la terre.

On se rappellera que, dans le chapitre I, le système d'équations (I.8, I.9, I.10, I.11) n'est pas linéaire, en effet, l'expression de la pseudo-distance est représentée par [29] [67] :

$$\begin{aligned}\rho_j &= \sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2} + ct_u \quad (\text{III.1}) \\ &= f(x_u, y_u, z_u, t_u)\end{aligned}$$

Où,

$x_u, y_u$  et  $z_u$  représentent les coordonnées inconnues du récepteur, tandis que  $x_j, y_j$  et  $z_j$  indiquent la position du  $j^{\text{ème}}$  satellite en trois dimensions et  $t_u$  c'est le décalage de l'horloge du récepteur par rapport à l'heure du système.

Bien qu'il soit possible de résoudre directement le système, les récepteurs utilisent une version linéarisée beaucoup plus simple. Pour le  $j^{\text{ème}}$  satellite, la pseudo-distance mesurée par le récepteur est notée  $\rho_{mes,i}$ . En utilisant l'emplacement approximatif de la position



$(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u)$  et l'estimation du biais temporel  $\hat{t}_u$ , une pseudo-distance approximative peut être calculée par :

$$\begin{aligned}\hat{\rho}_j &= \sqrt{(x_j - \hat{x}_u)^2 + (y_j - \hat{y}_u)^2 + (z_j - \hat{z}_u)^2} + c\hat{t}_u \\ &= f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)\end{aligned}\quad (\text{III.2})$$

Comme il a été mentionné précédemment, la position inconnue de l'utilisateur et le décalage de l'horloge du récepteur sont considérés comme étant une composante approximative et une composante incrémentale. L'évolution de la position s'écrit :

$$\left. \begin{aligned}x_u &= \hat{x}_u + \Delta x_u \\ y_u &= \hat{y}_u + \Delta y_u \\ z_u &= \hat{z}_u + \Delta z_u \\ t_u &= \hat{t}_u + \Delta t_u\end{aligned}\right\} \quad (\text{III.3})$$

Par conséquent, nous pouvons écrire :

$$f(x_u, y_u, z_u, t_u) = f(\hat{x}_u + \Delta x_u, \hat{y}_u + \Delta y_u, \hat{z}_u + \Delta z_u, \hat{t}_u + \Delta t_u)$$

Cette dernière fonction peut être développée autour du point approximatif et du décalage prévu de l'horloge du récepteur  $(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)$  en utilisant une série Taylor :

$$\begin{aligned}f(\hat{x}_u + \Delta x_u, \hat{y}_u + \Delta y_u, \hat{z}_u + \Delta z_u, \hat{t}_u + \Delta t_u) &= f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u) + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{x}_u} \Delta x_u + \\ &\frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{y}_u} \Delta y_u + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{z}_u} \Delta z_u + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{t}_u} \Delta t_u + \dots\end{aligned}\quad (\text{III.4})$$

L'expansion a été tronquée après les dérivées partielles de premier ordre pour éliminer les termes non linéaires. Les dérivées partielles sont évaluées comme suit :

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{x}_u} &= -\frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \\ \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{y}_u} &= -\frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \\ \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{z}_u} &= -\frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \\ \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{t}_u} &= c \end{aligned} \right\} \quad (III.5)$$

Avec,

$$\hat{r}_j = \sqrt{(x_j - \hat{x}_u)^2 + (y_j - \hat{y}_u)^2 + (z_j - \hat{z}_u)^2} \quad (III.6)$$

L'équation du système sera alors de la forme:

$$\rho_j = \hat{\rho}_j - \frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \Delta x_u - \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \Delta y_u - \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \Delta z_u + c \Delta t_u \quad (III.7)$$

Nous avons maintenant terminé la linéarisation de l'équation (III.1) par rapport aux inconnues  $\Delta x_u$ ,  $\Delta y_u$ ,  $\Delta z_u$  et  $\Delta t_u$ . (Il est important de se rappeler que nous négligeons les sources d'erreurs secondaires telles que la compensation de la rotation de la Terre, le bruit de mesure, les retards de propagation et les effets relativistes). On obtient après réarrangement de cette expression avec les quantités connues à gauche et les inconnues sur les rendements à droite :

$$\hat{\rho}_j - \rho_j = \frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \Delta x_u + \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \Delta y_u + \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \Delta z_u - c \Delta t_u \quad (III.8)$$

Pour plus de commodité, nous simplifierons l'équation précédente en introduisant de nouvelles variables où :

$$\left. \begin{aligned} \Delta \rho &= \hat{\rho}_j - \rho_j \\ a_{xj} &= \frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \\ a_{yj} &= \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \\ a_{zj} &= \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \end{aligned} \right\} \quad (III.9)$$

Les termes  $a_{xj}$ ,  $a_{yj}$  et  $a_{zj}$  en (III.9) désignent les cosinus de direction du vecteur unitaire pointant de la position approximative de l'utilisateur vers le  $j^{\text{ème}}$  satellite.

Pour le  $j^{\text{ème}}$  satellite, ce vecteur unitaire est défini comme :

$$a_j = (a_{xj}, a_{yj}, a_{zj})$$

L'équation (III.8) peut être réécrite plus simplement comme :

$$\Delta\rho_j = a_{xj}\Delta x_u + a_{yj}\Delta y_u + a_{zj}\Delta z_u - c\Delta t_u \quad (\text{III.10})$$

### III.2.2 Algorithme de résolution :

Nous avons montré précédemment, que pour estimer une position, une seule mesure de pseudo-distance n'est pas suffisante. Il faut au moins quatre mesures de pseudo-distances différentes pour calculer une position en 3D. En pratique, le récepteur prends en compte toutes les mesures de pseudo-distances disponibles afin de compenser les éventuelles perturbations des signaux ou encore une éventuelle mauvaise configuration. C'est pourquoi, il est nécessaire de reformuler l'équation (III.8) sous forme matricielle en prenant en compte toutes les pseudo-distances disponibles.

Nous avons maintenant quatre inconnues :  $\Delta x_u$ ,  $\Delta y_u$ ,  $\Delta z_u$ , et  $\Delta t_u$ , qui peuvent être résolues par des mesures de pseudo-distances à quatre satellites. Les quantités inconnues peuvent être déterminées en résolvant l'ensemble des équations linéaires qui suivent :

$$\left. \begin{aligned} \Delta\rho_1 &= a_{x1}\Delta x_u + a_{y1}\Delta y_u + a_{z1}\Delta z_u - c\Delta t_u \\ \Delta\rho_2 &= a_{x2}\Delta x_u + a_{y2}\Delta y_u + a_{z2}\Delta z_u - c\Delta t_u \\ \Delta\rho_3 &= a_{x3}\Delta x_u + a_{y3}\Delta y_u + a_{z3}\Delta z_u - c\Delta t_u \\ \Delta\rho_4 &= a_{x4}\Delta x_u + a_{y4}\Delta y_u + a_{z4}\Delta z_u - c\Delta t_u \end{aligned} \right\} \quad (\text{III.11})$$

Ces équations peuvent être mises sous forme de matrice en faisant les définitions :

$$\Delta\rho = \begin{bmatrix} \Delta\rho_1 \\ \Delta\rho_2 \\ \Delta\rho_3 \\ \Delta\rho_4 \end{bmatrix} \quad H = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ a_{x3} & a_{y3} & a_{z3} & 1 \\ a_{x4} & a_{y4} & a_{z4} & 1 \end{bmatrix} \quad \Delta X = \begin{bmatrix} \Delta x_u \\ \Delta y_u \\ \Delta z_u \\ -c\Delta t_u \end{bmatrix}$$

Finalement, On obtient :

$$\Delta\rho = H \cdot \Delta X \quad (\text{III.12})$$

Où,  $H$  est la matrice d'observation,  $\Delta\rho$  est la mise à jour de la mesure.  $\Delta X$  est le vecteur inconnu correspondant à l'incrément de la position.

Le vecteur inconnu  $\Delta X$  a donc pour solution :

$$\Delta X = H^{-1} \cdot \Delta\rho \quad (\text{III.13})$$

Une fois les inconnues calculées, les coordonnées de l'utilisateur  $x_u, y_u, z_u$  et le décalage de l'horloge du récepteur sont alors calculées à l'aide de l'équation (III.3). Ce système de linéarisation fonctionnera bien tant que le déplacement ( $\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u$ ) est à proximité du point de linéarisation. Le déplacement acceptable est dicté par les exigences de précision de l'utilisateur. Si le déplacement dépasse la valeur acceptable, ce processus est répété avec  $\Delta\rho$  qui sera remplacé par une nouvelle estimation de pseudo-distance basée sur les coordonnées calculées  $x_u, y_u$  et  $z_u$ . Les erreurs de la mesure en réalité, se traduisent par des erreurs dans les composantes du vecteur  $\Delta X$ , comme indiqué ici :

$$\epsilon_X = H^{-1} \cdot \epsilon_{meas} \quad (\text{III.14})$$

Où,

$\epsilon_X$  : est le vecteur représentant les erreurs dans la position de l'utilisateur et le décalage de l'horloge du récepteur.

$\epsilon_{meas}$ : est le vecteur contenant les erreurs de mesure de pseudo-distance.

La contribution d'erreur  $\epsilon_X$  peut être minimisée en faisant des mesures à plus de quatre satellites, ce qui se traduira par une solution surdéterminée ensemble d'équations similaires à (III.12). Chacune de ces mesures redondantes contiendra généralement des erreurs indépendantes. Les mesures redondantes peuvent être traitées par des techniques d'estimation des moindres carrés qui permettent d'obtenir des estimations améliorées des inconnues. Diverses versions de cette technique existent et sont généralement utilisées dans les récepteurs

d'aujourd'hui, qui emploient généralement plus de quatre mesures utilisateur-satellite pour calculer l'utilisateur PVT.

### III.3 Présentation du Filtre de Kalman :

Dans le chapitre II, nous avons montré que Le filtre de Kalman a deux phases distinctes : Prédiction et Mise à jour. La phase de prédiction utilise l'état estimé de l'instant précédent pour produire une estimation de l'état courant. Dans l'étape de mise à jour, les observations de l'instant courant sont utilisées pour corriger l'état prédit dans le but d'obtenir une estimation plus précise.

On se rappellera aussi que, Le filtre utilise une équation d'évolution et une équation de mesure pour modéliser le système. Ces deux équations sont respectivement [69] [20] :

$$x_k = f \cdot x_{k-1} + B \cdot u_{k-1} + v_{k-1} \quad (\text{III.15})$$

$$z_k = h \cdot x_k + w_k \quad (\text{III.16})$$

Avec,

- $x_k$  : valeur estimée de l'état à l'instant  $k$  ;
- $z_k$  : mesure à l'instant  $k$  ;
- $f$  et  $h$ , respectivement, la matrice d'état et la matrice d'observation dont le contenu dépend des propriétés du système ;
- $B$  est une matrice liant les données complémentaires à l'état  $x_{k-1}$  ;  $u_{k-1}$  est un vecteur définissant les données complémentaires ;
- $v_{k-1}$  bruit blanc Gaussien indépendant de moyenne nulle et de matrice de covariance  $Q$  qui modélise l'erreur d'évolution, tel que  $v_{k-1} \sim N(0, Q_{k-1})$  ;
- $w_k$  bruit blanc Gaussien indépendant de moyenne nulle et de matrice de covariance  $R$  qui modélise l'erreur sur les observations, tel que  $w_k \sim N(0, R_k)$  .

L'algorithme du filtre de Kalman est le suivant :

**1: for**  $k = 1$  to  $\infty$  **do**

**Prediction:**

**2:** Estimer l'état prévu

$$\hat{x}_{k|k-1} = F_k \cdot \hat{x}_{k-1|k-1} + B_k \cdot u_k \quad (\text{III.17})$$

Où,  $\hat{x}_{k|k-1}$  désigne le vecteur d'état estimé à l'instant  $k$  connaissant les observations jusqu'à l'instant  $k - 1$  (a priori, prédiction),  $B_k$  représente la matrice d'entrée,  $u_k$  est l'entrée vers le système et  $F_k$  représente la matrice de transition d'état linéarisée définie comme

$$F_k = \nabla_x f_k(x, u) \Big|_{x = \tilde{x}} \quad (\text{III.18})$$

Où,  $\nabla_x$  est l'opérateur jacobien par rapport au vecteur  $x$  et  $\tilde{x}$  est le point où la linéarisation à lieu.

**3 :** Estimer la matrice de covariance prédite  $\hat{P}_{k|k-1}$  par rapport au vecteur d'état a priori actuel  $\hat{x}_{k|k-1}$

$$\hat{P}_{k|k-1} = F_k \cdot \hat{P}_{k-1|k-1} \cdot F_k^T + Q_k \quad (\text{III.19})$$

**Mise à jour:**

**4 :** Calculer le vecteur d'innovation, comme le résidu entre la mesure observée  $z_k$  et la mesure prévue  $h(\hat{x}_{k|k-1})$

$$\tilde{Y}_k = z_k - h(\hat{x}_{k|k-1}) \quad (\text{III.20})$$

**5 :** Calculer le gain Kalman

$$K_k = \hat{P}_{k|k-1} \cdot H_k^T (H_k \cdot \hat{P}_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (\text{III.21})$$

Où,  $H_k$  est la matrice d'observation linéarisée et  $R_k$  représente la matrice de covariance liée au vecteur d'observation. La matrice d'observation  $H_k$  est définie comme

$$H_k = \nabla_x h_k(x) \quad (\text{III.22})$$

6 : Calculer l'estimation a posteriori de l'état

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k \cdot \tilde{Y}_k \quad (\text{III.23})$$

7 : Calculer la matrice de covariance d'état a posteriori

$$\hat{P}_{k|k} = (I_n - K_k \cdot H_k) \cdot \hat{P}_{k|k-1} \quad (\text{III.24})$$

Où,  $I_n$  représente la matrice identitaire de la dimension  $n$ .

8: end for

### III.4 Résultats et discussion:

#### III.4.1 Estimation de la trajectoire d'un piéton :

La figure suivante III.1 représente le déplacement d'un piéton en randonnée dans un milieu à relief où l'altitude est représentée selon l'axe des Z, le déplacement sur le terrain au sol est représenté par le plan (XOY).

En comparant les deux courbes, celle représentant le parcours réel en bleu et celle représentant le parcours estimé par le filtre de Kalman en vert, on voit que cette dernière suit bien dans l'ensemble la trajectoire réelle, l'écart relativement faible entre les deux parcours est dû aux calculs en 3 dimensions relativement plus complexe qu'en 2 dimensions.

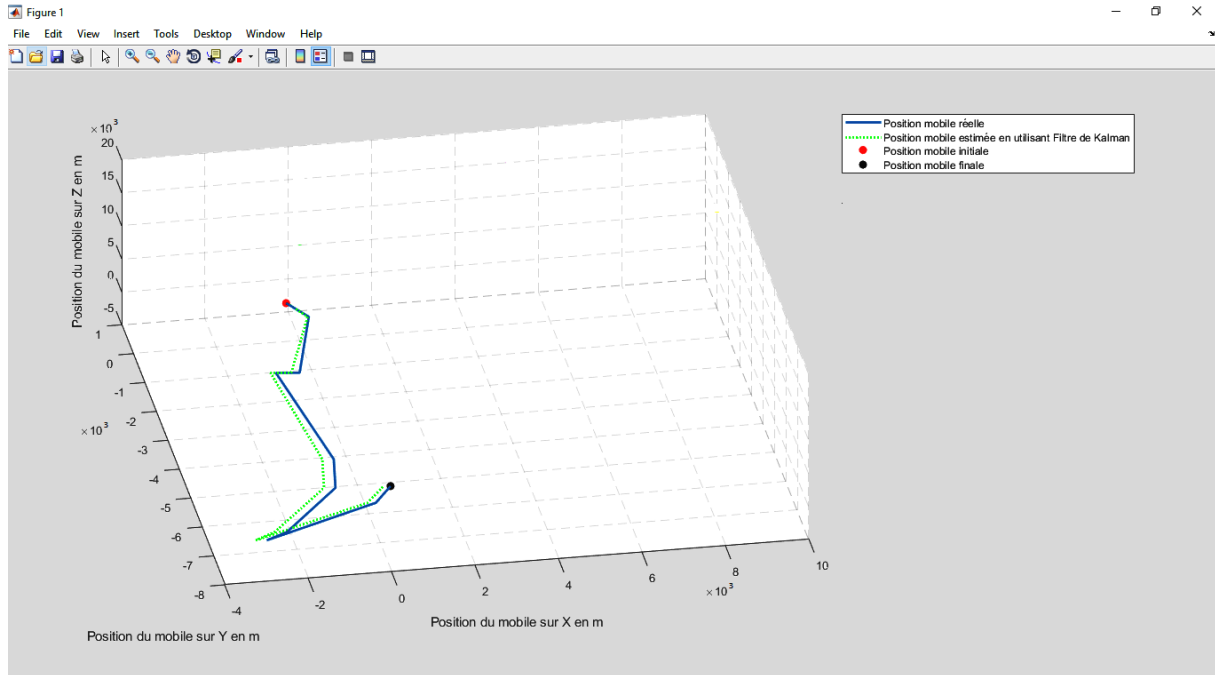


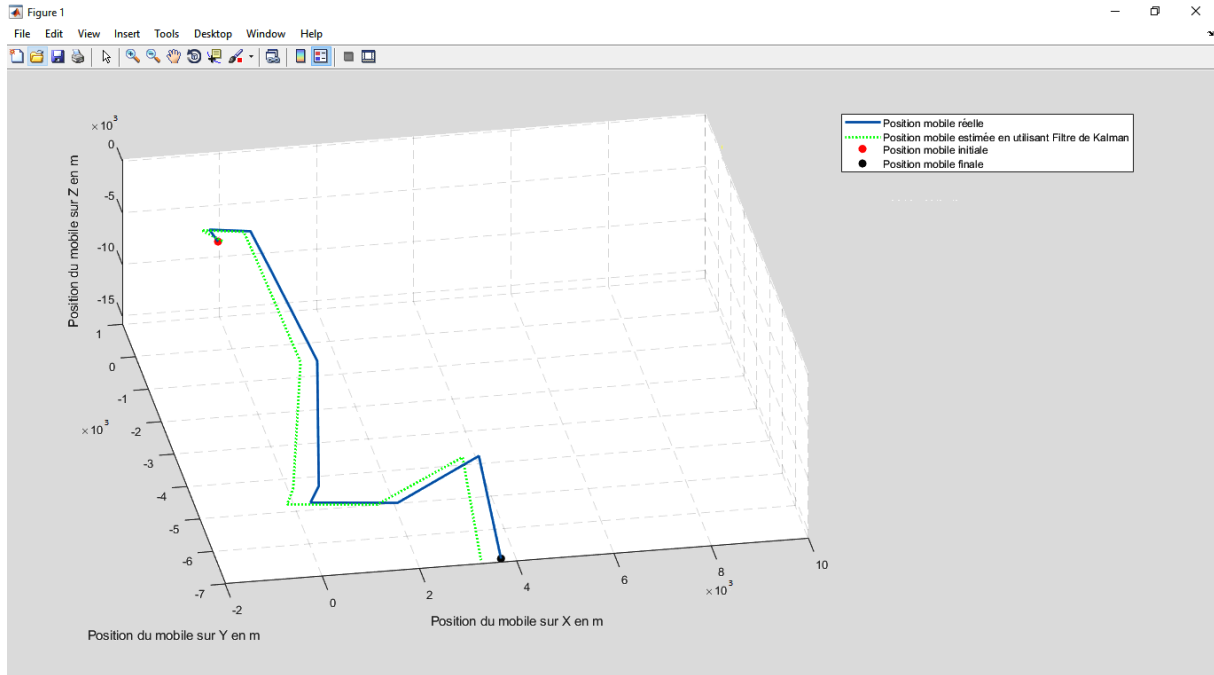
Figure III. 1 : Trajectoire de déplacement d'un piéton en randonnée dans un milieu à relief en 3 dimensions.

### III.4.2 Estimation de la trajectoire d'un avion en atterrissage :

Pour le déplacement d'un avion s'apprêtant à atterrir, avec une vitesse relativement élevée d'environ 260Km/h, la figure III.2 représente les deux parcours réel et estimé par le filtre de Kalman. La représentation est faite en 3D puisque le déplacement se fait dans un espace tridimensionnel.

On remarque que les deux courbes s'approchent par endroits et s'éloignent légèrement par autres endroits. L'espace en 3D et la vitesse relativement élevée dans le cas d'un avion engendre des erreurs d'estimation.



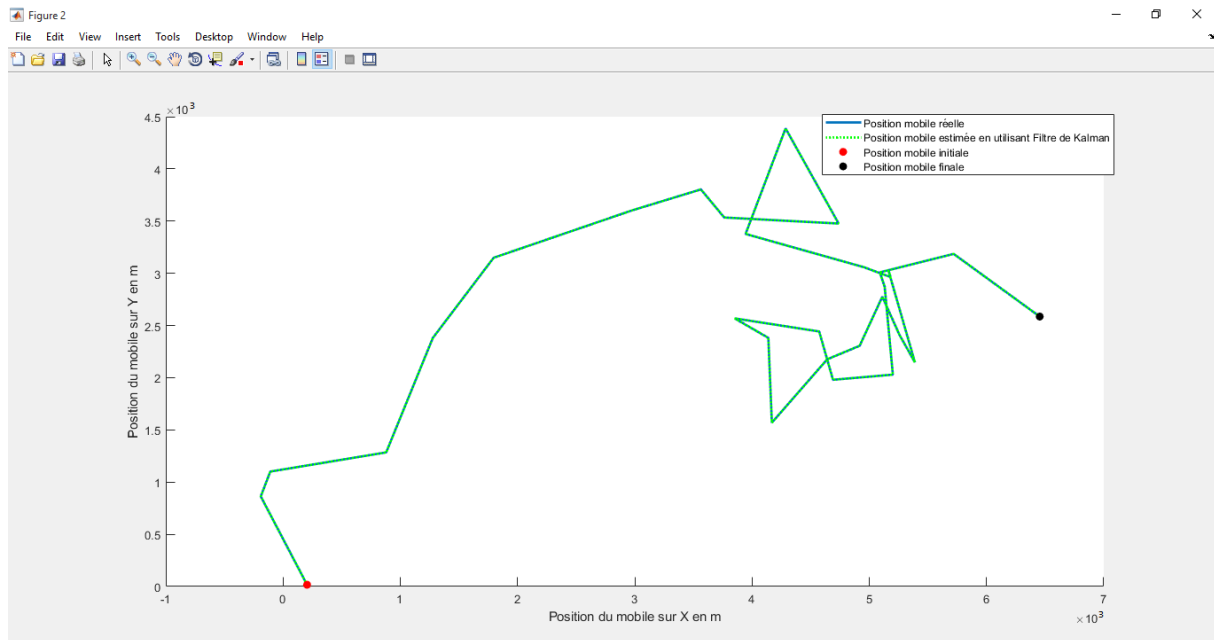


**Figure III. 2 :** Trajectoire de déplacement d'un avion dans un espace tridimensionnel.

### III.4.3 Estimation de la trajectoire d'une voiture :

La figure III.3 représente le parcours effectué par une voiture dans un milieu urbain moyennement dense avec contraintes induisant les multi-trajets. On suppose la vitesse de déplacement est d'environ 60Km/h et que cela se fait sur un terrain plat sans relief d'où une présentation en 2D. On remarque que là, la trajectoire estimée par le filtre de Kalman coïncide pratiquement avec le parcours réel et ainsi les erreurs commises sont négligeables.

Ainsi nous pouvons conclure que la contribution au calcul de position apportée par le filtre de Kalman améliore nettement la précision recherchée.



**Figure III. 3 :** Déplacement d’une voiture dans milieu urbain moyennement dense sur un terrain surfacique en 2 dimensions.

#### III.4.4 Estimation de la trajectoire d’un bus :

La figure III.4 représente le déplacement d’un bus avec une vitesse d’environ 40Km/h, dans un milieu urbain avec contraintes. Les deux courbes réelle et estimée par filtre de Kalman, coïncide bien témoignant ainsi de la fiabilité du calcul par utilisation du filtre. Notons aussi que l’estimation faite pour un déplacement en 2D, n’engendre pratiquement pas d’erreurs.

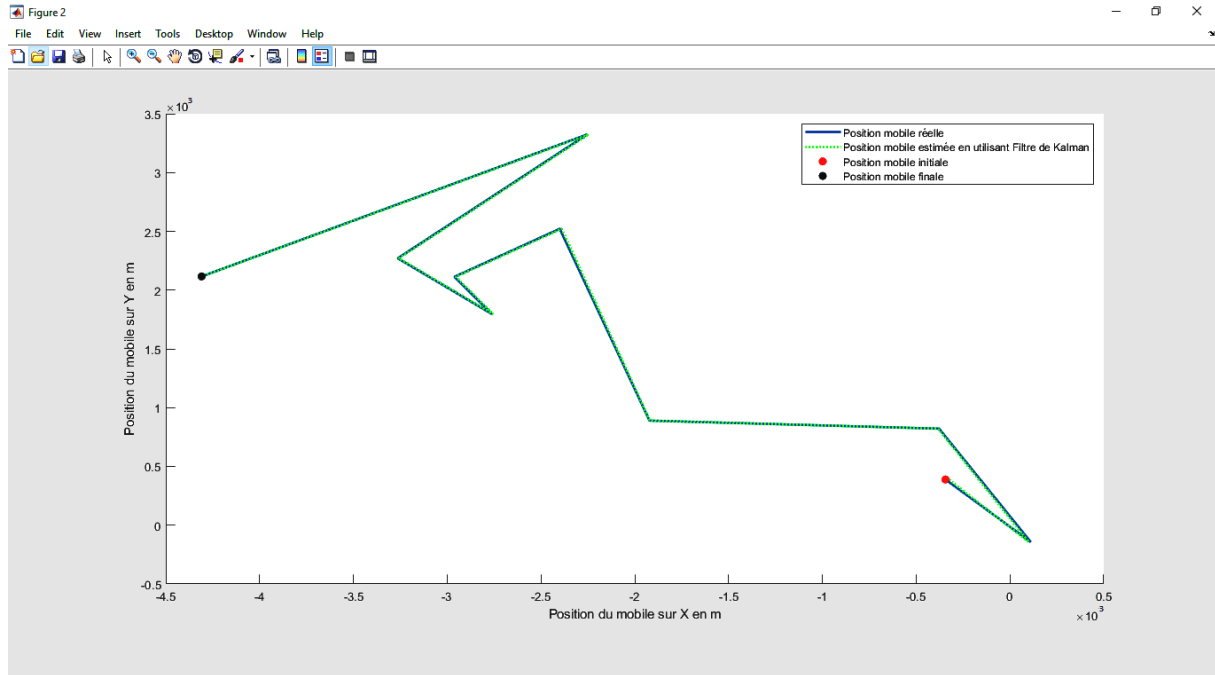


Figure III. 4 : Déplacement d'un bus en milieu urbain.

### III.5 Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons présenté l'algorithme de résolution ainsi que le filtre de Kalman visant à calculer la position d'un récepteur GPS. Les étapes de calcul ont été programmées sous environnement MATLAB et appliquées à quelques exemples courants. Ces derniers ont montré l'importance du filtre de Kalman qui apporte une nette précision dans le calcul de la position, notamment dans un milieu urbain bidimensionnel qui est un environnement contraint induisant les multi-trajets et largement traversé par les utilisateurs de transport.

## *Conclusion générale*

Les systèmes de positionnement par satellites sont en plein développement grâce à leurs avantages par rapport aux autres techniques de localisation. Bien que largement utilisés dans le domaine du transport, ces systèmes n'offrent pas une très bonne précision lorsqu'ils sont appliqués en milieu urbain. Pour pallier aux obstacles de cet environnement, la technique de filtrage statistique des signaux s'avère efficace pour apporter une amélioration à la localisation. Le travail mené dans ce mémoire s'appuie sur l'utilisation du filtre de Kalman pour calculer la position d'un utilisateur en déplacement. Ce filtre est en théorie applicable pour des systèmes linéaires d'où la nécessité de linéarisation de l'équation de mesure de positionnement qui n'obéit pas à cette condition.

Le premier chapitre a été consacré à la description des notions fondamentales de la navigation par satellite ainsi qu'à la détermination de l'équation fondamentale pour calculer la position et qui est basée sur la connaissance de la durée de propagation du signal entre le satellite et le récepteur.

Le deuxième chapitre dresse une liste des différentes perturbations affectant les signaux, l'accent a été mis sur les multi-trajets rencontrés en environnement contraint avec obstacles où la durée du temps de propagation du signal est retardée par rapport au rayon direct.

Le troisième chapitre met en évidence les étapes de linéarisation de l'équation permettant la détermination des coordonnées du récepteur ainsi que la démarche de calcul introduite par le filtre de Kalman. Ces différentes étapes de calcul sont programmées sous MATLAB et appliquées à quelques exemples d'utilisateurs en déplacement. La trajectoire calculée coïncide avec le parcours réel, notamment dans un milieu urbain sur terrain en deux dimensions, dénotant ainsi la contribution du filtre dans l'amélioration de la précision dans la localisation.

L'une des perspectives envisagées, est d'utiliser plusieurs filtres, comme le Filtre de Kalman Étendu (EKF) et le filtre particulaire et de comparer ensuite les trajectoires issues de chaque filtre afin d'évaluer les performances de chacun d'eux.

## **Références bibliographiques :**

- [1] Lionel BENOIT, « Positionnement GPS précis et en temps-réel dans le contexte de réseaux de capteurs sans fil type Geocube : application à des objets géophysiques de taille kilométrique. Sciences de la Terre ». Thèse de doctorat de l'université de PARIS, 2014, page (23).
- [2] Nabil KBAYER, « Advanced Signal Processing Methods for GNSS Positioning with NLOS/Multipath Signals. ED MITT : Réseaux, télécom, système et architecture ». Thèse de doctorat de l'université de Toulouse, 2018, Page (1, 24).
- [3] Sébastien ROCHE, « Méthodes de poursuite de phase pour signaux GNSS multifréquence en environnement dégradé. ED MITT : Signal, image, acoustique et optimisation ». Thèse de doctorat de l'université de Toulouse, 2013, page (6, 9).
- [4] <http://www.silexmate.fr/articles.php?lng=fr&pg=120>.
- [5] M. JULIEN LESOUPLE, « Estimation parcimonieuse de biais multitrajets pour les systèmes GNSS. Mathématiques, Informatique, Télécommunications ». Thèse de doctorat de l'université de Toulouse, 2019, page (6).
- [6] Article rédigé dans <https://lewebpedagogique.com>.
- [7] Pierre BOSSER, « GNSS : Systèmes globaux de positionnement par satellite ». Cours de l'École Nationale des Sciences Géographiques, Département Positionnement Terrestre et Spatial, 2012, page (16, 66).
- [8] « Le GPS ». Document dans [www.geea.org](http://www.geea.org).
- [9] « Global Positioning System ». Article rédigé dans [https://fr.wikipedia.org/wiki/Global\\_Positioning\\_System#Segment\\_spatial](https://fr.wikipedia.org/wiki/Global_Positioning_System#Segment_spatial)
- [10] <https://spaceplace.nasa.gov/gps/en/>.
- [11] Didier BOUTELOUP, « Cours de Géodésie chapitre 7 : présentation du système GPS. Version 2.0 ». 2003, page (7, 10).
- [12] Article rédigé dans <https://allaboutgps101.blogspot.com/2010/12/what-are-3-segments-of-gps-systems.html>.
- [13] Article rédigé dans <https://www.lavionnaire.fr/InstNavigGPS#GPSPrinBase>.
- [14] Kouadio Séverin M'Bra, « Utilisation des mesures du système GPS pour la localisation relative précise. Astrophysique ». Observatoire de Paris, 1991, page (23).

- [15] Donnay 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 ». Thèse de Doctorat de l'université de Lille, 2009, page (31, 32, 48, 49).
- [16] <https://www.meta-moteur.net>.
- [17] Jean-Baptiste HENRY, « Chapitre 3 : le GPS. Cours de Topographie et Topométrie Générale ». Université louis pasteur, page (6).
- [18] Bilal BELDJILALI, « Traitement des signaux GNSS pour optimiser les récepteurs de localisation. Signaux et systèmes de Télécommunication ». Thèse de doctorat de l'université de Tlemcen, Algérie, 2017, page (39).
- [19] <https://slideplayer.com>.
- [20] Davide DARDARI, Emanuela FALLETTI, Marco LUISE, « Satellite and Terrestrial Radio Positioning Techniques, a Signal Processing Perspective ». First edition, British library, Academic Press is an imprint of Elsevier, 2012, page (324, 325).
- [21] Matthieu LONCHAY, « Amélioration de la précision des GNSS » l'université de liège en bonne position, 2009, Page (13).
- [22] Wassila Leila RAHAL, « APPLICATION DES DONNEES GPS POUR LA LOCALISATION DE STATIONS GEODESIQUES, partie F ». Thèse de doctorat, page (97, 105).
- [23] Dc.Moein Ahmadi, « Global Navigation Satellite System (GNSS) ». Article universitaire, 2001, page (9).
- [24] Nicolas ROUSSEL, « Application de la réflectométrie GNSS à l'étude des redistributions des masses d'eau à la surface de la Terre. Spécialité : Télédétection et Géodésie Spatiale ». Thèse de doctorat de l'université de Toulouse, 2015, Page (14, 30).
- [25] Juliette Marais, « Positionner par satellite dans les environnements transports. Impact du canal de propagation sur les performances de localisation GNSS. Traitement du signal et de l'image ». Université Lille 1 Nord de France, 2017, page (27, 28, 37).
- [26] « GPS satellites - trilateration Icons PNG », 2018, <https://www.iconspng.com/image/20383/gps-satellites-trilateration>
- [27] Safaa DAWOUD, « GNSS principles and comparison ». Article, Potsdam, Germany.

- [28] JAMES BAO-YEN TSUI, « Fundamentals of Global Positioning System Receivers: A Software Approach ». Livre, New York, 2000, page (10).
- [29] Elliott D. Kaplan, Christopher J. Hegarty, « Understanding GPS principles and application », Second Edition, London, 2006, page (53, 54).
- [30] Christophe CHARBONNIERAS, « Mesure d'intégrité par l'exploitation des signaux de navigation par satellites. ED MITT : Réseaux, télécom, système et architecture ». Thèse de doctorat de l'université de Toulouse, 2017, page (8, 58, 59).
- [31] Catarina José, Afonso Dias, « Analysis of the Galileo navigation system ». Article, Département de LISBON, Portugal, 2015, page (1).
- [32] George Georges, « Algorithmes de calcul de positions GNSS basés sur les méthodes des moindres carrés avancées. Automatique / Robotique ». Thèse de doctorat de l'université de Technologie de Belfort-MONTBELIARD, 2016, page (12, 13).
- [33] « GALILEO, système européen de navigation par satellite ». Article rédigé dans <https://www.universalis.fr/encyclopedie/galileo-systeme-europeen-de-navigation-par-satellite/3-description-du-systeme-galileo/>.
- [34] Guenter W. HEIN and Thomas PANY, « Architecture and Signal Design of the European Satellite Navigation System Galileo ». Journal of Global Positioning Systems, Vol. 1, 2002, page (75).
- [35] « Global navigation satellite system GLONASS. General description of code division multiple access signal system (edition 1.0) ». Russian space systems, MOSCOW, 2016, page (7, 11).
- [36] Bernhard Hofmann-Wellenhof, Herbert Lichtenegger, Elmar Wasle, « GNSS – Global Navigation Satellite Systems GPS, GLONASS, GALILEO and more ». Springer Wien New York Printed in Austria, 2008, page (384).
- [37] Salomon HONKALA, « GLONASS Satellite Navigation Signal Implementation in a Software-defined Multi-constellation Satellite Navigation Receiver ». Mémoire soumis à l'examen pour le diplôme de Master de la science et technologie, AALTO university school of electrical engineering, 2016, page (17).
- [38] « Global Navigation Satellite System GLONASS. Navigational radio signal in bands 11, 12 (edition 5.1) ». Russian institute of space device engineering, MOSCOW, 2008.
- [39] Paul D. Groves, « Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems. For a listing of recent titles in the Artech House GNSS

Technology and Applications Series turn to the back of this book », British and U.S Library, 2008, page (187, 55).

- [40] « Development of the BEIDOU Navigation Satellite System. Version 3.0, China Satellite Navigation Office ». Article, 2018, page (1, 3).
- [41] Lina He, Maorong Ge, Jiexian Wang, Jens Wickert et Harald Schuh, « Experimental Study on the Precise Orbit Determination of the BEIDOU Navigation Satellite System ». Université du TONGJI, Département de géodésie et de télédétection, china, 2013, page (2912).
- [42] « BEIDOU Global Navigation satellite system ». Article rédigé dans <https://www.glonass-iac.ru/en/guide/beidou.php>.
- [43] Jean-Christophe GUAY, « récepteur SBAS-GNSS logiciel pour des applications temps-réel ». Mémoire présenté à école de technologie supérieure université du QUEBEC, 2010, page (15, 23).
- [44] « EGNOS et GALILEO - European GNSS Agency ». Article rédigé dans [https://www.gsa.europa.eu/sites/default/files/egnos-and-galileo-brochure-2012\\_fr\\_0.pdf](https://www.gsa.europa.eu/sites/default/files/egnos-and-galileo-brochure-2012_fr_0.pdf).
- [45] Aude BOURDEAU, « Approches avancées de navigation par signaux GNSS en environnement urbain utilisant un modèle 3D. ED MITT : Signal, image, acoustique et optimisation ». Thèse de doctorat de l'université de Toulouse, 2013, Pages (19, 20, 63, 64).
- [46] Renaud LAHAYE, Sylvie LADET, « Les principes du positionnement par satellite : GNSS ». Article, Institut de Développement de la Géomatique (IDGEO), Toulouse, France.
- [47] «GNSS Knowledge ». Article rédigé dans <https://www.gnss.ca/gnss/1411-error-sources?active=1401>.
- [48] Alexandra ROYER, « Acquisition et Analyse de données GPS haute fréquence. Sciences de la Terre et de l'Environnement, Spécialité géophysique ». Stage de recherche dans le cadre du M2R Université Joseph Fourier, Page (6).
- [49] Mohamed ALI CHOUAER, « Utilisation du Positionnement Relatif Temporel GNSS pour l'auscultation topographique et la mesure des vagues. Maîtrise en sciences géomatique ». Thèse de doctorat de l'université de Canada, 2017, page (32).
- [50] Sébastien ROUGERIE, « Algorithmes de diversité d'antennes appliqués à la réception des signaux GNSS en environnement urbain et sur terminal mobile. Thèse de doctorat de l'université de Toulouse, Délivré par l'Institut Supérieur de



l'Aéronautique et de l'Espace Spécialité : Réseaux, télécoms, systèmes et architecture ». 2012, page (34).

- [51] « Les ondes électromagnétiques dans le vide ». <http://slideplayer.fr/slides>.
- [52] Paul D GROVES, Ziyi JIANG, Morten RUDI and Philip STRODE, « A Portfolio Approach to NLOS and Multipath Mitigation in Dense Urban Areas », University College London, United Kingdom, 2013.
- [53] Géraldine TROUILLARD, « contribution à l'étude des phénomènes électromagnétiques liés aux futurs systèmes mobiles de réception hertzienne à bord des véhicules automobiles. conception, réalisation et tests des antennes correspondantes ». Thèse de l'université de Limoges, 2003, page (31).
- [54] <https://slideplayer.fr/slide/452741/>.
- [55] Bryan R, Townsend and Patrick C, Fenton, « A Practical Approach to the Reduction of Pseudorange Multipath Errors in a L1 GPS Receiver ». Canada, 1994, page (2).
- [56] Waldemar KUNYSZ, NOVATEL Inc, « A Three Dimensional Choke Ring Ground Plane Antenna ». Page (1).
- [57] W. E. MCKINZIE ID, R. B. HURTADO, B. K. KLIMCZAK, J. D. DUTTON, « Mitigation of Multipath Through the Use of an Artificial Magnetic Conductor for Precision GPS Surveying Antennas ». Suite C. Laurel, Maryland, 2002, page (640).
- [58] « Antenne choke-ring », <https://www.researchgate.net/figure/1-Choke-Ring-Antenna-Source-Leicacom>.
- [59] Marie MALICORNE, Christophe MACABIAU, Vincent CALMETTES, Michel BOUSQUET, « Effects of masking angle and multipath on GALILEO performances in different environments. 8th Saint Petersburg Conference on Integrated Navigation Systems », Saint Petersburg, Russia, 2002.
- [60] Juliette MARAIS, « localisation de mobiles terrestres par satellites. Mise en œuvre d'outils permettant l'analyse de l'influence des conditions de propagation et des effets de masques sur la disponibilité du service offert. laboratoire électronique, ondes et signaux pour les transports ». Thèse de doctorat de l'université de LILLE, 2002, page (22, 23).
- [61] Julien Moreau, « Construction de modèles 3D à partir de données vidéo fisheye : application à la localisation en milieu urbain ». Thèse de doctorat de l'université de Technologie de Belfort-Montbéliard, 2016, page (117).

- [62] Marie MALICORNE, « Analyse des performances de systèmes de navigation par satellites pour les applications en environnement urbain. Traitement du signal – télécommunication ». Thèse préparée au sein du laboratoire Electronique-Optronique-Physique de SUPAERO, 2001, page (8, 17).
- [63] Sylvain CHABLE, « Couplage de mesures GPS et inertielles pour de la navigation pédestre dans les bâtiments. Sciences de l'ingénieur ». 2015, page (13).
- [64] Martine WAHL, Marion BARBINEAU, « Communiquer, naviguer surveiller ». Rencontre des doctorants des laboratoires ESTAS, LEOST, LIVIC, LTN de L'INRETS, 2008, page (67).
- [65] J. SHIMA, « On Reduced-Order Kalman Filters for GPS Position Filtering », 2001, page (1).
- [66] Mme BELAIDOUNI KHAROFKA, « Positionnement par GPS basé sur le filtre de Kalman : application à l'antenne de poursuite d'ALSAT-1 ». Thèse de doctorat de l'université des Sciences et de la Technologie d'Oran, 2015, page (41).
- [67] Nicolas VIANDIER, « Modélisation et utilisation des erreurs de pseudo-distances GNSS en environnement transport pour l'amélioration des performances de localisation ». Thèse de doctorat de l'université de Lille, 2011, page (67, 69).
- [68] Abderrahim BOURKANE, « Estimation du rapport signal à bruit d'un signal GPS par filtrage non linéaire. Traitement du signal et de l'image ». Thèse de doctorat de l'université du Littoral Côte d'Opale, français, 2015, page (49).
- [69] Ré-Mi HAGE, « Estimation du temps de parcours d'un réseau urbain par fusion de données de boucles magnétiques et de véhicules traceurs : Une approche stochastique avec mise en œuvre d'un filtre de Kalman sans parfum. Traitement du signal et de l'image ». Thèse de doctorat de l'université de Nantes, français, 2012, page (80, 82).
- [70] H. CARVALHO, P. D. MORAL, A. MONIN et G. SALUT, « Optimal nonlinear filtering in GPS/INS integration. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems ». 1997, page (836).