Rapport de thèse Récepteur de navigation reconfigurable pour applications spatiales

ARNAUD DION arnaud.dion@isae.fr

13 décembre 2012

Table des matières

Introduction

1	Spéc	cification d'un récepteur Global Navigation Satellite System (GNSS) multi-mission							
	1.1	Systèmes de localisation actuels							
		1.1.1 Mesures depuis le sol							
		1.1.2 Localisation par GPS							
	1.2	Segment spatial							
		1.2.1 Global Positionning System							
		1.2.2 Galileo							
		1.2.3 Les autres systèmes de navigation par satellite							
		1.2.4 Satellites récepteurs							
	1.3	Paramètres de la liaison radio-fréquence							
	110	1 3 1 Expression du bilan de liaison							
		1 3 2 Antennes							
		133 Puissance émise							
		1 3 4 Puissance recue							
		1 3 5 Rilan en bruit							
		$1.3.6 \text{Papport } C/N() \qquad \qquad$							
	1 /	Modélisation at analyse de performance							
	1.4	1.4.1 Modélisation système							
		$1.4.1 \text{Modelisation systeme} \qquad \qquad$							
		1.4.2 Cinteres a analyse							
		1.4.5 Application geostationnalite							
		1.4.4 Application en orbite basse							
2	Solu	lution algorithmique 44							
	2.1	Signaux GNSS							
		2.1.1 GPS							
		2.1.2 Galileo							
	2.2	Algorithmes de démodulation							
	2.3	Acquisition							
		2.3.1 Principe							
		2.3.2 Algorithme proposé							
		2.3.3 Stratégie d'acquisition 50							
	2.4	Poursuite 50							
	2	2.4.1 Principe 50							
		2.11 Timespect 1.1.1.1.1.1.1.1.1.1.1.1.1.1.1.1.1.1.1.							
	25	Localisation (OPTION) 5(
	2.5	2 5 1 Principe 50							
		2.5.1 Timorpe							
		2.5.2 Temps 50							
		$2.5.5 \text{fumps} \dots \dots$							
		2.3.7 Locansation							

3

3	3 Méthodologie de conception 5						
	3.1	Codesign	51				
	3.2	System On Chip	51				
	3.3	Méthodologie : état de l'art	51				
		3.3.1 Méthodologie en Y	51				
		3.3.2 Langage de développement	51				
		3.3.3 Stratégie d'acquisition	51				
	3.4	Méthodologei choisie	51				
4	Imp	plémentation et retour d'expérience	52				
	4.1	Etude algorithmique et validation	52				
		4.1.1 GPS	52				
		4.1.2 Galileo	52				
	4.2	Modèle PV/SoC	52				
	4.3	Modèle PVT/SoC	52				
		4.3.1 Principe	52				
		4.3.2 Algorithme proposé	52				
		4.3.3 Stratégie d'acquisition	52				
	4.4	Poursuite	52				
		4.4.1 Principe	52				
		4.4.2 Optimisation des boucles	52				
Co	onclus	sion	53				
Li	ste de	es figure	55				
Li	ste de	es tableaux	56				
Bi	Bibliographie						
Gl	ossaiı	ire	60				

Introduction

Cette partie est juste stockée là en attendant d'être mise en forme...

Applications

La durée de vie d'un satellite dépend en partie de son maintien à poste. Le maintien à poste est la capacité d'un véhicule spatial à maintenir sa position et son orientation. Certaines applications requirent également une position très précise du véhicule, telle que les missions scientifiques ou militaires. Les opérations de maintien à poste implique que la position du véhicule soit connue. Les perturbations externes, telles que la variation du champ gravitationnel ou la pression du vent solaire, dégradent la position du véhicule, rendant ainsi nécessaire des corrections de trajectoires. Les systèmes de positionnement actuels sont essentiellement basés sur une mesure depuis le sol, ce qui implique une infrastructure importante. La mesure de la position des satellites est faite depuis le sol. Il existe 3 types de mesures :

infrastructure importante. La mesure de la position des satellites est faite depuis le sol. Il existe 3 types de mesures : la localisation angulaire, la distance et la vitesse radiale. Connaitre la position d'un satellite réclame donc la mise en œuvre de moyens complexes et onéreux. L'incertitude de mesure est de plusieurs kilomètre selon les axes. De plus cette mesure n'est pas connue en permanence, ni instantanément.

Un système de positionnement et de navigation autonome utilisant les constellations de satellite de navigation par satellite, appelé GNSS, pourrait permettre une réduction importante des coûts de conception et de maintenance opérationnelle. Plusieurs études ont été menées en ce sens et les premiers systèmes de navigation, basés sur des récepteurs GPS, voient le jour. Un récepteur en mesure de traiter plusieurs systèmes de navigation, tel que GPS et Galileo, permettrait d'obtenir une augmentation de la disponibilité de service, ainsi qu'une meilleure précision sur la position. En effet, le système Galileo est conçu pour être compatible avec le système GPS (actuel et futur), tant en terme de signaux émis que de données de navigation.

Colocalisation de satellite dans la même fenêtre de maintien à poste : télécom, télé.

Chapitre 1

Spécification d'un récepteur GNSS multi-mission

Avant toutes étude d'algorithmes, nous devons définir quelles seront les spécifications d'un récepteur spatial multimission. En effet, les contraintes pesant sur un tel récepteur sont différentes de celles d'un récepteur situé à la surface de la Terre. L'analyse de ces contraintes, ainsi que des performances demandées à un système de positionnement, nous permettra ainsi d'en déduire les spécifications du futur récepteur. Il existe peu d'études sur le sujet. Certaines d'entre elles sont classées secret industriel, d'autres présentent, à notre avis, un biais d'analyse qui fausse la détermination des spécifications.

Nous allons donc modéliser le système (satellites GNSS, satellite récepteur, liaison radio-fréquence). Nous pourrons ensuite simuler divers scenarii représentatifs de future mission. L'analyse des performances du système nous permettra ensuite de définir les spécifications.

Dans la première partie de ce chapitre, nous aborderons les systèmes actuels de positionnement pour satellites. Le but est de montrer quelle est la précision de mesure, le futur récepteur devant au moins atteindre cette précision. Nous montrerons également l'intérêt d'un récepteur autonome dans le cadre de manœuvres de maintien à poste. En vue de modéliser le système dans son ensemble, nous présenterons ensuite la partie purement spatiale : les orbites des différents satellites. Dans la troisième partie, nous parlerons de la liaison radio-fréquence entre un satellite GNSS émetteur et un satellite récepteur. Certains paramètres de cette liaison ne sont pas donnés dans les documents de spécifications ou les documents constructeurs. Nous devons donc remonter à ces paramètres en utilisant les données disponibles. Enfin, à partir de la modélisation du système, nous analyserons les performances possibles d'un récepteur situé sur un satellite. Nous expliciterons les contraintes du système et nous en déduirons les spécifications du récepteur.

1.1 Systèmes de localisation actuels

1.1.1 Mesures depuis le sol

Les mesures de la position d'un véhicule spatial sont de 3 types : mesure angulaire, mesure de distance, mesure de vitesse radiale. Ces mesures brutes permettent ensuite de calculer la position du véhicule dans le système de référence. Six paramètres sont nécessaires afin de fournir la position et la trajectoire d'un satellite sur orbite : quatre paramètres angulaires (excentricité, inclinaison, longitude, argument du périgée), un paramètre de distance (demi-grand axe) et un paramètre de temps [4]. La mesure de vitesse fait appel à l'effet Doppler et ne concerne pas la position du satellite, nous n'en parlerons donc pas plus. Nous allons détailler les autres mesures afin d'évaluer l'incertitude résultante sur la position du satellite.

La mesure angulaire (azimuth, élévation) de la position d'un satellite peut se faire par plusieurs méthodes : un relevé direct de l'angle de l'antenne de réception, des mesures optiques par la photographie sur fond d'étoile, des mesures interférométriques en comparant des signaux reçus par 2 stations éloignées. Différentes techniques existent également pour la mesure de distance : rayon laser, radar, déphasage de signaux. La précision de mesure varie selon l'équipement. Ces mesures sont utilisées ensuite afin de restituer la position et la trajectoire du satellite.

Orbite géostationnaire

Pour un satellite en orbite géostationnaire, à une altitude de 36 000 km, 99% des mesures d'angle d'antenne (azimuth et élévation) présentent une erreur inférieure à 0.005°[24]. L'incertitude sur les paramètres angulaires d'un

satellite dépend ensuite de la longitude respective du satellite et de la station de mesure. L'erreur sur la mesure en distance est en revanche bien plus faible. L'erreur à 99% sur les paramètre de la position peut alors aller jusqu'à :

- inclinaison : $3\sigma_i = 5 \times 10^{-3}$ °
- longitude : $3\sigma_l = 5 \times 10^{-3}$ °
- demi-grand axe : $3\sigma_r = 50 m$

L'incertitude est alors de près de 4 km en azimuth et en élévation, sur des directions perpendiculaire à la Terre.

La mesure de la position d'un satellite nécessite donc la mise en œuvre de moyens complexes et onéreux. Par conséquent, cette mesure n'est pas effectuée en permanence. Le mouvement des satellites est relativement prédictible, à condition de modéliser de façon suffisamment précise les perturbations auquel il est soumis. Ces différentes considérations ont entrainées la mise en place de périmètre de sécurité autour des satellites. Les positions angulaires des satellites géostationnaires sont ainsi écarté de $\pm 0.1^{\circ}$ sur leur orbite. Cela correspond à ± 75 km. L'orbite géostationnaire est de plus en plus encombrée au dessus de certaines région de la Terre : Europe, Amérique, Asie. Une fenêtre angulaire plus petite permettrait alors d'accroître la ressource disponible. Certains satellite, notamment de télévision ou de télécommunication, sont colocalisés dans la même fenêtre angulaire afin d'accroître la bande passante. Dans ce cas, ils doivent être maintenu à une dizaine de kilomètres l'un de l'autre. La surveillance anti-collision est réalisée en prenant une boite de 10 km autour du satellite (voir figure 1.1 de la présente page).



FIGURE 1.1 - Incertitude de mesure de la position d'un satellite géostationnaire

Orbite basse

Concernant les satellites en orbite basse, à moins de 3000 km d'altitude, le problème se pose différemment. La précision sur la mesure est bonne. Les incertitudes angulaires sont identiques à celles cités plus haut, mais les distances sont bien plus faibles. L'incertitude résultante en distance est donc bien plus faible que pour des satellites en orbite haute. En revanche, le satellite n'est pas toujours en visibilité de la station de réception. La mesure de la position n'est donc pas disponible en permanence.

Manœuvres

Que ce soit pour des orbites hautes ou basses, la mesure de la position du satellite n'est pas disponible continuellement. La position d'un satellite étant prédictible, il n'est pas nécessaire de disposer en permanence de la mesure. En revanche, cela faciliterait les manœuvres de maintien à poste. Ce sont l'ensemble des manœuvres qui permettent la correction des paramètres de trajectoire. Afin d'effectuer une manœuvre de maintien à poste, la position du satellite doit être tout d'abord mesurée. La manœuvre est ensuite modélisée complètement avant d'être exécutée. La position du satellite est ensuite mesurée à la fin de cette manœuvre. Cette opération peut prendre plusieurs jours, alors que la manœuvre peut ne durer que quelques centaines de secondes. C'est donc un système non bouclé dans lequel la modélisation prend une place cruciale. Aucun phénomène ne doit être laissé de côté. Un système de positionnement autonome permettrait de simplifier considérablement ces opérations. La position pourrait être connue en permanence durant la manœuvre, avec une précision suffisante pour corriger cette manœuvre, cas d'un système bouclé [26], voire l'interrompre.

1.1.2 Localisation par GPS

Orbite géostationnaire

Toutes ces contraintes ont menés à des essais d'utilisation de systèmes de localisation par GPS pour des satellites en orbite haute et en orbite basse. Le marché des récepteurs pour le spatial étant minuscule par rapport au marché des récepteurs terrestres, les fabricants hésitent à investir dans ce secteur. Néanmoins, des récepteurs capables de localiser un satellites en orbite géostationnaires ont été développés, nous pouvons citer notamment *Topstar* du Centre National d'Etudes Spatiales (CNES) [18] et *PiVoT* du Goddard Space Flight Center (GSFC) [20]. Malgré l'intérêt de cette approche, aucun récepteur autonome n'a été utilisé à l'heure actuelle sur des orbites géostationnaires. La seule expérimentation à ce jour a connu un échec au lancement en 2001 (Mission STENTOR). La prochaine mission prévue avec une expérience GPS à bord, en orbite de transfert géostationnaire (fortement elliptique), doit être lancée en 2012 (mission Small GEO) [26]. Ce qui a déjà été utilisé, c'est l'échantillonnage des signaux GPS, puis leur transmission vers une station sol qui calcule la position du véhicule [17]. Cette expérience étant menée par TRW sur des satellites de la défense américain, les résultats ne sont pas publics.

En utilisant le récepteur GPS seul afin de calculer la position, la précision simulée pour Topstar est typiquement de 100 m. Concernant PiVoT, l'erreur RMS (Root Mean Square) simulée est de 6 m pour un satellite géostationnaire. Afin d'obtenir cette précision et de compenser le manque de satellites GPS visibles (voir section 1.3.2), ces récepteurs utilisent un *filtre orbital*. Il s'agit d'un algorithme de prédiction de la position, basé sur un filtre de Kalman. Ces filtres orbitaux (DIOGENE pour Topstar, GEONS pour PiVoT) nécessitent donc une modélisation précise des forces appliquées au véhicule (gravitationnelle, solaire, magnétique...), ainsi que du vecteur d'état. Ces modèles sont alors différents pour chaque satellite. Ces récepteurs, aidés par les filtres, peuvent mettre plusieurs heures pour converger vers une solution de position précise, jusqu'à 8 h pour Topstar. Ceci rend difficile, voire impossible, la navigation autonome en système bouclé.

Orbite elliptique

Une expérience réussie a été menée avec un récepteur GPS sur un satellite à orbite fortement elliptique [21]. L'évaluation de la précision de la position GPS n'est pas possible dans ce cas, car il y avait très peu de donnée sur la trajectoire mesurée depuis le sol. L'estimation de la précision de la meilleure trajectoire de référence était de l'ordre de la dizaine de kilomètres. Comme cité précédemment, la prochaine mission embarquant un récepteur GPS est Small Geosynchronous Earth Orbit (GEO) en 2012. Son orbite sera fortement elliptique car il s'agira d'une orbite de transfert géostationnaire.

Orbite basse

Les récepteurs GPS ont déjà été utilisés afin de déterminer la position de satellite en orbite basse. Ces systèmes sont souvent basés sur des récepteurs du commerce qui peuvent être adaptés à l'application. Comme pour les autres orbites, très peu de données réelles sont disponibles. La mission DEMETER (Detection of Electro-Magnetic Emissions Transmitted from Earthquake Regions), lancée en 2004, a embarqué le récepteur Topstar. En utilisant le filtre orbital DIOGENE, l'écart type 3D sur la position (1 sigma) est de 5 m [14]. Il est en revanche possible de trouver des résultats de simulation en préparation de mission réelle. La mission Sentinel-3 va embarquer le récepteur GPS POD, développé pour l'European Space Agency (ESA). Il s'agit d'un récepteur bi-fréquence, permettant ainsi de corriger des erreurs dues à la traversée de la ionosphère par les signaux GPS. Les signaux GPS ont été simulé par un générateur de signaux Spirent, un simulateur de référence du marché. Avec le filtre orbital, l'erreur 3D RMS est de 1.1 m.

Titre à trouver

Nous pouvons voir dans ces quelques exemples que la précision est atteinte grâce à l'utilisation de filtres orbitaux. Ces filtres, basé sur un filtre de Kalman, nécessitent un modèle précis des forces appliquées au satellites. Les récepteurs permettent alors d'atteindre une précision de l'ordre de quelques mètres sur la position pour une orbite basse. Ils demandent également un certain temps pour converger vers une solution de position suffisamment précise pour l'application.

1.2 Segment spatial

Nous décrirons ici la *géométrie* du système étudié. Le segment spatial est composé des satellites de navigation et des satellites à positionner. Nous présenterons en premier lieu les constellations des systèmes de navigation par satellite. Ces différents systèmes sont regroupés sous le nom générique *Global Navigation Satellite Systems* (GNSS), afin de faire la différence avec le système américain *Global Positionning System* (GPS). Nous aborderons ensuite les différentes orbites des satellites pouvant être positionnés par GNSS.

1.2.1 Global Positionning System

Ce système américain, dont le nom complet est NAVSTAR GPS est sous contrôle direct du ministère de la défense. La constellation théorique est constituée de 24 satellites répartis en 6 plans orbitaux inclinés de 55° par rapport à l'équateur, le demi grand axe de l'orbite est de 26561 km [22]. Cette constellation est dite de *Walker* : les plans orbitaux sont également espacés autour du plan équatorial, et les satellites sont également espacés sur chaque plan orbital. C'est une constellation de Walker 24/6/1, avec :

- 24 : nombre de satellites.
- 6 : nombre de plans orbitaux.
- 1 : facteur déterminant la *phase* des satellites des plans orbitaux adjacents [10].

La période de révolution d'un satellite GPS est environ 12 h, il fait donc 2 révolutions par jour.

La constellation réelle est constituée de plus de satellites, au gré des mises en service et dé-commissionnements. La constellation de février 2011 est composée de 31 satellites de la 2^e génération (BlockII) [2]. Différentes versions de ces satellites ont été lancées. Actuellement, les versions en service sont les BlockII-A, BlockII-R et BlockII-RM. Les caractéristiques de ces versions varient légèrement, notamment le diagramme de l'antenne d'émission ainsi que la puissance émise (voir sections 1.3.2 et 1.3.3).

1.2.2 Galileo

Le système Galileo est né de la volonté d'indépendance de l'Europe par rapport à un système militaire américain. C'est un système sous contrôle civil, mais qui aura également des applications liées à la sécurité et à la défense. Le segment spatial du système Galileo va consister en 30 satellites, 27 opérationnels et 3 remplaçants (mais transmettant également), répartis sur une constellation de Walker 27/3/1. Les 27 satellites opérationnels seront répartis sur 3 plans orbitaux inclinés de 56° par rapport à l'équateur et uniformément espacés. Chaque plan contiendra donc 9 satellites opérationnels espacés de 48°, plus un satellite de remplacement. Les orbites seront circulaires avec un demi grand axe de 29 600 km, ce qui correspond a une altitude de 23 222 km [10]. Chaque satellite devra rester à \pm 2° de sa position nominale dans le plan et être à moins de 2° du plan orbital. Les 2 premiers satellites opérationnels de la phase de validation (IOV), ont été lancés le 21 octobre 2011.

L'orbite étant situé plus haut que celle du GPS, la période de révolution d'un satellite Galileo est environ 14 h, il fait donc 1,7 révolutions par jour.

1.2.3 Les autres systèmes de navigation par satellite

D'autres systèmes sont en cours de déploiement et de développement. Nous présenterons ici succinctement les 2 systèmes les plus avancés. De tels systèmes de navigation pourraient présenter un intérêt afin d'améliorer les performances d'un récepteur GNSS sur satellite. En revanche, la démodulation et l'utilisation des signaux de ces systèmes apporteraient leur lot de problèmes, qui n'entrent pas dans le cadre de ce projet. Nous pouvons citer 4 problèmes potentiels :

- La documentation : nous manquons d'informations sur certains systèmes.
- L'étage Radio-Fréquence : les fréquences sont différentes de GPS et Galileo. L'étage RF est donc différent. La conception de cet étage n'est pas prévue dans ce projet.
- Les références temporelles : les temps de ces systèmes sont différents des temps GPS et Galileo. Galileo a été conçu pour être interopérable avec GPS. Il est alors aisé de calculer une position en utilisant indifféremment des satellites des 2 systèmes. Ce ne serait pas le cas avec d'autres. L'étude de la conversion temporelle n'entre pas dans le champ du projet.
- La durée du projet : l'étude de ces systèmes et des algorithmes associés réduirait le temps disponible pour la partie méthodologique du projet.





FIGURE 1.2 – Satellite application en orbite basse

FIGURE 1.3 – Satellite application en orbite haute

GLObalnaïa NAvigatsionnaïa Spoutnikovaïa Sistéma

GLObalnaïa NAvigatsionnaïa Spoutnikovaïa Sistéma (GLONASS) est un système initié par l'URSS dans les années 1970. La chute de l'URSS a interrompu le déploiement des satellites, qui ont été repris en 1994. Les satellites GLONASS ont une durée de vie bien plus faible (quelques années) que leurs homologues américains. Le système, complètement opérationnel en 1996, s'est dégradé très rapidement, jusqu'à ne compter que 6 satellites en 2001. Par la suite, la Russie a relancé le programme afin d'atteindre une constellation pleinement opérationnelle, objectif qui a été atteint en 2011.

La constellation théorique est composée de 21 satellites opérationnels à une altitude de 19100 km. Les fréquences des signaux GLONASS sont différentes des fréquences GPS et Galileo. Chaque satellite émet sur une fréquence qui lui est propre, afin de différencier les satellites entre eux. Ce procédé est appelé *Frequency Division Multiple Access* (FDMA). Le système GLONASS émet sur 2 bandes : 1246-1257 MHz et 1602-1616 MHz. Chaque signal étant ensuite modulé par un code pseudo-aléatoire, comme GPS (voir chapitre 2). Les algorithmes de démodulation, ainsi que l'étage radio-fréquence, sont donc sensiblement différents de ceux prévus pour GPS et Galileo.

La Russie a pour projet de faire évoluer le système GLONASS afin d'être compatible avec GPS et Galileo.

Beidou-Compass

Le système Beidou est un système chinois constitué de 3 satellites en orbite géostationnaire au dessus de la Chine. Ce système est complété par le système Compass, en cours de déploiement sur orbite moyenne, comme GPS, Galileo ou GLONASS. Très peu d'informations sont disponibles sur ces 2 systèmes. Apparemment, Compass émet un signal large bande dans la même fréquence que GPS et Galileo.

1.2.4 Satellites récepteurs

Après avoir décrit les satellite émetteurs, nous décrirons dans cette section les orbites des satellites à positionner. L'altitude des satellites GNSS est d'environ 20 000 à 25 000 km, cette orbite est dite *moyenne* ou Medium Earth Orbit (MEO). Les récepteurs peuvent donc être situés à une altitude inférieure, supérieure ou croiser l'altitude des satellites GNSS. Les figures 1.2 et 1.3 de la présente page illustrent respectivement les deux premiers cas de figures. Nous présenterons en premier les orbites situées sous l'orbite des constellations GNSS, dite *orbites basses*, puis les orbites situées au dessus, dites *orbites hautes*.

Orbite basse

Cette configuration est appelée Low Earth Orbit (LEO). Les antennes de satellites GNSS pointant vers la Terre, un satellite en orbite basse est en mesure de recevoir les signaux GNSS à l'aide d'une antenne pointant vers l'espace. Un récepteur sur un satellite LEO a une bien meilleure visibilité des satellites GNSS qu'un récepteur au sol car il n'y a pas de masquage dûs aux obstacles. Il y a également moins de sources d'erreurs car le récepteur est au-dessus de la troposphère. La principale contrainte pesant sur un récepteur LEO est l'effet Doppler dû à la vitesse de ce même récepteur (7,7 km.s⁻¹ à une altitude de 300 km). La période de révolution d'un satellite en orbite basse est très rapide, par exemple la station spatiale internationale à une période d'environ 90 minutes pour une orbite entre 300 et 500 km d'altitude. Un tel véhicule fait donc plus de 15 révolutions par jour autour de la Terre. Cela entraîne alors une évolution très rapide de la constellation des satellites GNSS visibles par un récepteur.

Orbite haute

A contrario, les satellites en orbite haute ne pourront pas recevoir directement les signaux des satellites GNSS. Selon les bandes de fréquences utilisées, les diagrammes des antennes d'émission GPS présentent un angle d'ouverture (à 3 dB) allant de β =42,6° (autour de la fréquence 1575,42 MHz, bande appelée L1) à β =46,8° (autour de la fréquence 1227,60 MHz, bande appelée L2). La Terre est vue sous un angle ρ = 28,6° par un satellite GPS. Les signaux émis par les satellites GNSS *débordent* donc légèrement la Terre, d'environ 7° de part et d'autre en bande L1. Ils peuvent donc être reçu par un satellite géostationnaire à l'aide d'une antenne pointant vers la Terre (voir figure 1.4 de la présente page). Le nombre de satellites qu'il est possible de recevoir à un instant *t* est très réduit, dû au masquage de la Terre. Une antenne de réception ayant suffisamment de gain et une ouverture suffisamment large permettrait de recevoir les signaux des lobes secondaires émis par les satellites GNSS. Le nombre de satellites GNSS visible pourrait donc être suffisant pour calculer une position. Nous aborderons dans cette étude le cas des satellites en orbite géostationnaire, ou GEO, utilisée pour de très nombreuses applications : météorologie, télécommunication, télévision... Pour les applications GEO, les principales contraintes sont donc le petit nombre de satellites GNSS visibles ainsi que la faible puissance reçue.



FIGURE 1.4 – Géométrie pour la réception d'un signal GNSS par un satellite GEO

Orbite elliptique

L'orbite des satellites croisant l'orbite des satellites GNSS est fortement elliptique. Cette configuration est appelée Highly Elliptical Orbit (HEO). Ces satellites combinent les aspects des satellites en orbite basse et en orbite haute. Ils doivent de plus être équipés de plusieurs antennes GNSS car la direction des signaux GNSS incidents variera selon la situation du récepteur par rapport aux orbites des satellites GNSS. Les caractéristiques du récepteur multi-mission devront permettre de traiter les cas de figures en orbite basse et haute. La démodulation des signaux GNSS sera donc également possible dans le cas d'une orbite fortement elliptique. La différence tiendra aux antennes, ainsi qu'aux performances attendues. Afin de ne pas alourdir cette étude, nous ne traiterons pas le cas de ces satellites.

1.3 Paramètres de la liaison radio-fréquence

Afin de modéliser le système, en vue de l'analyse de performances, nous avons besoin des paramètres de la liaison radio-fréquence entre un émetteur situé sur un satellite GNSS et un récepteur sur orbite. Ces paramètres, tel que les diagrammes d'antennes, relèvent parfois du secret industriel. Nous avons donc fait une recherche et une compilation des informations disponibles dans la littérature. Ces informations nous permettent ensuite de calculer les paramètres nécessaire à la modélisation.

1.3.1 Expression du bilan de liaison

Le bilan de liaison est la puissance reçue par un récepteur, au pied de l'antenne (au point T1 de la figure 1.10 page 17). C'est donc la puissance émise multipliée par les gains d'antenne (émission et réception) et divisée par les pertes, comme indiqué par l'équation 1.1.

$$P_r = P_e \times G_e \times G_r \times \frac{1}{L_t} \quad (Watt)$$
(1.1)

Avec :

- P_e : Puissance fournie à l'antenne d'émission.
- $-G_e$: Gain de l'antenne d'émission.
- $-G_r$: Gain de l'antenne de réception.
- $-L_t$: Bilan des pertes de la liaison Radio-fréquence.

$$L_t = L_{FS} \times L_{atm} \times L_{pol} \times L_{rec} \tag{1.2}$$

Avec :

- $-L_{FS}$: Atténuation de la propagation en espace libre (*Free Space Loss*).
- $-L_{atm}$: Pertes atmosphérique.
- $-L_{pol}$: Pertes de polarisation.
- $-L_{rec}$: Pertes due au récepteur.

En décibels, la puissance reçue est donc :

$$P_{r_{dB}} = P_{e_{dB}} + G_{e_{dB}} + G_{r_{dB}} - L_{FS_{dB}} - L_{atm_{dB}} - L_{pol_{dB}} - L_{rec_{dB}} \quad (dBW)$$
(1.3)

Pour la modélisation de la liaison Radio-Fréquence Radio-Fréquence (RF), nous avons besoin de connaitre ces différents paramètres. Notamment, la puissance émise par un satellite GNSS n'est pas directement spécifiée, seule est spécifiée la puissance minimale reçue par un utilisateur. Nous allons donc chercher dans les sections suivantes à remonter jusqu'aux paramètres de cette liaison RF.

1.3.2 Antennes

Le gain des antennes varie selon la direction d'émission, ou de réception, du signal. Ces gains en fonction de l'angle, appelés *diagrammes d'antenne* peuvent être très complexe. La liaison RF n'étant que très rarement dans l'axe des antennes, nous avons besoin de connaitre ces diagrammes pour la modélisation du système.

Antenne d'émission GPS

Très peu d'informations sont disponibles sur les diagrammes d'antennes. Les constructeurs de satellites GPS (Rockwell, Lokheed Martin ou Boeing) considèrent qu'il s'agit d'un secret industriel. Les diagrammes utilisés pour les simulations sont donc issus de mesures directes de la puissance reçue. De plus, ces diagrammes varient en fonction de la version du satellite ou de de son constructeur. Le diagramme de l'antenne d'émission GPS en bande L1 retenu pour la modélisation a été fourni par la Business Unit Navigation (BU NAV) de Thales Alenia Space (TAS). C'est le diagramme qui est utilisé pour leur simulations avec un simulateur Spirent (un générateur de signaux GNSS). Afin de le valider, nous avons comparé ce diagramme avec ceux en références dans la littérature (voir figure 1.5 page suivante). Les antennes des satellites GPS sont conçues afin que tout les utilisateurs terrestres reçoivent la même puissance quelque soit leur distance par rapport au satellite. Le gain de l'antenne compense l'atténuation en espace libre. Cette antenne est polarisée à droite, ce type de polarisation est appelé Righ Hand Circulary Polarized (RHCP). La figure 1.5 page suivante présente le diagramme de la BU NAV ainsi que le diagramme moyen des satellites BlockII-



FIGURE 1.5 - Gain d'antenne GPS en bande L1

A [9] et BlockII-R [21]. Le lobe principal des satellites BlockII-R est plus étroit et les lobes secondaires sont de plus faible gain. Des mesures effectuées lors de la mission AMSAT-OSCAR-40 [21] confirment bien l'étroitesse du lobe principal. Toutefois, ces mesures montrent également que les lobes secondaires des antennes des satellites BlockII-R présentent un gain supérieur et une ouverture plus importante, le maximum du lobe secondaire se situerait autour de 50° d'angle d'ouverture. Très peu de données sont disponibles sur les antennes des BlockII-R, nous conserverons donc le diagramme de la BU NAV pour tous les satellites GPS.

Antenne d'émission Galileo

Le diagramme d'antenne de Galileo est également confidentiel. Nous ne disposons à ce jour d'aucune référence de la littérature sur ces antennes, les premiers satellites opérationnels n'ayant été lancé qu'en octobre 2011. Nous pouvons supposer que les fabricants des satellites Galileo ont adopté la même démarche que ceux de GPS, à savoir la compensation de l'atténuation en espace libre par le gain de l'antenne. En l'absence d'information complémentaires, nous adopterons donc le même diagramme que GPS.

Antenne de réception GEO

Nous devons spécifier quelle serait une antenne de réception placée sur un satellite. Cette antenne doit satisfaire à des critères de performance, mais également d'encombrement et de poids.

L'orbite des satellites géostationnaires se trouve au dessus des orbites des satellites GNSS, par conséquent les satellites GEO reçoivent les signaux de navigation en provenance de l'autre côté de la Terre (voir figure 1.4 page 9). L'antenne de réception est donc pointée en direction de la Terre. Cette antenne doit de plus avoir un gain suffisamment élevé afin de compenser l'atténuation due à la distance avec l'émetteur. Afin d'être en mesure de calculer une position, un récepteur a besoin de recevoir des signaux de 4 satellites GNSS. Si nous ne considérons que le lobe principal de l'antenne d'émission, le nombre de satellites qu'il est possible de recevoir est souvent inférieur 4 [18][8], même en ajoutant les 2 constellations, GPS et Galileo (voir figure 1.4). De plus, plus les satellites GNSS reçu sont proches les uns des autres, moins bonne sera la précision sur la position. En d'autres termes, plus la constellation sera ouverte, c'est-à-dire plus les satellites seront écartés, meilleure sera la position calculée (voir section 1.4.3 page 30). L'antenne de réception doit donc présenter une ouverture large et un gain suffisamment élevé afin de capter les signaux en provenance des lobes secondaires. Cela permettra d'augmenter le nombre de satellites reçus et d'accroitre l'ouverture de la constellation. Une antenne capture les bruits en provenance des corps rayonnants en fonction de son diagramme de réception. L'antenne de réception des signaux GNSS pour un satellite géostationnaire pointe vers la Terre. Le bruit de l'antenne est donc issu du rayonnement infrarouge de la Terre et du rayonnement de l'espace [19] (voir équation 1.24 page 18). Le rayonnement de la Terre est beaucoup plus important que celui de l'espace. Afin de réduire le bruit de l'antenne, il faut donc réduire le gain de l'antenne dans la zone pointant vers la Terre. Cette zone n'est pas utile à l'application car la Terre masque les satellites GNSS (figure 1.4 page 9). Il faut en revanche augmenter le gain pour les angles d'élévation compris entre 8° et 20°, ces angles correspondant à la zone de réception du lobe principal et du premier lobe secondaire du signal émis par les satellites GNSS [18]. La courbe violette en ligne continue, appelée *Modèle optimisé*, de la figure 1.6 page suivante présente l'allure générale du diagramme d'une telle antenne.

Plusieurs types d'antennes ont été envisagées pour le positionnement de satellites GEO, telle qu'une antenne hélicoïdale [26], ou un réseau d'antennes à fort gain [21]. La conception de l'antenne doit également tenir compte de paramètres tel que le poids, le volume... La conception d'une antenne optimisée peut se révéler extrêmement complexe. Pour des raisons de simplicité et afin de ne pas pas anticiper sur la possibilité éventuelle de monter une antenne optimisée, nous utiliserons une antenne parabolique de même polarisation que l'antenne d'émission : polarisée à droite (RHCP). De plus, cette polarisation, identique aux antennes d'émission, permet de s'affranchir des pertes de polarisation (voir tableau 1.4 page 15).

Le lobe principal à 3 dB du diagramme d'antenne est le lobe compris entre les angles où le gain chute à la moitié de sa valeur maximale. Pour une illumination d'antenne non uniforme, l'angle du lobe à 3 dB (exprimé en degré) θ_{3dB} , peut être approximé par la formule 1.4 [19].

$$\theta_{3dB} = 70 \left(\frac{c}{fD}\right) \quad (\text{degre})$$
(1.4)

Avec :

- -c: vitesse de la lumière : 299 792 458 $m.s^{-1}$.
- f: fréquence du signal reçu.
- D : diamètre de l'antenne.

Pour un angle $\theta_{3dB} = 40^{\circ}$ en bande L1 (f=1575,42 MHz), le diamètre de l'antenne parabolique est donc D=33 cm. Afin de tenir compte des contraintes de poids et de volume, nous allons considérer pour cette étude une antenne de diamètre D=25 cm et d'ouverture $\theta_{3dB} = 53, 3^{\circ}$. Le gain maximum G_{max} de l'antenne, exprimé en dBi (dB isotrope), dépend de la fréquence et du diamètre de l'antenne, comme indiqué equation 1.5. Le gain isotrope d'une antenne est le gain de cette antenne par rapport à une antenne théorique qui émettrait la même puissance dans toutes les directions, appelée *antenne isotrope*.

$$G_{max,dBi} = \eta \left(\frac{\pi f D}{c}\right)^2 \quad (dBi)$$
(1.5)

Où η est l'efficacité de l'antenne, typiquement $\eta = 0, 6$ [19].

Le tableau 1.1 récapitule le gain maximum et l'angle θ_{3dB} de cette antenne en fonction de la fréquence du signal de navigation reçue.

Bande	Fréquences (Hz)	Gain Max (dBi)	θ_{3dB} (degré)
L1	$1575, 4210^6$	10,09	53,3
L2	$1227, 610^6$	7,92	68,4
E5	$1191,79510^6$	7,67	70,4

TABLE 1.1 - Gain maximum en fonction de la bande

Le modèle théorique de l'antenne correspond ici à l'expression [19] :

$$G(\theta)_{dBi} = G_{max,dBi} - 12 \left(\frac{\theta}{\theta_{3dB}}\right)^2 \quad (dBi)$$
(1.6)

Le diagramme d'antenne correspondant est matérialisé par la courbe bleue en tiret, appelée *Modèle théorique*, de la figure 1.6 page suivante. Cette expression, utilisée dans les outils de modélisation, n'est valide que pour des angles compris entre 0 et $\theta_{3dB}/2$. Typiquement, ce type d'antenne présente une différence de gain de 30 dB entre le gain maximum du lobe principal et le gain maximum du premier lobe secondaire. Nous choisissons donc, dans notre modèle, d'annuler le gain d'antenne pour un angle supérieur à $\theta_{3dB}/2$ (equation 1.7). Ce modèle est alors plus restrictif que l'expression (1.6). Le diagramme d'antenne est ici matérialisé par la courbe rouge en pointillé, appelée *Modèle utilisé*, de la figure 1.6.

$$\begin{array}{rcl}
G(\theta)_{dBi} &=& G_{max,dBi} - 12\left(\frac{\theta}{\theta_{3dB}}\right)^2 & \text{pour } -\frac{\theta_{3dB}}{2} < \theta < \frac{\theta_{3dB}}{2} & \text{(dBi)} \\
G(\theta) &=& 0 & \text{sinon}
\end{array}$$
(1.7)



FIGURE 1.6 - Diagrammes d'antennes (gain 10dBi) de réception GEO

Antenne de réception LEO

Les antennes de réception des signaux GNSS pour un satellite LEO pointent vers l'espace. Selon l'attitude du véhicule ainsi que l'emplacement disponible, cette antenne peut ne pas pointer vers le zénith. La distance entre le satellite GNSS et un récepteur à la surface de la Terre est très proche de celle entre le satellite GNSS et un récepteur au sol, Le nombre de satellites GNSS visibles sera plus important car il n'y a pas de masquage dû aux obstacles, tel que des bâtiments. Afin de réduire le plus possible l'encombrement, nous adopterons donc une antenne patch de polarisation linéaire, de gain 3 dB et d'ouverture $\theta_{3dB} = 160^{\circ}$.

1.3.3 Puissance émise

Le tableau 1.2 présente les spécifications des puissances reçue par l'utilisateur telles que définies dans les documents de spécifications du système GPS [6][7][5]. Cette puissance minimum, ou User Minimum Required Power (UMRP), est une spécification "au pire cas" et se calcule donc aux conditions limites afin d'obtenir la borne basse de l'estimation. Le document de spécification de l'Open Service de Galileo [15] précise également les puissance reçues mais pour des conditions différentes. Le tableau 1.3 page suivante détaille les diverses conditions.

	Block	Bandes	Services	Puissance (dBW)
GPS	II/IIA/IIR	L1	Coarse Acquisition	-158,5
	IIR-M/IIF	L1	Coarse Acquisition	-158,5
		L2	Civil	-160
	IIF/III	L1	Civil	-157
		L2	Civil	-160
		L5	Civil	-157,9
Galileo		E1	Open Service	-157
		E5	Oopen Service	-155

TABLE 1	.2 – Pi	iissance	minimal	e reçue
---------	---------	----------	---------	---------

GPS	Galileo		
Fin de vie du satellite (p	uissance la plus faible)		
Antenne Linéaire de gain 3dBi	Antenne RHCP de gain 0dBi		
	Polarisation idéale		
Satellite à 5°	Satellite à 10°		
au dessus de l'horizon	au dessus de l'horizon		

TABLE 1.3 - Conditions de mesure de la puissance reçue

Ces valeurs de puissance minimales sont les spécifications des satellites. L'armée de l'air des États-Unis procède régulièrement à des mesures de la puissance reçue. Ces valeurs mesurées sont typiquement de 1,5 à 5 dB au dessus des minimales présentée tableau 1.2. Ces valeurs varient légèrement selon la version du satellite GPS, et restent quasiment constantes tout au long de sa vie [12]. Nous conserverons les valeurs des spécifications pour la modélisation du système. Cette différence nous servira ainsi de marge de sécurité pour nos résultats. L'UMRP s'obtient par l'expression 1.8.

$$UMRP = P_e \times G_e - Attenuations + Gains \quad (dBW) \tag{1.8}$$

Afin de calculer la puissance émise P_e (voir expression 1.1), nous devons donc faire le bilan des pertes et gains de la transmission, le gain G_e ayant été étudié précédemment :

- Perte en espace libre, fonction de la distance et de la fréquence, L_{FS} .
- Perte atmosphérique, absorption du signal par l'atmosphère, L_a .
- Perte de polarisation, entre 2 antennes de polarisation différente ou pas complètement accordées, L_{pol} .
- Gain d'antenne du récepteur G_r .
- Les valeurs de puissances sont spécifiées au pied de l'antenne. Les pertes L_{rec} dues au récepteur ne sont donc pas prisent en compte pour le calcule de l'UMRP.

Atténuation en espace libre

L'atténuation L_{FS} se calcule à l'aide de la formule suivante :

$$L_{FS} = \left(\frac{4\pi D_{SU}}{\lambda}\right)^2 \tag{1.9}$$

$$L_{FS_{dB}} = 10 \log(L_{FS})$$
 (dB) (1.10)

Avec :

- $-\lambda = \frac{c}{f}$: longueur d'onde de la porteuse de fréquence f.
- $-D_{SU}$: distance entre l'émetteur et le récepteur, ici Distance Satellite-Utilisateur.

Afin de calculer l'atténuation en espace libre, nous devons donc calculer la distance avec les paramètres définis par les documents de spécification, c'est-à-dire l'élévation du satellite au dessus de l'horizon vu par le récepteur. La figure 1.7 page suivante illustre le calcul de la distance d'un satellite GPS à l'utilisateur. Avec :

- $-R_{GPS}$: Demi-grand axe de l'orbite du satellite GPS.
- $-R_{Earth} = 6378 \times 10^3 \, m$: Rayon de la Terre.
- $-\alpha$: élévation du satellite au dessus de l'horizon.
- $-\gamma$: angle de dépointage.

$$D_{SU}^2 - 2 \times D_{SU} \times R_{Earth} \times \cos(\alpha + 90^\circ) + R_{Earth}^2 - R_{GPS}^2 = 0$$

$$(1.11)$$

L'équation 1.11 (loi des cosinus) permet de calculer la distance Satellite-Utilisateur. Pour la constellation GPS, $D_{SU} = 25233 \times 10^3 m$ et pour Galileo, $D_{SU} = 27818 \times 10^3 m$.

Cette distance nous permet d'obtenir la perte en espace libre L_{FS} par l'équation 1.9 de la présente page.

- GPS : $L_{FS} = 184, 4$ dB.
- Galileo : $L_{FS} = 185, 3$ dB.

Atténuations atmosphériques

Les pertes atmosphériques L_{atm} sont essentiellement dues à 2 facteurs [22] : l'atténuation due à l'oxygène dans la troposphère et la scintillation troposphérique. Ces pertes sont de 0.035 dB au zénith ($\alpha = 90^{\circ}$) et d'environ 0,4 à 0,5 dB pour une élévation $\alpha = 5^{\circ}$, soit $L_a = 0,5$ dB.



FIGURE 1.7 - Distance Satellite-Utilisateur

Atténuation de polarisation

La perte de polarisation L_{pol} est due au fait que le signal est émis par une antenne GPS polarisée à droite (RHCP) et reçu par une antenne linéaire. Cette perte de polarisation est de 3 à 3,4 dB [19][10]. En se plaçant au pire cas, $L_{pol} = 3,4$ dB.

Puissances émises

Le tableau 1.4 détaille le bilan de puissance avec les données calculées. Ce tableau nous permet de remonter au au produit $P_e \times G_e$ dans les conditions des spécifications. Pour le GPS en bande L1, nous avons donc :

$$P_e G_e + 3.0 - 184, 4 - 0, 5 - 3, 4 = -158, 5 \quad \text{dBW}$$
(1.12)

$$P_e G_e = -158, 5 - 3.0 + 184, 4 + 0, 5 + 3, 4 = 26, 8 \quad \text{dBW}$$
(1.13)

Connaissant le gain de l'antenne d'émission G_e à l'angle de dépointage γ (voir figure 1.5 page 11), nous pouvons donc calculer la puissance émise P_e . L'angle de dépointage spécifié ici pour GPS est $\gamma = 14,3^{\circ}$. Cet angle tient compte d'une incertitude de pointage de l'antenne GPS vers la Terre de $0,5^{\circ}$.

	GP	S	Gal	Galileo		
	L1 C/A	L2 C	E1 OS	E5 OS		
Puissance minimale reçue	-158,5 dBW	-160 dBW	-157 dBW	-155 dBW		
Gain d'antenne G_r	3,0 dBi	3,0 dBi	0 dBi	0 dBi		
Perte en espace libre L_{FS}	184,4 dB	184,4 dB	185,3dB	185,3dB		
Perte atmosphérique L_a	0,5 dB	0,5 dB	0,5 dB	0,5 dB		
Perte de polarisation L_{pol}	3,4 dB	3,4 dB	0 dB	0 dB		
$P_e \times G_e$	26,8 dBW	25,3 dBW	28,8 dBW	30,8 dBW		
Angle de dépointage de l'antenne	14,3°	14,3°	13,7°	13,7°		
Gain de l'antenne à l'angle	13.1 dB	13.1 dB	13,6 dB	13,6 dB		
de dépointage						
Puissance émise	13,7 dBW	12,2 dBW	15,2 dBW	17,2 dBW		
PIRE	27,3 dBW	25,8 dBW	28,8 dBW	30,8 dBW		

TABLE 1.4 - Bilan de liaison d'un satellite Block IIA

En utilisant les données du tableau 1.4 et les gains d'antennes de la figure 1.5, nous pouvons calculer la puissance $P_e \times G_e$ dans l'axe de l'antenne, également nommé Puissance Isotrope Rayonnée Equivalente (PIRE). Nous pouvons notamment comparer ce résultat avec une étude de Boeing sur des mesures faites sur banc de test sur des satellites BlockII/IIA avant lancement [13]. La PIRE moyenne mesurée est de 29,75 dB avec une déviation standard de 0,5 dB. En tenant compte de la marge expliquée précédemment, notre résultat est cohérent avec ces mesures. Nous retrouvons la même marge de 2,5 dB entre la PIRE déduite des spécifications et des mesure de puissance faites par l'armée de l'air sur les satellites en vol [12][13].

1.3.4 Puissance reçue

Dans le cadre de notre application spatiale, les pertes atmosphériques sont nulles. Les signaux traversant l'atmosphère ne sont pas utilisés, l'atténuation est donc $L_{atm} = 1$. Pour l'atténuation due au récepteur, nous utilisons une valeur typique issue de récepteur existant, tel que Topstar [18] ou PiVoT [20] : $L_{rec} = 1,5$ dB. Selon l'expression 1.1 page 10, il vient :

$$P_r = P_e \times G_e \times \frac{1}{L_{FS}} \frac{G_r}{L_{pol} \times L_{rec}} \quad (W)$$
(1.14)

Application GEO

Nous pouvons appliquer l'expression 1.14 à un exemple concret afin de comparer la puissance reçu avec une application terrestre. La puissance reçu varie beaucoup selon l'angle de dépointage (voir figure 1.18 page 30). Nous choisissons d'étudier ici un émetteur présentant un angle de dépointage $\gamma_r = 13^\circ$.

Selon l'expression 1.6 page 12, le gain de l'antenne de réception à un angle $\gamma_r = 13^{\circ}$ est $G_r = 9,38$ dBi. Selon le tableau 1.4, pour un signal GPS L1 C/A, $P_e = 13,7dbW$. Si les satellites émetteur et récepteur sont dans le même plan équatorial, la distance satellite-utilisateur est : $D_{SU} = 65,748 \, 10^6$ m. L'atténuation en espace libre est alors $L_{FS} = 192,75$ dB. L'angle de dépointage de l'émetteur est $\gamma_e = 20,8^{\circ}$. La figure 1.5 nous donne le gain de l'antenne d'émission pour l'angle γ_e , soit $G_e = 4,34$ dBi.

$$P_r = 13,7+4,34+9,38-192,33-0,5-1,5 = -167,33 \quad \text{dBW}$$
(1.15)

Pour un signal passant très proche de la Terre, l'angle de dépointage des antennes est le plus faible, les gains d'antennes sont donc les plus élevés. l'angle de dépointage de l'antenne de réception est ici $\gamma_r = 9^\circ$. Nous avons alors $G_r = 9,74 \,\mathrm{dBi}$. La distance est $D_{SU} = 67,219\,10^6 \mathrm{m}$ et l'atténuation est $L_{FS} = 192,94 \,\mathrm{dB}$. L'angle de dépointage de l'émetteur est $\gamma_e = 14.3^\circ$ et $G_e = 13,1 \,\mathrm{dBi}$. La puissance reçu est donc :

$$P_r = 13,7+13,1+9,74-192,94-0,5-1,5 = -158,4 \text{ dBW}$$
(1.16)

Nous voyons ici que la puissance maximale reçu par un récepteur en orbite GEO est proche de la puissance minimale reçu par un récepteur terrestre.

Application LEO

1.3.5 Bilan en bruit

Notre modèle a également besoin du bilan en bruit du système. Nous devons donc analyser toutes les sources de bruit et calculer le bruit équivalent à l'entrée de l'amplificateur faible bruit de l'antenne de réception. Le bruit est modélisé par un bruit blanc de densité spectrale N_0 exprimé en Watt par Hertz W.Hz⁻¹. La puissance équivalent du bruit à l'entrée d'un récepteur est :

$$N = N_0 \times B \quad (Watt) \tag{1.17}$$

Avec *B*, bande passante du récepteur.

La température de bruit d'une source de bruit délivrant une puissance de bruit N est donné par l'expression :

$$T = \frac{N}{k \times B} = \frac{N_0}{k} \quad \text{(Kelvin)} \tag{1.18}$$

Avec k, constante de Boltzmann :

$$k \approx 1,38 \times 10^{23} \quad \text{J.K}^{-1}$$

 $k \approx -228,6 \quad \text{dBW.Hz}^{-1}.\text{K}^{-1}$
(1.19)



FIGURE 1.8 – Température équivalente en bruit d'une source

T est la température thermodynamique d'une résistance adaptée R qui délivre la même puissance de bruit. La température équivalente en bruit T_{eq} d'un quadripôle est la température thermodynamique d'une résistance qui, placée à l'entrée du quadripôle, délivre la même puissance de bruit à la sortie de ce quadripôle (voir figure 1.8 de la présente page).

Pour une étude en bruit, une chaine de mesure quelconque se modélise par une suite de quadripôles (voir figure 1.9 de la présente page) de température de bruit T_n et de gain G_n . La température de bruit T_{sys} de cette chaine de mesure ramenée à son entrée est exprimée par l'équation 1.20.



FIGURE 1.9 – Modélisation en bruit d'une chaine de mesure quelconque

$$T_{sys} = T_1 + \frac{T_2}{G_1} + \frac{T_3}{G_1 \times G_2} + \frac{T_4}{G_1 \times G_2 \times G_3} + \dots \quad (K)$$
(1.20)

La puissance reçue est exprimée au pied de l'antenne (au point A de la figure 1.10 de la présente page). Le bruit doit donc être exprimé au même point. Le 1^{er} élément de la chaine est donc le câble. Au point A, l'antenne est une source de bruit seule, sa contribution est donc sa température de bruit T_a . Le 2^e élément est l'amplificateur faible bruit ou Low Noise Amplifier (LNA) (voir figure 1.10). Le gain du LNA (G_{LNA}) étant très important, selon l'équation (1.20), nous pouvons négliger les quadripôles en aval du LNA.



FIGURE 1.10 - Modélisation en bruit d'une chaine de réception

$$T_1 = T_a + T_c + \frac{T_{LNA}}{G_c} \quad (K) \tag{1.21}$$

Avec :

 $-T_a$: Température de bruit de l'antenne (en Kelvin).

- $-T_c$: Température de bruit du câble antenne-LNA (en Kelvin).
- G_c : Gain du câble antenne-LNA.
- $-T_{LNA}$: Température de bruit bruit du LNA (en Kelvin).

La température de bruit d'un atténuateur est donnée par :

$$T_c = (L_c - 1) \times T_0$$
 (K) (1.22)

 T_0 étant la température ambiante.

Nous pouvons remplacer T_c par l'expression 1.22. Le gain G_c peut également être remplacé par l'atténuation $1/L_c$. A partir de l'expression 1.21, la température équivalente T_{eq} ramenée à l'entrée du récepteur, au point B, est alors donnée par l'expression suivante :

$$T_{eq} = \frac{T_1}{L_c} = \frac{T_a}{L_c} + \frac{(L_c - 1) \times T_0}{L_c} + T_{LNA} \quad (K)$$
(1.23)

Nous allons étudier ces différents paramètres afin d'évaluer leur contribution au bruit du système.

Température de bruit de l'antenne

La température de bruit de l'antenne est la température du ciel (T_{SKY}) , plus la température des sources radios capturées (T_R) .

$$T_a = T_{SKY} + T_R \quad (K) \tag{1.24}$$

La température du ciel dépend de la fréquence reçue [19]. Pour f=1,5 GHz, T_{SKY} est de l'ordre de 10 K.

$$T_{SKY} = 10 \,\mathrm{K}$$

La contribution des sources radios à la température de l'antenne dépend de leur température T_n à la fréquence considérée et de leur angle apparent ρ (voir équation 1.25) [19]. L'angle apparent ρ est l'angle sous lequel la source radio est vue par l'antenne. Pour un angle ρ supérieur à θ_{3dB} , la source radio occupe la totalité du lobe principal de l'antenne.

$$T_{R} = T_{n} \times \left(\frac{\rho}{\theta_{3dB}}\right)^{2} \quad \text{pour } \theta_{3dB} > \rho \quad (K)$$

$$T_{R} = T_{n} \qquad \text{pour } \theta_{3dB} \le \rho \quad (K)$$
(1.25)

Pour une antenne de réception situé sur un satellite GEO, la Terre présente un angle apparent $\rho = 17, 5^{\circ}$. La température dépend de la zone couverte par le satellite, les océans rayonnent moins que les continents. En première approche, nous prendrons donc la valeur conservatrice $T_n = 290$ K. Pour un satellite GEO, la contribution de la Terre est donc :

$$T_{R_{Earth}} = 290 \times \left(\frac{17,5}{53,3}\right)^2 = 31,2 \,\mathrm{K}$$
 (1.26)

Le soleil est également un contributeur à la température de bruit de l'antenne. Vu d'un satellite GEO, son angle apparent est $\rho_{Sun} = 0, 5^{\circ}$, sa température à la surface est $T_{Sun} \approx 6000$ K.

$$T_{R_{Sun}} = 6000 \times \left(\frac{0,5}{53,3}\right)^2 = 0.53 \,\mathrm{K}$$
 (1.27)

Nous pouvons donc négliger l'apport du soleil à la température de bruit de l'antenne.

Un récepteur GNSS reçoit les signaux de plusieurs émetteurs. Lors de la démodulation d'un signal donné, les autres signaux sont des contributeurs de bruit. Ce sont des sources radio de bruit. Nous n'avons pas directement la température de bruit de ces sources, mais nous savons calculer la puissance du signal reçu (expression 1.14 page 16). La puissance reçue provenant des satellites non démodulés est donc une puissance de bruit. Mais nous ne pouvons pas appliquer directement l'équation 1.17 car il ne s'agit pas d'un bruit blanc. La densité spectrale de puissance d'un signal GPS est un sinus cardinal, donné par l'expression 2.3 page 44. La démodulation du signal de navigation, c'est-à-dire la corrélation du signal incident par un code d'étalement local, entraine un bruit résiduel lorsque le code local n'est pas le même que celui du satellite (voir chapitre 2) :

$$n(t) = \sqrt{P_{C/A}} \times C^{(k)}(t-\tau) \times C^{(l)}(t-\tau_0)$$
(1.28)

- $P_{C/A}$: puissance du signal. $C^{(k)}(t)$ et $C^{(l)}(t)$: respectivement les code d'étalement du k^{ieme} et du l^{ieme} satellite.
- $-\tau$ et τ_0 : respectivement les déphasages du code local et du code incident.

La densité interspectrale de puissance est alors :

$$S_{C^{(k)}C^{(l)}}(f) = P_{C/A} \times S_{C^{(k)}}(f) * S_{C^{(l)}}(f) = P_{C/A} \times S_{C/A}(f) * S_{C/A}(f)$$
(1.29)

En 0, l'expression est donc :

$$S_{C^{(k)}C^{(l)}}(0) = P_{C/A} \int_{\Re} S_{C/A}^2(u) du = \frac{2}{3} P_{C/A} \times Tc$$
(1.30)

La densité spectrale de bruit apporté par un signal non démodulé est :

$$N_0 = \frac{2}{3} P_{C/A} \times Tc \tag{1.31}$$

Tc étant la période d'un chip du code d'étalement. En substituant l'expression 1.31 dans 1.18, nous obtenons alors la température de bruit du i^{ieme} satellite :

$$T_{R_i} = \frac{2}{3} \frac{P_{C/A_i} \times Tc}{k}$$
(1.32)

La température des sources radio est donc :

$$T_R = T_{R_{Earth}} + \sum_i T_{R_i} \tag{1.33}$$

Température ambiante

La température d'un équipement de bord d'un satellite est généralement comprise entre -20 °C et 50 °C [3]. Cette plage de température est assurée par le contrôle thermique du satellite. Nous prendrons alors la valeur typique $T_0 =$ 290 K.

Atténuation du câble antenne-LNA

L'atténuation d'un câble de bonne qualité peut être estimée à $L_c = 1.1$ [22].

Température de bruit du LNA

La contribution en bruit d'un amplificateur d'une chaine de réception est généralement exprimée par son facteur de bruit F. L'expression de ce facteur est [19] :

$$F = 1 + \frac{T_{LNA}}{T_0}$$
(1.34)

Le facteur de bruit d'un LNA est typiquement F=3 dB, soit une température de bruit $T_{LNA} = 290$ K.

Bilan en bruit

Grâce à l'expression (1.23), nous pouvons maintenant calculer la température de bruit de la chaine de réception, pour un satellite GEO :

$$T_{eq} = \frac{41}{1.1} + \frac{(1.1 - 1) \times 290}{1.1} + 290 \,\mathrm{K}$$

= 353, 6 K
= 58, 7 dBK (1.35)

Pour un satellite LEO, la température de bruit du système ramenée à l'entrée du LNA est $T_{eq} = 57, 8 \, \text{dBK}$.

1.3.6 Rapport *C/N0*

La puissance reçue P ramenée à l'entrée du récepteur, au point B de la figure 1.9 page 17, est la puissance de la porteuse C.

$$C = P$$

Le rapport C/N0 est le rapport entre la puissance de la porteuse C et la densité spectrale du bruit N0 pris au même point, à l'entrée du récepteur.

$$C/N0 = \frac{P}{k \times T} \quad (\text{Hz}) \tag{1.36}$$

Afin de ramener la puissance reçue P au même point B que la densité de bruit, il faut diviser P_r de l'équation 1.14 par L_c . Ainsi, les 2 paramètres sont calculés à l'entrée du LNA.

$$C = \frac{P_r}{L_c} \tag{1.37}$$

Selon 1.37, 1.14 et 1.23, nous obtenons alors :

$$C/N0 = \frac{1}{k} \times P_e \times G_e \times \frac{1}{L_{FS}} \times \frac{G_r}{L_{pol} \times L_r \times L_c} \times \frac{1}{\frac{T_a}{L_r} + \frac{(L_c - 1) \times T_0}{L_r} + T_{LNA}}$$
(Hz) (1.38)

$$C/N0 = \frac{1}{k} \times P_e \times G_e \times \frac{1}{L} \times \frac{G}{T_{eq}}$$
(Hz)

Cette expression met en évidence les paramètres suivants :

- P_eG_e : caractéristique de l'émetteur
- $-\frac{1}{L} = \frac{1}{L_{FS}}: \text{ caractérise le milieu de la transmission}$ $-\frac{G}{T_{eq}} (\text{avec } G = \frac{G_r}{L_{pol} \times L_r \times L_c}): \text{ caractérise le récepteur. Il est également appelé$ *figure de mérite*.

Il apparait dans l'expression 1.38 que le rapport C/N0 est indépendant du point choisi dans la chaine de réception, tant que la puissance de la porteuse et la densité spectrale de bruit sont calculés au même point. Le rapport C/N0 est donc une caractéristique de la liaison RF entre un récepteur et un émetteur.

Calcul du C/N0 pour une application en orbite basse

Calcul du C/N0 pour une application en orbite haute

1.4 Modélisation et analyse de performance

Dans la partie précédente, nous avons calculé les paramètres d'une liaison RF inter-satellite. A partir de ces paramètres, et des orbites des satellites, nous pouvons modéliser le système satellite émetteur propagation satellite récepteur. Ce modèle peut être simulé afin de générer des valeurs qui peuvent être analysées. Le but de cette analyse est de déduire les spécifications du récepteur permettant d'obtenir un niveau de performance compatible avec l'application. Dans une première partie, nous nous attacherons à montrer la modélisation du système. Ensuite nous définirons des critères d'analyse pertinents pour l'application. Enfin nous analyserons les performances attendues afin d'en déduire les spécifications du récepteur.

1.4.1 Modélisation système

La modélisation doit être la plus proche possible de la réalité afin que les performances soient également réalistes. Nous avons donc utilisé un logiciel d'orbitographie, Satorb, afin de modéliser les orbites des satellites. Ce logiciel a été développé initialement par l'Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace (ISAE) afin de suivre le satellite Hete2. L'ISAE fait partie du consortium qui a conçu et opéré Hete2. L'antenne de la station sol, située en Guyanne, est pointée vers Hete2 grâce à Satorb. Le modèle de prédiction, appelé propagateur, utilisé dans Satorb afin de calculer les orbites, est le SGP4/SDP4. Il a été développé pour la surveillance des objets sur orbite (United States Space Surveillance Network). C'est le modèle le plus courant utilisant les données orbitales du North American Aerospace Defense Command (NORAD), les Two Line Element Sets (TLEs). Satorb a été ensuite étendu afin de simuler les manœuvres orbitales et les liaisons radio satellite-sol. L'université technique de Munich a intégré à Satorb un module

de simulation de liaison radio inter-satellite. Ce module a été utilisé pour une étude sur l'utilisation de satellite relais : le projet Bayernsat.

Satorb nous permet ainsi de modéliser les orbites et les paramètres de la liaison RF. Nous présenterons les orbites des satellites utilisés lors des simulations. Nous exposerons ensuite les budgets d'erreurs sur les distances satellites/récepteur. Ces erreurs étant par la suite utilisées lors de l'analyse de performance du système.

Segment spatial

Satellite GNSS

Nous trouvons souvent dans la littérature des modélisations basées uniquement sur les constellations théoriques. Les performances ainsi déduites de ces modèles présentent des différences notables avec les performances de systèmes réalistes. Nous comparerons également les performances d'un système basé sur une constellation GPS seule avec un système basé sur GPS et Galileo. Nous montrerons ainsi l'intérêt d'un récepteur multi-constellations dans le cadre de missions géostationnaire.

Afin de modéliser la constellation GPS réelle, nous nous appuierons sur les données du NORAD et du United states Naval Observatory (USNO). Le NORAD fournit des informations orbitales sous forme de TLEs qui peuvent être téléchargés [1]. l'USNO fournit des informations sur l'état opérationnel des satellites GPS ainsi que les dates de mise en service et les codes d'étalement correspondant à chaque satellites [2]. Nous utiliserons la constellation datée du 22 mars 2008 à 31 satellites. Cette constellation est composée de 13 satellites BlockII-A, 12 BlockII-R et 6 BlockII-RM, respectivement de la plus ancienne à la plus récente génération. Les satellites BlockII-RM sont des BlockII-R modernisés. Cette modernisation ne concernant pas la charge utile, nous considèrerons les BlockII-RM comme des BlockII-R.

Nous utiliserons également dans notre modèle la constellation GPS théorique à 24 satellites. Elle sera modélisée avec les données de [10]. Ces 2 configurations seront nommées respectivement *GPS-REAL* et *GPS-THEO* dans les tableaux de résultats de l'analyse système.

La constellation Galileo n'est pas encore opérationnelle. Elle sera modélisée avec les données de [10].

Satellites à localiser

Nous utiliserons donc plusieurs satellites permettant d'analyser les différentes applications. Les trajectoires des satellites seront également calculées à partir des TLEs du NORAD. Pour une application sur orbite géostationnaire, nous utiliserons 2 satellites suffisamment écartés sur leur orbite afin de vérifier la généralisation des résultats : Meteosat9 et IntelSat9.

Pour l'étude du positionnement des satellites LEO, nous utiliserons des trajectoires d'inclinaison variées permettant ainsi de simuler plusieurs cas de figures. Nous nous baserons sur des missions ayant embarqués un récepteur GPS et dont les résultats sont connus, ou simulés. Nous pourrons alors comparer les études théoriques avec ces résultats. Nous avons donc retenu la station spatiale internationale ou International Space Station (ISS), les satellites scientifiques Hete2 et Demeter. Le tableau 1.5 reprend les principales caractéristiques de ces scenarii.

Satellites	Meteosat-9	Intelsat-9	ISS	Hete2	Demeter
Période (min)	1436,10	1436,15	91,63	96,27	97,98
Apogée (km)	42170,23	42174,17	6738,99	6974,29	7041,34
Périgée (km)	42159,38	42157,39	6726,29	6941,35	7039,54
Inclinaison (deg)	0,7146	0.0272	51,64	1,95	97,97
Ascension droite (deg)	244,32	86,90	61,92	325,06	151,66
Argument du périgée (deg)	187,86	340.08	128,43	149,95	98,48
Anomalie moyenne (deg)	139,29	181.05	14,66	210,29	261,65

TABLE 1.5 - Scenarii des récepteurs

Les satellites géostationnaires sont écartés sur leur orbites de 37°. Les 3 satellites LEO présentent des inclinaisons très différentes. L'orbite de Demeter est polaire, c'est-à-dire qu'il passe au dessus des pôles. Celle de Hete2 est équatoriale, elle suit donc le plan de l'équateur. Enfin celle de l'ISS est inclinée entre ces 2 extrêmes. Hete2 pointe vers le soleil, cette attitude n'est pas réglable dans le logiciel Satorb. Nous ne pourrons donc pas comparer les simulations avec les résultats expérimentaux. Malgré tout, ce satellite est intéressant du fait de sa trajectoire équatoriale très différente des 2 autres.

Liaison intersatellite

Les valeurs calculées précédemment (sections 1.3.1 et 1.3.5) permettent de renseigner les paramètres de la modélisation de la liaison RF entre un satellite GNSS émetteur et un satellite récepteur. Satorb utilise l'équation 1.38 afin de calculer le rapport C/N0 du signal reçu.

Une fois que les paramètres de la liaison inter-satellites sont déterminés, Satorb permet de produire des rapports sur différents résultats, tel que le rapport signal à bruit ou le Doppler, en fonction du temps. Les paramètres de la liaison, tels que les gains d'antennes ou les constellations utilisées, peuvent être facilement modifiés afin de comparer les résultats et les performances des systèmes. Un rapport est créé pour chaque liaison inter-satellite. Pour un système à 2 constellations (GPS et Galileo), il y a alors 58 rapports. Nous avons créé une application permettant de décoder ces rapports et de mettre en forme les informations afin de les traiter sous Matlab.

Budget d'erreur sur les pseudo-distances

La distance entre le récepteur et un émetteur se calcule en multipliant le temps de vol du signal par la vitesse de la lumière. L'horloge du récepteur n'est pas synchronisée avec celle de l'émetteur. Le temps de vol est donc mesuré entre 2 horloges non synchronisées. Dans ce cas, la mesure de distance est appelée *pseudo-distance*.

Par hypothèse, les erreurs sur les pseudo-distances sont gaussiennes et de moyenne nulle. Pour chaque source d'erreur, il est possible d'en estimer l'écart type σ . L'écart type de l'ensemble de ces erreurs ramenées sur les pseudo-distances est appelé User Equivalent Range Error (UERE). L'erreur sur le calcul de la position du récepteur est fonction de l'UERE et de la géométrie satellite/utilisateur, le Geometrical Dilution Of Precision (GDOP), développé au paragraphe 1.4.2.

Par hypothèse, ces erreurs sont des variables indépendantes. l'UERE est alors la racine carrée de la somme des carrés des écarts types, ou Root Sum Square (RSS). Le tableau 1.6 présente le budget typique d'un récepteur GPS au sol [10]. Le signal Precise Positioning System (PPS) est le signal crypté P(Y) émis sur la fréquence L2 (voir le tableau 1.1). Le signal Simple Positioning System (SPS) est le signal grand public C/A émis sur la fréquence L1.

Source de l'erreur	$1\sigma(m)$
Horloge de l'émetteur	1, 1
Éphémérides diffusées	0,8
Délai de groupe entre signaux PPS et SPS	0, 3
Délai ionosphérique	7,0
Délai troposphérique	0, 2
Bruit du récepteur	0, 1
Multi-trajets	0, 2
UERE	7, 1

TABLE 1.6 – UERE typique d'un récepteur GPS

Les données diffusées par les satellites GNSS comprennent des paramètres de corrections de l'horloge. En effet, l'horloge des satellites dérivent par rapport à l'horloge de référence GPS ou Galileo. Des stations de référence mesurent cette dérive et calculent les paramètres de corrections devant être diffusés par chaque satellite. Une erreur résiduelle subsiste malgré tout.

De la même façon, les satellites diffusent des éphémérides, c'est-à-dire des paramètres permettant de calculer leur position à chaque instants. Ces éphémérides sont entachées d'une erreur.

Les signaux SPS sont créés à partir de la phase des signaux PPS. il reste une erreur de phase introduite par les générateurs de signaux.

La ionosphère est comprise entre 70 km et 1000 km d'altitude. Elle est ionisée par les ultraviolets émis par le soleil. Cette ionisation influence la propagation des ondes électromagnétiques. Le délai induit par la ionisation peut être modélisé et corrigé. La valeur du délai ionosphérique du tableau 1.6 est l'erreur résiduelle après correction. Le délai ionosphérique est une fonction linéaire de la fréquence. Il peut donc être quasiment annulé par un récepteur multi-fréquence. L'erreur sur la fréquence L1 est ainsi :

$$\Delta S_{iono,corr_{L1}} = \left(\frac{f_{L2}^2}{f_{L2}^2 - f_{L1}^2}\right) (\rho_{L1} - \rho_{L2}) \tag{1.39}$$

Avec

⁻ f_{L1} et f_{L2} , respectivement les fréquences L1 et L2 (voir le tableau 1.1 page 12).

- ρ_{L1} et ρ_{L2} , respectivement les pseudo-distances mesurées pour les fréquences L1 et L2.

L'erreur troposphérique ne dépend pas de la fréquence, elle ne peut donc pas être annulé par un récepteur multifréquence. Elle dépend de la température, de la pression, de l'humidité. Elle peut également être modélisée afin d'apporter une correction sur les pseudo-distances. La valeur du délai troposphérique du tableau 1.6 est l'erreur résiduelle après correction.

Le bruit apporté par le récepteur dépend de sa conception, notamment de son horloge. L'erreur présentée ici est une erreur typique de récepteur grand public.

Les multi-trajets dépendent de l'environnement du système, en grande partie du milieu urbain. Les signaux GNSS vont être réfléchis par les surfaces des bâtiments. Les signaux résultants démodulé seront donc composés des signaux directs et des signaux réfléchis.

Dans le cas d'une application GEO, les signaux traversant la ionosphère vont être rasants (voir figure 1.4 page 9). Le modèle classique de correction ne peut donc être utilisé. Pour cette étude, nous traitons d'un récepteur multiconstellations, mais pas obligatoirement multi-fréquence. Connaissant la position des satellites GNSS et du récepteur, il est alors aisé d'exclure les émetteurs dont les signaux sont rasants, à moins de 1000 km de la surface de la Terre. Le module du logiciel Satorb permettant la modélisation de communication inter-satellite permet d'évaluer la perte de puissance pour des signaux traversant la ionosphère. Nous avons choisi dans notre modélisation d'exclure les signaux présentant une perte ionosphérique. Les signaux retenus ne traversant pas la troposphère, ces pertes sont également nulles.

Dans le cas d'une application LEO, le récepteur est au dessus de la troposphère mais dans la ionosphère. La géométrie du système, peu différente d'un système avec récepteur au sol, permet donc d'utiliser le modèle de correction iono-sphérique.

Source de l'erreur	GEO $1\sigma(m)$	LEO $1\sigma(m)$
Horloge de l'émetteur	1,1	1,1
Éphémérides diffusées	0,8	0,8
Délai de groupe entre signaux PPS et SPS	0, 3	0, 3
Délai ionosphérique	0,0	7,0
Délai troposphérique	0,0	0,0
Bruit du récepteur	0, 1	0, 1
Multi-trajets	0,0	0,0
UERE	1,4	7, 1

Le tableau 1.7 présente les budgets d'erreurs considérés pour les deux cas de figures : GEO et LEO.

TABLE 1.7 - UERE d'un récepteur GPS sur orbite

1.4.2 Critères d'analyse

Le rapport C/N0 est une caractéristique de la liaison RF. C'est également une spécification du récepteur : un signal ne pourra être démodulé que si la puissance reçue est suffisante. Le seuil de démodulation peut également être exprimé sous forme de rapport C/N0. Un signal reçu ne pourra donc être démodulé que si son rapport C/N0 est supérieur au seuil. Il existe en fait 2 seuils différents : le seuil de détection et le seuil de poursuite. Les algorithmes de détection et de poursuite étant différents, leurs seuils peuvent être différents. Ces seuils sont une spécification lors de la conception et de l'implémentation des algorithmes. Lorsque le rapport C/N0 d'un signal est au dessus des seuils, le signal peut être démodulé et le satellite émetteur est dit *visible* par le récepteur.

Le nombre de satellites visibles utilisés afin de calculer les critères d'analyse dépend des seuils de détection, appelé également seuil d'acquisition, et de poursuite. Le seuil de poursuite doit être égal ou inférieur au seuil d'acquisition, sinon un satellite détecté au seuil d'acquisition ne pourrait pas être poursuivi. Nous considérerons dans l'étude suivante que le seuil de poursuite est égal au seuil d'acquisition. C'est à dire que l'algorithme de poursuite accroche et poursuit un signal tant que le rapport C/N0 est supérieur au seuil d'acquisition. C'est un hypothèse conservatrice, car l'algorithme de poursuite peut démoduler des signaux jusqu'à un seuil inférieur au seuil d'acquisition. A ce stade de l'étude, nous ne pouvons pas évaluer la différence entre les 2 seuils. Nous considérerons également que le temps d'acquisition est de 1 mn. C'est à dire qu'un satellite est détecté et poursuivi 1 mn après que son C/N0 soit passé au dessus du seuil d'acquisition.

Le nombre de satellites visibles, et donc la capacité à déterminer une localisation, étant directement lié aux seuils, la première étape consiste donc à choisir des seuils compatibles avec les performances attendues du système en terme de

performances attendues et de complexité d'implémentation. Les simulations ont été menées pour une durée de 48 h, par pas de 1 mn.

Nous présenterons en premier lieu un critère de durée, durant laquelle il est possible de calculer la position. Nous montrerons ensuite qu'il est possible d'estimer la précision de la position calculée. Pour cela, étudierons l'effet de la géométrie satellite/récepteur sur la précision. Grâce aux simulations, nous estimerons l'erreur probable sur la position calculée pour les différents scenarii. Pour terminer, nous présenterons l'effet Doppler sur les signaux et leur impact sur la conception du récepteur.

Temps

Afin de pouvoir calculer la position du récepteur, Les signaux d'au moins 4 satellites doivent être démodulés (voir paragraphe 2.5). Notre premier critère d'analyse est donc, sur une durée donnée, la durée pendant laquelle au moins 4 satellites sont visibles. C'est-à-dire la durée pendant laquelle une position peut être calculée. Nous avons appelé ce critère *disponibilité de service*.

Ces durées de disponibilité ne sont pas continues. Elles sont réparties en plage de temps plus ou moins longues. La position d'un satellite géostationnaire étant stable sur son orbite, il n'est pas nécessaire de connaitre en permanence la position du satellite, à l'image des systèmes de positionnement actuel. Il faut en revanche avoir des positions régulièrement répartie dans le temps. Il faut également disposer de plages de visibilités suffisamment longue afin de pouvoir faire exécuter des manœuvres au satellite, en ayant connaissance en permanence de sa position. Nous avons donc déterminé un nouveau critère temporel qui est la fréquence d'occurrence des plages de visibilité à 4 satellites au moins en fonction de leur durée.

Géométrie

Le critère de disponibilité de service n'exprime pas la performance en terme de précision de localisation. Pour cela, nous utiliserons le critère du GDOP [10] qui est un terme purement géométrique, et ne dépend donc pas des caractéristiques du récepteur.

La position réelle du récepteur se calcule à partir d'une hypothèse sur une position. Cette position est appelée *point de linéarisation*. Le vecteur Δx , entre la position réelle et le point de linéarisation, est lié aux pseudo-distances par la relation :

$$\mathbf{H} \Delta \mathbf{x} = \Delta \boldsymbol{\rho} \tag{1.40}$$

Le vecteur Δx a 4 composantes : les trois premières sont l'offset entre la position du récepteur et le point de linéarisation. La quatrième est l'offset temporel entre le temps du récepteur et l'hypothèse de temps au point de linéarisation.

$$\Delta \mathbf{x} = \mathbf{x}_T - \mathbf{x}_L + d\mathbf{x} \tag{1.41}$$

Avec :

 $-\mathbf{x}_T$: la position et le temps réel du récepteur.

- $-\mathbf{x}_L$: la position et le temps du point de linéarisation.
- $d\mathbf{x}$: l'erreur sur l'estimation de la position et du temps.

Le vecteur $\Delta \rho$ peut se décomposer de la façon suivante :

$$\Delta \rho = \rho_T - \rho_L + d\rho \tag{1.42}$$

Avec :

 $-\rho_T$: le vecteur des pseudo-distances calculées à la position réelle du récepteur.

 $-\rho_L$: le vecteur des pseudo-distances calculées au point de linéarisation.

- $d\rho$: les erreur sur les pseudo-distances.

la matrice **H** est la matrice $n \times 4$ des vecteurs unitaires $\mathbf{a}_i = (a_{xi}, a_{yi}, a_{zi})$ entre le point de linéarisation et les émetteurs.

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1\\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1\\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots\\ a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} & 1 \end{bmatrix}$$
(1.43)

Si n = 4 et que le point de linéarisation est suffisamment proche de la position réelle, celle-ci peut être obtenue en résolvant l'équation 1.40 pour Δx :

$$\Delta \mathbf{x} = \mathbf{H}^{-1} \Delta \boldsymbol{\rho} \tag{1.44}$$

Si n > 4, l'équation 1.40 peut être résolue en utilisant la méthode des moindres carrés.

$$\mathbf{H}^{T}\mathbf{H}\mathbf{\Delta x} = \mathbf{H}^{T}\mathbf{\Delta \rho}$$

$$\mathbf{\Delta x} = (\mathbf{H}^{T}\mathbf{H})^{-1}\mathbf{H}^{T}\mathbf{\Delta \rho}$$
(1.45)

Par hypothèse, les composantes du vecteur $d\rho$ sont gaussiennes et de moyenne nulle. Il s'ensuit que dx est également gaussien et de moyenne nulle. La covariance de dx est :

$$cov (d\mathbf{x}) = E [d\mathbf{x}d\mathbf{x}^{T}]$$

= $E [(\mathbf{H}^{T}\mathbf{H})^{-1}\mathbf{H}^{T}d\boldsymbol{\rho}d\boldsymbol{\rho}^{T}\mathbf{H} (\mathbf{H}^{T}\mathbf{H})^{-1}]$
= $(\mathbf{H}^{T}\mathbf{H})^{-1}\mathbf{H}^{T}cov (d\boldsymbol{\rho})\mathbf{H} (\mathbf{H}^{T}\mathbf{H})^{-1}$ (1.46)

L'hypothèse faite habituellement est que les composantes de $d\rho$ sont indépendantes, distribuées identiquement et ont une variance égale au carré de l'UERE. La covariance de $d\rho$ est alors :

$$cov\left(d\boldsymbol{\rho}\right) = \mathbf{I}_{n \times n} \sigma_{UERE}^2 \tag{1.47}$$

Où la matrice $I_{n \times n}$ est la matrice identité de taille *n*. La substitution de 1.47 dans 1.46 entraine :

$$cov\left(d\mathbf{x}\right) = \left(\mathbf{H}^{T}\mathbf{H}\right)^{-1}\sigma_{UERE}^{2}$$
(1.48)

La covariance de l'erreur sur la position et le temps est donc la multiplication de la matrice $(\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1}$ par un scalaire. Les éléments de cette matrice quantifient la façon dont les erreurs sur les pseudo-distances se traduisent en éléments de la matrice de covariance de $d\mathbf{x}$

$$cov\left(d\mathbf{x}\right) = \begin{bmatrix} \sigma_{x_{u}}^{2} & \sigma_{x_{u}y_{u}}^{2} & \sigma_{x_{u}z_{u}}^{2} & \sigma_{x_{u}ct_{b}}^{2} \\ \sigma_{x_{u}y_{u}}^{2} & \sigma_{y_{u}}^{2} & \sigma_{y_{u}z_{u}}^{2} & \sigma_{y_{u}ct_{b}}^{2} \\ \sigma_{x_{u}z_{u}}^{2} & \sigma_{y_{u}z_{u}}^{2} & \sigma_{z_{u}}^{2} & \sigma_{z_{u}ct_{b}}^{2} \\ \sigma_{x_{u}ct_{b}}^{2} & \sigma_{y_{u}ct_{b}}^{2} & \sigma_{z_{u}ct_{b}}^{2} & \sigma_{ct_{b}}^{2} \end{bmatrix}$$
(1.49)

Les paramètres de dilution de précision sont définis comme étant le rapport entre des éléments de la matrice de covariance et σ_{UERE} . En particulier, le GDOP est :

$$GDOP = \frac{\sqrt{\sigma_{x_u}^2 + \sigma_{y_u}^2 + \sigma_{z_u}^2 + \sigma_{ct_b}^2}}{\sigma_{UERE}}$$
(1.50)

la matrice $\left(\mathbf{H}^T\mathbf{H}\right)^{-1}$ peut être exprimée de la manière suivante :

$$\left(\mathbf{H}^{T} \mathbf{H} \right)^{-1} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} \\ D_{41} & D_{42} & D_{43} & D_{44} \end{bmatrix}$$
(1.51)

L'expression du GDOP est alors :

$$GDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33} + D_{44}}$$
(1.52)

Le GDOP est un critère global de dilution de précision. Il ne fait pas la différence entre les axes. La géométrie du système GEO est particulière car, du point de vue du récepteur, tous les satellites GNSS sont concentrés dans une région étroite autour du nadir. La dilution de précision doit alors être différente selon les axes verticaux et horizontaux (parallèle et perpendiculaire à la trajectoire). Nous utiliserons donc deux autres critères de dilution de précision qui permettent de distinguer les 2 directions : le Horizontal Dilution Of Precision (HDOP) et le Vertical Dilution Of Precision (VDOP). Ces critères sont exprimés par :

Les mesures couramment utilisées en statistiques, tels que la moyenne ou l'écart-type, ne nous ont pas semblé pertinent pour l'analyse de notre système. En effet, certaines valeurs de dilution de précision peuvent être très grandes dans le cas d'un récepteur en orbite GEO. Ces valeurs ne sont pas représentatives de la performance globale du système, mais perturbent considérablement l'analyse statistique. De plus, les mesures de dilution de précision présentent une très grande volatilité, avec des variations brusques et très importantes.

Afin de mieux illustrer les performances possible de l'application, nous avons donc choisi de montrer la probabilité à 95% des GDOP. C'est-à-dire que, sur 48 h et pour un seuil d'acquisition donné, 95% des GDOP calculés sont inférieurs à la courbe. Nous avons choisi la probabilité à 95% car elle correspond à deux fois l'écart-type pour une courbe de Gauss. Nous n'affichons donc pas les valeurs maximales du GDOP, qui sont le résultat de valeurs singulière de la matrice H (voir expression 1.43 page 24) dues à la géométrie particulière du système en orbite GEO. Le calcul de l'inversion de la matrice résultante $(H^T H)^{-1}$ donne alors des résultats aberrants. Dans ces cas particuliers, les valeurs du GDOP peuvent être de plusieurs kilomètres. L'erreur sur la position serait également du même ordre de grandeur. Ces aberrations sont facilement détectables par un récepteur de navigation. En effet, elles sont très ponctuelles dans le temps. La position d'un satellite GEO sur son orbite étant très stable, elle est prévisible aisément. Il suffit alors de rejeter les positions calculées qui sont trop éloignées de la moyenne des positions précédentes.

Erreur sphérique probable

Les critères tels que le GDOP montrent l'influence de la géométrie sur la précision. Ils sont indépendants des performances du récepteur ou de l'algorithme de calcul de la position. Une autre mesure de la performance de localisation est l'erreur probable par rapport à la position réelle. Pour un récepteur recevant les signaux GNSS en ligne directe (sans multi-trajets), il est possible d'estimer cette erreur à partir de la dilution de précision et de l'UERE. Par exemple, pour un récepteur au sol, l'erreur circulaire probable à 50% ou Circular Error Probable (CEP), c'est à dire le rayon du disque contenant au moins 50% des résultats de calcul de localisation, est :

$$CEP \approx 0,75 \times HDOP \times \sigma_{UERE} \tag{1.54}$$

Nous avons choisi une autre approche de l'erreur probable faisant intervenir l'algorithme des moindres carrés. En effet, l'UERE de la CEP présentée dans l'expression 1.54 fait l'hypothèse d'une erreur identique pour tous les signaux (voir expression 1.47). L'erreur mentionnée dans le tableau 1.6 page 22 est une erreur typique observée pour un récepteur situé sur le sol terrestre. La démodulation d'un signal GNSS dépend du C/N0 du signal. Plus le signal est bruité, c'est-à-dire plus le C/N0 est petit, plus l'erreur sur la pseudo-distance sera importante. Dans le cas d'un récepteur terrestre, la puissance du signal reçu en ligne directe varie peu car l'antenne d'émission compense l'éloignement (voir paragraphe 1.3.2. Dans le cas d'un récepteur GEO, le C/N0 du signal reçu varie de façon importante (voir figure 1.18). Nous avons fait des mesures sur un canal de démodulation standard de l'erreur en distance apportée par le récepteur et calculée sur une période de 2 minutes. Nous avons fait ces mesures pour 2 bandes de boucle, 1 Hz et 5 Hz. Nous pouvons voir sur cette figure que l'hypothèse du tableau 1.6 est valide car la déviation standard varie peu pour un C/N0 entre 40 à 45 dB.Hz. Alors qu'elle se dégrade fortement pour des signaux à plus faible C/N0. Comme le montre la figure 1.18, un récepteur GEO devra démoduler des signaux présentant un écart de C/N0 important. L'hypothèse d'une déviation standard identique n'est donc plus valable.

L'expression 1.54 ne fait pas intervenir le temps. Le HDOP est considéré comme invariant dans le temps. Or, nous montrerons que les paramètres de dilution de précision varient beaucoup dans le temps pour un système GEO. Les expressions de l'erreur probable se basant sur les DOP, telles que 1.54, ne sont alors plus pertinentes.

Nous avons donc choisi de calculer l'erreur sphérique, ou Spherical Error Probable (SEP), en partant des pseudodistance et en recalculant la position du récepteur. En effet, le logiciel Satorb donne les positions des satellites du système : GNSS et récepteur. Nous pouvons donc calculer les distances satellites/récepteur. A ces distances, nous ajoutons une erreur gaussienne d'écart-type σ_{UERE} selon le récepteur considéré, GEO ou LEO, et le C/N0 du signal. A partir des distances entachées d'une erreur, nous recréons des pseudo-distances en ajoutant une erreur de mode commun à toutes les distances, ce qui correspond à un biais d'horloge entre le temps GNSS et le temps du récepteur. Nous faisons une estimation de la position actuelle du récepteur, basée sur la position précédente et la vélocité du véhicule. Cette estimation nous donne alors un point de linéarisation. Nous calculons ensuite la position du récepteur en itérant l'algorithme des moindres carrés (equation 1.45), tel que cela est fait dans un récepteur réel, jusqu'à ce que Δx devienne suffisamment petit.

Nous avons constaté lors de simulations que cet algorithme ne parvenait pas systématiquement à déterminer une position pour un récepteur en orbite GEO, même quand les signaux de 4 satellites GNSS sont reçus et que la matrice $(\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1}$ a pu être calculée. Dans certains cas, l'algorithme ne se stabilise pas autour d'une solution, voire peut diverger complètement en quelques itérations. Ces situations n'apparaissent pas lors du calcul des paramètres de dilution



FIGURE 1.11 - Déviation standard de l'erreur en distance en fonction du C/N0

de précision, tel que le GDOP. Ces paramètres ne sont donc pas suffisant afin d'estimer la performance d'un récepteur. Les positions ainsi calculées peuvent être ensuite comparées aux positions simulées de notre modèle. Nous pouvons donc obtenir la SEP, mais également des graphiques de l'évolution de l'erreur en fonction du temps.

Doppler

La fréquence des signaux reçu est affecté d'un effet Doppler. Lors de la phase d'acquisition des signaux GNSS, la fréquence n'est donc pas connue (voir paragraphe 2.3). C'est alors une des inconnues de la phase d'acquisition. Il est possible de borner cette inconnue en analysant le système. En effet, les vitesses et positions des différents objets du système (émetteurs et récepteur) sont également bornées. Le calcul analytique ou la simulation permettent de trouver les Doppler, et donc la plage fréquentielle maximale de recherche. Les Doppler sont différents selon le système considéré : LEO ou GEO. Ces bornes Doppler sont alors une spécification du récepteur. Les plages de recherche fréquentielle peuvent également différentes si on considère une acquisition à froid, c'est à dire que le récepteur ne connait pas sa position au préalable, ou une acquisition en cours de fonctionnement, où il s'agit de détecter les satellites qui arrivent en visibilité. Dans ces deux cas de figures, les Doppler vont être différents.

L'effet Doppler a également un impact sur le temps d'acquisition. Afin de pouvoir être détectés, les signaux GNSS doivent être intégrés sur une certaine durée (voir chapitre 2). Cette durée est d'autant plus longue que le rapport C/N0 du signal est faible. L'effet Doppler entraine une variation de la phase des signaux sur la durée d'intégration. La durée d'intégration devra donc être suffisamment brève afin que les signaux ne soit pas trop affectés par l'effet Doppler, ce qui dégraderait les performances de l'algorithme d'acquisition. Mais elle devra également être suffisamment longue, afin de pouvoir détecter des signaux à faible rapport C/N0. Les spécifications d'un récepteur pour les systèmes LEO et GEO seront ici différentes.

De plus, l'effet Doppler va contraindre le temps de calcul de l'algorithme d'acquisition. C'est un algorithme de posttraitement qui travaille sur des échantillons mémorisés. Entre l'instant de mémorisation des signaux GNSS et l'instant de détection, il s'écoule un certain temps. Pendant ce temps de calcul, la fréquence du signal change à cause de l'effet Doppler. Si le temps de calcul est trop long, la fréquence détectée et la fréquence réelle du signal seront trop différentes. L'algorithme de poursuite ne pourra par conséquent pas accrocher un signal qui n'est plus présent. Cette contrainte pèsera sur le récepteur LEO, où les Doppler sont très élevés.

L'algorithme de poursuite est aussi concerné par l'effet Doppler. La poursuite du signal GNSS est effectuée grâce à des boucles à verrouillage. Ces boucles doivent intégrer le signal sur au moins une période de code, soit 1 ms. Dans certains cas, pour le système LEO, le taux de variation du Doppler est très important. Les boucles doivent alors pouvoir suivre un signal dont la fréquence varie très rapidement.

1.4.3 Application géostationnaire

disponibilité de service

Le système a été simulé sur une durée de 48 h avec des intervalles de mesure d'une minute. La figure 1.12, de la présente page, présente en ordonnée la durée totale pendant laquelle au moins 4 satellites sont visibles depuis un récepteur situé sur Meteosat9. Ces durées ont été calculées pour plusieurs seuils d'acquisition, présentés en abscisse. Nous comparons également les performances d'un récepteur multi-constellations, capable de démoduler les signaux GPS et Galileo, avec un récepteur GPS seul. Nous pouvons voir que le système GPS+Galileo présente une meilleure disponibilité de service que le système GPS seul. En effet, le nombre de satellite GNSS étant plus important (58 au lieu de 31), le critère de 4 satellites visibles est plus souvent atteint. La figure 1.13 montre le cas de figure d'un récepteur situé sur Intelsat9. La disponibilité de service est équivalente, voire légèrement meilleure que celle de Meteosat9. Nous analyserons donc seulement le cas d'un récepteur situé sur Meteosat9 pour le reste de ce paragraphe.

Ces 2 figures permettent également de voir l'intérêt d'un récepteur multi-constellation par rapport à un récepteur GPS seul. En effet, afin d'avoir la même disponibilité de service qu'un récepteur GPS+Galileo avec un seuil d'acquisition de 29 dB.Hz, un récepteur GPS devrait être en mesure de détecter et de démoduler des signaux jusqu'à un C/N0 de 25 dB.Hz pour Meteosat9 et de 24 dB.Hz pour Intelsat9. Cette contrainte rend la conception d'un récepteur GPS pour des satellites en orbite GEO bien plus délicate. La courbe du système GPS+Galileo présente un seuil d'inflexion net





FIGURE 1.12 – disponibilité de service pour Meteosat9

FIGURE 1.13 – disponibilité de service pour Intelsat9

à 28 dB.Hz, la disponibilité de service est de 45h33 sur 48h. Pour des seuils d'acquisition inférieurs, le gain n'est pas significatif. Pour un seuil d'acquisition de 29 dB.Hz, la disponibilité de service est encore de 36h15 sur 48h.

Les figures 1.14 à 1.16, de la présente page, montrent la fréquence d'occurrence des plages de visibilité à 4 satellites au moins, pendant lesquelles il est possible de calculer une position, en fonction de leur durée. Nous pouvons voir qu'un seuil plus bas augmente la probabilité d'avoir des plages de visibilité longues. La figure 1.17 permet de comparer la probabilité cumulée de durée des plages de visibilité pour 3 seuils d'acquisition pour un récepteur GPS et Galileo. Elle montre que pour un seuil de 30 dB.Hz, l'ensemble des plages de visibilité sont inférieures à 50 mn. C'est à dire que la durée maximale de continuité de service est de 50 mn. Pour un seuil d'acquisition et de poursuite de 29 dB.Hz, environ 30% des plages de visibilités sont supérieures à 30 mn et 10% sont supérieures à 1 h. C'est à dire que sur 48h, 10% des plages de continuité de service sont supérieure à 1 h.

La valeur de 30 dB.Hz est importante afin d'être en mesure de démoduler les signaux en provenance des lobes secondaires des antennes d'émission. La figure 1.18 montre bien les lobes secondaires sur les signaux reçu en provenance de 2 satellites GPS. Cette figure permet également d'illustrer les variations très rapides du C/N0. Le récepteur devra pouvoir s'adapter à de telles variations.

Un seuil de 30 dB.Hz est la limite de démodulation des signaux des lobes secondaires. La contribution des lobes secondaires est importante pour la la disponibilité de service de service. La figure 1.12 présente un point d'inflexion autour de la valeur de seuil de 30 dB.Hz. Pour des seuils d'acquisition et de démodulation supérieur à cette valeur, les signaux des lobes secondaires ne peuvent plus être détectés et poursuivis. La disponibilité de service de service est alors fortement dégradée.

Les figures 1.19 et 1.20, page 31, montrent le point de vue depuis l'antenne de réception. Il s'agit de l'angle sous lequel les signaux émis par les satellites GNSS seraient reçu par une antenne parabolique fixée sur Meteosat9. L'axe



dB.Hz

Time (Minutes) FIGURE 1.14 – Durée de la visibilité, seuil de 28 FIGUI



FIGURE 1.15 – Durée de la visibilité, seuil de 29 dB.Hz



FIGURE 1.16 – Durée de la visibilité, seuil de 30 dB.Hz



FIGURE 1.17 - Comparaison de la durée des plages de visibilité pour Meteosat9



FIGURE 1.18 – C/N0 pour Meteosat9

radial représente l'angle de dépointage (en degré) entre le centre du lobe principal de l'antenne de réception et la position de l'émetteur. Seul les signaux en visibilité, c'est-à-dire dont le C/N0 est supérieur au seuil de réception, sont tracés. Le système a été simulé sur une durée de 48 h. Ces figures, appelées Skyplot, montrent donc les trajectoires des satellites GNSS visibles depuis l'antenne de réception. Pour un seuil de 29 dB.Hz, nous pouvons voir que les traces sont plus nombreuses, mais également plus longues que pour un seuil de 30 dB.Hz. Cela signifie que les signaux reçu sont poursuivi plus longtemps.

Nous pouvons également voir qu'il y a rupture du signal reçu entre le lobe principal et les lobes secondaires. En effet, le C/N0 chute à environ 15 dB.Hz. Cette rupture parait inévitable, la démodulation jusqu'à 15 dB.Hz serait une contrainte trop forte pour la conception du récepteur. D'autant plus que le gain en temps de poursuite serait faible : de l'ordre de 30 mn sur 48h par rapport à un seuil de 29 dB.Hz. Les trajectoires des satellites étant prévisibles, il sera aisé pour un récepteur de limiter la zone de recherche de l'algorithme d'acquisition afin de détecter plus rapidement les satellites arrivant en visibilité.

La figure 1.21 page suivante montre le Skyplot pour un seuil d'acquisition de 31 dB.Hz. Les lobes secondaires ne sont plus reçu. Ce qui explique effectivement le point d'inflexion autour de 30 dB.Hz de la figure 1.12.

Le nombre de satellites GNSS visibles depuis Meteosat9, sur une période de 48h et pour un seuil d'acquisition de 29 dB.Hz, est présenté figure 1.22. Pour un récepteur GPS seul, les plages sans aucun satellites visibles ne sont pas rares. Durant ces plages, il n'est pas possible d'asservir l'horloge du récepteur sur celle du système GPS. La dérive d'horloge résultante entraine un temps de détection plus long des nouveaux satellites arrivant en visibilité (voir chapitre 2).

Performance géométrique

Nous étudierons en premier lieu les valeur du GDOP pour Meteosat9. Le GDOP ne dépend pas des performances de récepteur, mais uniquement de la configuration géométrique des émetteurs et du récepteur.

La figure 1.23 montre le GDOP calculé sur 48h (en ordonnée) en fonction des seuils d'acquisition (en abscisse). Pour chaque seuil d'acquisition, le GDOP a donc été calculé sur 48 h par pas de 1 mn. Les valeurs présentées sont ici la probabilité à 95% des GDOP. C'est-à-dire que, sur 48 h et pour un seuil d'acquisition donné, 95% des GDOP calculés sont inférieurs à la courbe de la figure 1.23.

Nous pouvons constater sur la figure 1.23 une forte dégradation du GDOP à partir d'un seuil d'acquisition et de poursuite de 28 dB.Hz. Le GDOP du système GPS+Galileo est même supérieur à celui du système GPS seul. Le GDOP du système GPS parait même s'améliorer pour des seuils au delà de 30 dB.Hz. Cela est du au fait que les plages de visibilité à 4 satellites deviennent non-significative pour le système GPS au delà d'un seuil de 31 dB.Hz. En effet, pour ce seuil de 31 dB.Hz, le temps de visibilité est de 37 mn sur 48 h pour un système GPS seul, alors qu'il est encore de 8 h 32 mn pour le système GPS+Galileo (voir figure 1.12). Pour un seuil de 34 dB.Hz, la visibilité n'est plus que d'une



90° 60° 30° 22.5° 30° 5° 150° 20° 210° 240° 270°

FIGURE 1.19 – Skyplot de Meteosat9 pour les constellations GPS et Galileo, seuil de 29 dB.Hz

FIGURE 1.20 – Skyplot de Meteosat9 pour les constellations GPS et Galileo, seuil de 30 dB.Hz



FIGURE 1.21 - Skyplot de Meteosat9 pour les constellations GPS et Galileo, seuil de 31 dB.Hz

minute pour le système GPS seul, pour 5 h 4 mn pour le système GPS+Galileo.

La figure 1.24 permet de comparer les GDOP calculés sur les mêmes périodes de visibilité. Le GDOP n'est calculé que pour les plages de visibilité commune aux 2 systèmes : GPS et GPS+Galileo. Nous pouvons constater que la géométrie du système GPS+Galileo est bien meilleure que celle du système GPSseul.

La figure 1.25 montre l'évolution du GDOP sur 48 h pour un seuil d'acquisition de 29 dB.Hz. Nous pouvons constater que le nombre de positions calculées est bien plus important avec un récepteur multi-constellations (GPS+Galileo) qu'avec un récepteur GPS seul. Nous pouvons également voir que l'amplitude des variations du GDOP est très importante, bien plus importante que dans le cas d'un récepteur au sol. De plus les variations sont très rapides. En effet, la géométrie des satellites GNSS visibles par un récepteur en orbite GEO varie rapidement.

La figure 1.26 permet de comparer l'évolution temporelle du GDOP pour 3 seuils d'acquisitions différents. Nous pouvons voir ici que la valeur clé du seuil est bien 29 dB.Hz. Ce seuil permet d'obtenir un nombre important de valeurs de GDOP inférieures à 100 m. Nous pouvons également voir apparaître une régularité des valeurs sous les 100 m. Le seuil de 28 dB.Hz montre une régularité des valeurs autour de 50 m. Mais, comme cité au paragraphe 1.4.2, le GDOP ne distingue pas les différents axes. Pour cela, il faut calculer le HDOP et le VDOP. Le tableau 1.8 présente les différents valeurs de DOP pour plusieurs seuil d'acquisition. Ces valeurs sont calculées en ne prenant pas en compte



FIGURE 1.22 - Nombre de satellites visibles de Meteosat9, seuil de 29 dB.Hz



FIGURE 1.23 – 95% du GDOP de Meteosat9



FIGURE 1.24 – 95% du GDOP de Meteosat9, comparaison aux mêmes instants

les 5 % de valeurs les plus grandes du GDOP (même conditions que pour la figure 1.23). Nous pouvons observer une augmentation de 50 % des valeurs moyennes entre les seuils de 27 et 28 dB.Hz, alors qu'elles doublent entre les seuils de 28 et 29 dB.Hz. A titre de comparaison, la valeur moyenne du GDOP est de 169 m pour le système GPS seul à un seuil de 29 dB.HZ, la valeur minimale est de 31 m.

Seuils d'acquisition (dB.Hz)	GDOP (m)		HDOP (m)			VDOP (m)			
	Moyen	Maxi	Mini	Moyen	Maxi	Mini	Moyen	Maxi	Mini
27	35,5	105,5	13,8	8,9	25,9	2,0	23,9	70,9	8,7
28	52,4	204,8	15,9	12,8	54,9	2,4	35,0	129,9	10,2
29	102,3	622,6	20,0	23,9	124,3	2,6	68,4	403,0	12,6
30	211,9	1342,3	28,8	44,3	256,8	4,5	142,8	899,8	18,2

TABLE 1.8 - Comparaison des paramètres DOP pour un récepteur GPS+Galileo

Les figures 1.27 et 1.28 représentent, pour chaque point, le HDOP en abscisse et le VDOP en ordonnée pour un récepteur GPS+Galileo. Nous pouvons vérifier que la valeur du HDOP est toujours inférieure à celle VDOP. Cela est



FIGURE 1.25 - Evolution du GDOP dans le temps pour Meteosat9, seuil de 29 dB.Hz



FIGURE 1.26 – Comparaison des GDOP pour différents seuil d'acquisition pour Meteosat9, récepteur multiconstellations

du à la géométrie du système, où tous les satellites émetteur sont concentrés dans la direction du nadir. La précision



FIGURE 1.27 – Comparaison HDOP-VDOP pour un seuil de 28 dB.Hz



FIGURE 1.28 – Comparaison HDOP-VDOP pour un seuil de 29 dB.Hz

horizontale sera donc meilleure que la précision verticale. Malgré cette différence de précision entre les direction, nous pouvons voir que les erreurs horizontales et verticales sont corrélées. En effet, la dilution de précision due à une mauvaise géométrie sera importante pour les deux direction à la fois. La corrélation de la dilution sur les 2 directions est confirmée sur la figure 1.29, qui montre l'intercorrélation entre le HDOP et le VDOP.

La figure 1.27 montre une dispersion moins importante des points que la figure 1.28. Cela se retrouve bien dans le



FIGURE 1.29 - Intercorrélation entre le HDOP et le VDOP, MeteoSat9, récepteur GPS+Galileo

tableau 1.8 : les valeurs minimales des HDOP et VDOP sont similaires, mais la valeur moyenne est meilleure pour un seuil de 28 dB.Hz. Nous pouvons comparer les HDOP et VDOP pour un récepteur GPS+Galileo et un récepteur GPS seul pour un même seuil d'acquisition. La figure 1.30 permet de voir que le nombre de point calculés est bien plus faible pour un récepteur GPS. Cela est du à la disponibilité de service plus faible, voir paragraphe 1.4.3. Nous pouvons également constater que la dispersion des points est très importante pour le récepteur GPS. Elle ne présente pas de concentration, contrairement au récepteur GPS+Galileo. La précision sera donc très fluctuante dans le temps, comme le confirme la figure 1.25.

Ces observations, menées pour le satellite Meteosat9, peuvent être comparées avec le satellite Intelsat9. Le figure 1.31 montre 95% du GDOP, dans les mêmes conditions que la figure 1.23. Dans la zone entre 28 et 30 dB.HZ, le GDOP est meilleur que celui de Meteosat9. La dégradation est en revanche plus marquée avant 28 dB.Hz pour un récepteur GPS seul. Cette figure confirme bien les résultats obtenus pour un récepteur GPS+Galileo autour du seuil de 28 dB.Hz. La figure 1.32 montre les GDOP calculés aux mêmes instants, les conditions sont identiques à celles de la figure 1.24.

Suite aux observations exposées dans ce paragraphe et le précédent pour l'application géostationnaire, un seuil d'acquisition de 27 dB.Hz ne parait donc pas apporter d'amélioration significative de la précision par rapport à un seuil



FIGURE 1.30 - Comparaison HDOP-VDOP pour un seuil de 29 dB.Hz



FIGURE 1.31 – 95% du GDOP de Intelsat9



FIGURE 1.32 – 95% du GDOP de Intelsat9, comparaison aux mêmes instants

de 28 dB.Hz. L'amélioration apportée est à mettre en regard de la contrainte qu'un tel seuil pose sur les spécifications et la conception du récepteur. Le seuil de 28 dB.HZ parait correspondre aux performances d'un système de mesure basé au sol, telles que citées au paragraphe 1.1.1. La précision verticale est similaire, la précision horizontale est bien meilleure. Cette observation est à confirmer en étudiant la statistique de l'erreur sur des positions calculées.

Erreur sphérique probable

En appliquant la procédure de calcul développée au paragraphe 1.4.2, pour un seuil d'acquisition de 28 DB.Hz, l'erreur sphérique probable à 95% (ou SEP95) du système GPS+Galileo est de 224.6 m. C'est-à-dire que 95% des positions calculées par notre simulation sont à moins de 224.6 m de distance de la position calculée par le logiciel d'orbitographie Satorb. Par comparaison, pour le système GPS seul et dans les mêmes conditions, l'erreur sphérique

probable à 95% est de 818.6 m.

Mais l'erreur sphérique probable ne distingue pas les différentes directions. Or, nous avons montré dans le paragraphe précédent que les performances en terme de précision sont très différentes selon les directions : verticale ou horizontales. Le tableau 1.9 détaille les probabilités suivant les différentes directions et pour différents seuils d'acquisition. Ce tableau montre les résultats pour des probabilités à 95%, ce qui correspond à deux fois l'écart-type. Nous pouvons voir que l'erreur sphérique probable est corrélée avec l'erreur verticale probable. En effet, due à la géométrie du système, l'erreur verticale est bien plus importante que l'erreur horizontale, telle que montrée par les figures 1.27 et 1.28.

Seuil d'acquisition (dB.Hz)	SEP 95% (m)	VEP 95% (m)	HEP 95% (m)
23	41,9	39,2	14,0
27	117,9	107,9	44,5
28	224,6	210,2	77,3
29	559,1	535,6	201,7
30	1313,6	1235,2	313,6

TABLE 1.9 - Comparaison des erreurs probables à 95% pour un récepteur GPS+Galileo

Afin de comparer avec les performances d'un système de localisation depuis le sol, voir paragraphe 1.1.1, Nous avons également fait ce calcul pour une probabilité à 99%, qui est trois fois l'écart-type. Le tableau 1.10 présente le résultats de ces calculs. Nous pouvons constater une nette augmentation des valeurs par rapport à l'erreur probable à 95% à partir du seuil de 27 dB.Hz. En effet, pour les systèmes en orbite GEO, la dilution de précision due à la géométrie est un facteur contributeur majeur de l'erreur en position(voir paragraphe précédent). La figure 1.26 montre bien la variation de cette dilution géométrique dans le temps. Certaines valeurs peuvent être très élevées mais sont isolées dans le temps, à partir d'un seuil de 28 dB.Hz. Nous estimons alors que ces erreur de positions peuvent être détectées en les comparant à la moyenne des positions qui est stable. Nous considérons alors que la probabilité à 99% n'est pas pertinente afin d'illustrer la performance possible d'un système de positionnement en orbite GEO. Le tableau 1.10 présente également une erreur sphérique probable à 50%. Pour un seuil de 28dB.Hz, nous pouvons ainsi voir que si 95% des valeurs sont à moins de 224,6 m de la position simulée, 50% des valeurs sont inférieures à 35,6 m.

Seuil d'acquisition (dB.Hz)	SEP 50% (m)	SEP 99% (m)	HEP 99% (m)	VEP 99% (m)
23	12,0	66,9	26,5	62,0
27	28,0	390,2	171,3	350,7
28	35,6	1144,5	519,0	1049,5
29	52,8	2629,8	1111,6	2519,7
30	98,2	4977,8	1923,4	5005,0

TABLE 1.10 – Comparaison des erreurs probables à 99% pour un récepteur GPS+Galileo

La figure 1.33 présente la probabilité de l'erreur en distance entre le point calculé par l'algorithme de localisation et le point simulé par le logiciel d'orbitographie, utilisé comme référence de position. Nous retrouvons ici les données des erreurs sphériques probables présentées dans les tableaux 1.9 et 1.10. Nous pouvons voir nettement l'amélioration de performances apportée par un récepteur GPS+Galileo.

La figure 1.34 montre les probabilités cumulées pour 3 seuils d'acquisition. Cette figure montre un gain net de performance entre les seuils de 29 et 28 dB.Hz. Le gain est beaucoup moins marqué entre 28 et 27 dB.Hz. Le seuil d'acquisition de 28 dB.Hz est un point d'inflexion pour les performances de disponibilité de service et de précision de position. Un seuil inférieur entraine un contrainte importante sur la conception du récepteur, pour un gain de performance relativement faible.

Nous pouvons voir sur la figure 1.35 les erreurs sur les positions calculées par rapport aux positions de référence, sur une durée de 48 h. L'erreur est plus importante sur la direction verticale, qui est ici le rayon de l'orbite par rapport au centre de la Terre.



FIGURE 1.33 - Probabilité cumulée de l'erreur en distance pour un seuil de 28dB.Hz



FIGURE 1.34 – Probabilité cumulée de l'erreur en distance pour un récepteur GPS+Galileo et pour plusieurs seuils

Doppler

La plage Doppler est plus importante que celle d'un récepteur au sol. La figure 1.36 montre la probabilité du Doppler, sur une durée de 48 h. Les bornes Doppler pour un récepteur en orbite GEO, et pour un seuil d'acquisition de 28 dB.Hz, sont \pm 8,5 kHz. A titre de comparaison, les bornes Doppler d'un récepteur situé au sol sont \pm 4 kHz. La plage Doppler va influer sur le temps d'acquisition. Le nombre d'opérations à effectuer pour une acquisition est liés à la taille de la zone de recherche. Afin de limiter le temps d'acquisition, nous devons donc trouver des algorithmes qui permettent de réduire le nombre de calculs. Nous devons également établir une stratégie d'acquisition qui exploite la connaissance du modèle afin de réduire le nombre de possibilités à tester.

La fréquence Doppler va également influer sur l'algorithme de poursuite. En effet, cet algorithme devra être en mesure de démoduler des signaux présentant un Doppler élevé, c'est à dire un rotation très rapide des signaux entre les voies I et Q du récepteur.

La vitesse de variation du Doppler est également une spécification importante du récepteur. L'algorithme d'acquisition est un calcul sur des échantillons en post-traitement : Les échantillons sont stockés en mémoire à l'instant t, puis traités. Si le temps de calcul δt de l'acquisition est long et que la fréquence Doppler varie rapidement, la fréquence Doppler trouvée sera différente de la fréquence Doppler à la fin du calcul : $f_d(t) \neq f_d(t + \delta t)$. L'algorithme de poursuite ne pourra alors pas accrocher le signal, la fréquence Doppler initiale, $f_d(t)$, étant trop différente de celle du signal, $f_d(t + \delta t)$. La vitesse de variation du Doppler est montrée figure 1.37. Nous pouvons voir que cette variation est faible pour un système en orbite GEO, le temps de calcul de l'algorithme d'acquisition n'est donc pas contraint.



FIGURE 1.35 - Représentation en 3D de l'erreur sur la position sur 48 h



FIGURE 1.36 - Plage de Doppler pour Meteosat9, récepteur GPS+Galileo

Comparaison avec la constellation théorique

De nombreuses études de la littérature sont basées sur une constellation GPS à 24 satellites. En effet, la modélisation d'une telle constellation est aisée dans Matlab. Elles sont présentées alors comme un pire cas, car la constellation réelle comprend plus de satellites. Or, de nombreuses marges d'erreurs sont déjà prises lors des hypothèses sur les paramètres de la liaison RF. Nous estimons donc que prendre de nouvelles marges sur le nombre de satellites n'est pas réaliste et entraine des contraintes inutiles sur la conception d'un récepteur GNSS. La figure 1.38 montre la différence de disponibilité de service pour Intelsat9 entre la constellation réelle et la constellation théorique. Nous voyons une marge d'environ 1 dB.Hz entre les 2 courbes. Cela peut apparaitre comme une marge de sécurité. La figure 1.41 montre qu'aucun satellite GPS n'est visible pour les seuils supérieurs à 30dB.Hz. Les probabilités de la durée des plages de visibilités, pendant lesquels il est possible de calculer une position, sont donc différentes. Nous pouvons voir sur la figure 1.39 que la probabilité d'avoir des plages supérieures à 30 minutes est nulle pour la constellation théorique, alors qu'elle est supérieure à 10% pour la constellation réelle. Or, la durée des plages de visibilités à 4 satellites est un critère important afin d'évaluer la disponibilité de service lors de manœuvres de maintien à poste. L'évaluation de ce critère avec la constellation théorique peut ainsi fausser la spécification des seuils d'acquisition et de poursuite . La figure 1.40 montre que le nombre de satellites visibles ne dépasse jamais 4 pour la constellation théorique, contrai-

La figure 1.40 montre que le nombre de satellités visibles ne depasse jamais 4 pour la constellation theorique, contrairement à la constellation réelle. Dans cette situation, la matrice H est alors uniquement une matrice 4×4 . Il existe



FIGURE 1.37 - Variation du Doppler pour Meteosat9, récepteur GPS+Galileo

des techniques de simplification des calculs de l'inversion d'une matrice 4×4 . Cela peut donc entrainer une mauvaise évaluation de la charge de calcul du récepteur.



FIGURE 1.38 – Disponibilité de service pour Intelsat9

La figure 1.41 montre que le GDOP à 95% parait meilleur pour la constellation théorique. L'utilisation de la constellation théorique pour l'étude des performances ne peut donc plus être justifiée par une évaluation du pire cas.

Malgré les différences de visibilité et de géométrie, les probabilités d'erreur pour les constellations réelle et théorique sont similaires.

Ces différentes remarques nous incitent donc à ne pas utiliser la constellation théorique lors des simulations et de l'évaluation des performances et des spécifications qui en découlent.



FIGURE 1.39 - Durée de la visibilité pour Intelsat9, seuil de 28 dB.Hz



FIGURE 1.40 - Nombre de satellites visibles depuis Intelsat9, seuil de 28 dB.Hz



FIGURE 1.41 - 95% du GDOP pour Intelsat9



FIGURE 1.42 - Probabilité cumulée de l'erreur en distance pour un seuil de 28 dB.Hz, Intelsat9

1.4.4 Application en orbite basse

Le système a été simulé sur une durée de 48 h avec des intervalles de mesure d'une minute, dans les même conditions que pour les satellites en orbite GEO. Les paramètres orbitaux des satellites récepteurs modélisés sont explicités dans le tableau 1.5 page 21.

Disponibilité de service

Le modèle d'antenne adopté pour la configuration LEO est sévère en comparaison d'une antenne habituelle d'un récepteur au sol, car l'ouverture à 3 dB n'est que de 160°. De plus, nous avons choisi ne ne pas prendre en compte les signaux sous un angle supérieur à cette ouverture car les modèle de diagramme d'antenne ne sont plus fiables hors du domaine d'ouverture. Cela limite le nombre de satellite GNSS visible depuis le récepteur. De ce fait, la disponibilité de service n'est au maximum que de 47 h 20 mn sur 48 h pour le récepteur GPS seul sur l'Hete2. Elle est 43 h 53 mn pour l'ISS. Mais elle est de 48 h pour le récepteur GPS+Galileo dans tous les cas de figures. Le nombre de satellites visibles est similaire à celui d'une application au sol sans masquage dû à des obstacles.



FIGURE 1.43 - Nombre de satellites visibles depuis l'ISS, seuil de 36 dB.Hz

Performance géométrique

La figure 1.44 montre le calcule de 95% du GDOP simulé sur 48 h par pas e 1 mn et pour plusieurs seuil d'acquisition (représentés en abscisse). Nous pouvons voir que ce GDOP est bon et varie peu en fonction desseuils d'acquisition choisis. En effet, le rapport C/N0 est très bon pour ce cas de figure. La plupart du temps le rapport C/N0 est supérieur à 40 dB.Hz. La variation du GDOP a été simulée sur 48 h pour un seuil d'acquisition de 36 dB.Hz (figure 1.45). La



FIGURE 1.44 – 95% du GDOP pour Hete2

dispersion des valeurs du GDOP est légèrement plus importante dans le cas d'un récepteur GPS seul. La moyenne du GDOP est également un peu plus importante.



FIGURE 1.45 – Evolution du GDOP dans le temps pour Hete2, seuil de 36 dB.Hz



FIGURE 1.46 - Comparaison HDOP VDOP pour Hete2, pour un seuil de 36 dB.Hz

Erreur sphérique probable

Doppler

Chapitre 2

Solution algorithmique

2.1 Signaux GNSS

L'objet de ce chapitre est de présenter succinctement les signaux qui devront être démodulés par le récepteur GNSS. Les signaux GNSS considérés (Constellations GPS et Galileo) sont des signaux à étalement de spectre par séquence directe (CDMA). La séquence d'étalement est composée d'une modulation BPSK ou BOC selon les signaux. Le service GPS ciblé est le service civil GPS L1 C/A (Coarse Acquisition), le service Galileo est le Galileo E1 OS (Open Service)

2.1.1 GPS

Signal L1 C/A

Le signal GPS L1 C/A est émis à la fréquence [6] :

$$f_{L1} = 1575.42MHz = 154 \times 10.23MHz. \tag{2.1}$$

10.23MHz étant la fréquence de référence des horloges atomiques placées à bord des satellites. Le signal L1 C/A est modulé par un code d'étalement de 1023 chips à 1.023MHz, soit une pseudo-période de 1 ms. Sa longueur d'onde est 293m. Le code d'étalement est une séquence pseudo-aléatoire (PRN, pseudo random noise) présentant de bonnes propriétés d'auto-corrélation et d'orthogonalité. Ce code est une séquence de Gold et peut donc être reconstitué loca-lement par un générateur de code. Ce signal est aussi appelé BPSK-R(1) en prenant comme unité de base la fréquence de 1.023MHz. Le message de navigation GPS est une trame 1500 bits répartis en 5 sous-trames de 300 bits. Les sous-trames 1 à 3 contiennent des données permettant de calculer la position du satellite émetteur (éphémérides) ainsi que d'autres paramètres tel que les corrections d'horloge et de ionosphère. Les sous-trames 4 et 5 contiennent des données relatives à d'autres satellites et sont émises en totalité en 25 trames. Le message complet est donc d'une durée de 12.5 min.

L'expression analytique du signal GPS L1 C/A est pour le k^{ieme} satellite :

$$s_{C/A}^{(k)}(t) = \sqrt{2.P_{C/A}}C^{(k)}(t)D^{(k)}(t)\cos(2\pi f_{L1}t + \theta_{L1})$$
(2.2)

Avec

- $P_{C/A}$: puissance du signal.
- $C^{(k)}(t)$: code d'étalement du k^{ieme} satellite.
- $D^{(k)}(t)$: message de navigation du k^{ieme} satellite.
- θ_{L1} : déphasage de la porteuse.

Densité spectrale de puissance

L'enveloppe de la densité spectrale de puissance du signal GPS L1 C/A ramené en bande de base est un sinus cardinal :

$$\mathbf{G}_{C/A}(f) = Tc \times sinc^2(f.Tc) \tag{2.3}$$

Avec Tc, période du code d'étalement. La largeur de la bande passante du lobe principal du signal est donc de 2.046MHz.



FIGURE 2.1 – Densité spectrale de puissance du BPSK-R(1)



FIGURE 2.2 – Auto-corrélation d'un code GPS



FIGURE 2.3 – Détail du pic d'auto-corrélation

Fonction d'autocorrélation

Le pic de la fonction d'auto-corrélation du signal GPS L1 C/A est un triangle (voir figure 2.3). En pratique, la fonction de corrélation utilisée est :

$$R_{xx}(\tau) = 1 - \frac{|\tau|}{T_c} si |\tau| = T_c et \ 0 \ sinon$$

$$(2.4)$$

2.1.2 Galileo

Signal E1 0S

Le signal Galileo E1 OS est émis sur la même fréquence que GPS L1 C/A [15] :

$$f_{E1} = 1575.42MHz \tag{2.5}$$

La modulation du signal par une sous-porteuse permet de translater le spectre de part et d'autre de la fréquence porteuse. Cette sous-modulation est appelée BOC : Binary Offset Carrier. L'expression analytique d'un signal BOC est la suivante, pour le k^{ieme} satellite :

$$s(t) = \sqrt{C} \times c^{(k)}(t) \times d^{(k)}(t) \times sc(t) \times e^{(j2\pi f_p t + \theta)}$$
(2.6)

Avec :

- $-\sqrt{C}$: amplitude du signal complexe.
- $-c^{(k)}(t)$: code d'étalement du k^{ieme} satellite. $-d^{(k)}(t)$: signal de données du k^{ieme} satellite.
- sc(t): sous-porteuse $sc(t) = sign(sin(2\pi f_{sc}t) \text{ ou } sc(t) = sign(cos(2\pi f_{sc}t))$.
- f_{sc} : fréquence de la sous-porteuse.
- f_p : fréquence de la porteuse.
- $-\theta$: phase du signal.

Les sous-porteuses peuvent être basées sur le sinus ou sur le cosinus. Ce type de signal est appelé BOC(n,m) avec $n = \frac{f_{sc}}{f_{CA}}$ et $m = \frac{f_c}{f_{CA}}$, la référence étant la fréquence du code d'étalement GPS L1 C/A : $f_{CA} = 1.023 MHz$. Par exemple, le BOC(1,1) a une sous-porteuse de fréquence $f_{sc} = 1.023 MHz$ et un code d'étalement de fréquence $f_c = 1.023 MHz.$

Le signal Galileo E1 OS est la combinaison de 2 modulations BOC. Ce signal est appelé CBOC(6,1,1/11) et a pour densité spectrale de puissance :

$$\Phi_{CBOC}(f) = \frac{10}{11} \Phi_{BOC(1,1)}(f) + \frac{1}{11} \Phi_{BOC(6,1)}(f)$$
(2.7)

Le signal est modulé par un code d'étalement de 4092 chip à 1.023MHz, soit une pseudo-période de 4 ms. Chaque satellite émet sur 2 voies :

- Une voie data (voie B) contenant le message de données I/NAV avec un débit binaire de $250bit.s^{-1}$.
- une voie pilote (voie C) ne contenant pas de données mais modulée par un code secondaire de 25 chips avec un débit binaire de $250bit.s^{-1}$.

L'expression analytique du signal Galileo E1-b est donc :

$$s(t) = \sqrt{C} \times c^{(k)}(t) \times d^{(k)}(t) \times (\alpha s c_{E1-B,a}(t) + \beta s c_{E1-B,b}(t)) \times e^{(j2\pi f_p t + \theta)}$$
(2.8)

Avec : $-\alpha = \sqrt{\frac{10}{11}}$ et $\beta = \sqrt{\frac{1}{11}}$.

- $sc_{E1-B,a}(t)$: sous-porteuse BOC(1,1).

- $sc_{E1-B,b}(t)$: sous-porteuse BOC(6,1).

Le signal CBOC a été mis au point pour améliorer la robustesse des récepteur Galileo face aux multi-trajets. Dans le cadre d'une application spatiale, les multi-trajets ne sont pas un problème critique. Nous pouvons alors démoduler le signal CBOC comme un BOC(1,1) réduisant ainsi la complexité du récepteur au prix d'une perte de 0.38dB [16].

Densité spectrale de puissance

Pour une sous-porteuse en sinus, la densité spectrale de puissance normalisée en bande de base est [23] (voir figure 2.4):

– Pour $n = \frac{2f_{sc}}{f_c}$ pair :

– Pour $n = \frac{2f_{sc}}{f_c}$ impair :

$$S_{BOC}(f) = f_c \left(\frac{\sin\left(\frac{\pi f}{2f_{sc}}\right)\sin\left(\frac{\pi f}{f_c}\right)}{\pi f \cos\left(\frac{\pi f}{2f_{sc}}\right)} \right)^2$$
(2.9)

$$S_{BOC}(f) = f_c \left(\frac{\sin\left(\frac{\pi f}{2f_{sc}}\right)\cos\left(\frac{\pi f}{f_c}\right)}{\pi f \cos\left(\frac{\pi f}{2f_{sc}}\right)} \right)^2$$
(2.10)

Fonction d'autocorrélation

L'expression de la fonction d'auto-corrélation d'un signal BOC non filtré peut être modélisée par [25] (voir figure 2.5):

$$R_{BOC}(t) = \sum_{k=-n+1}^{n-1} (n-|k|) \left(2.Tri\left(\frac{t}{T_c} - 2k\right) - Tri\left(\frac{t}{T_c} - 2k - 1\right) - Tri\left(\frac{t}{T_c} - 2k + 1\right) \right)$$
(2.11)



FIGURE 2.4 – Densité spectrale de puissance du BOC(1,1)

Entre -1 et +1 chip de déphasage. Avec $Tri\left(\frac{t}{T_c}\right)$, fonction triangle ayant pour support [-Tc,Tc].



FIGURE 2.5 – fonction d'auto-corrélation du BOC(1,1)

2.2 Algorithmes de démodulation

Les signaux GNSS concernés sont des signaux CDMA, la démodulation consiste donc à corréler le signal reçu avec une réplique du code d'étalement générée localement. Le résultat obtenu est alors la fonction d'inter-corrélation. Les différentes étapes de la démodulation consistent donc à rechercher un pic d'inter-corrélation (phase d'acquisition) puis de le poursuivre en mettant à jour les paramètres de fréquence et phase du code (phase de poursuite).



L'acquisition permet, pour un satellite donné, de lever l'indétermination sur la fréquence de modulation reçue et sur la phase du code d'étalement. Il s'agit donc d'une recherche sur 3 dimensions : satellite, fréquence et phase.

FIGURE 2.6 – Acquisition



FIGURE 2.7 – Transition

La transition permet de passer de la phase d'acquisition à celle de poursuite. Il s'agit surtout de lever l'indétermination sur l'instant de transition des bits de données, pour les signaux ne disposant pas de voie pilote (GPS). Il s'agit éventuellement de lever l'ambiguïté sur le pic de la fonction d'inter-corrélation qui a été verrouillé (BOC). Il faut enfin réduire l'erreur des boucles suite à la phase d'acquisition, se rapprochant ainsi du pic d'intercorrélation puis réduire les bandes des boucles de code et de porteuse pour minimiser l'erreur de pseudo-distance. Cette phase a pour support l'algorithme de poursuite dont les paramètres sont mis à jour pour obtenir la convergence vers la solution optimale.



La poursuite permet de suivre les variations de fréquence et de phase par l'emploi de plusieurs corrélateurs qui poursuivent le maximum du pic d'inter-corrélation grâce à plusieurs répliques du code, le plus souvent 3, nommées Early, Prompt et Late (voir Figure 2.3). Cette phase permet de démoduler les messages de navigation des satellites et mesurer les pseudo-distances.

FIGURE 2.8 – Poursuite

2.3 Acquisition

2.3.1 Principe

Le signal reçu est descendu en bande de base, ou en fréquence intermédiaire. Il est affecté d'une porteuse résiduelle du à la vitesse radiale satellite-récepteur, l'effet Doppler. A partir de l'equation 2.2, l'expression du signal numérisé à l'entrée du récepteur est donné par :

$$S_n = \sqrt{PC(n - \tau_n)D(n - \tau_n)e^{j\varphi_n}} + n_n \tag{2.12}$$

Avec :

- n : instant d'échantillonnage.
- -P: puissance du signal reçu.
- $-n_n$: bruit de la chaine de démodulation rapporté à l'entrée du récepteur.
- $-\varphi_n$: phase de la porteuse résiduelle.
- $-\tau_n$: déphasage des signaux dû au temps de propgation entre l'émetteur et le récepteur

En considérant que la vitesse radiale satellite-récepteur est constante entre 2 instants d'échantillonnage, la phase de la porteuse résiduelle est calculée à partir de la fréquence Doppler f_d

$$\varphi_n - \varphi_{n-1} = 2\pi f_d T_s \tag{2.13}$$

$$\varphi_n = \varphi_0 + 2\pi f_d n T_s \tag{2.14}$$

Avec :

 $-T_s$: période d'échantillonnage.

 $-\varphi_0$: phase de la porteuse à l'origine.

En remplaçant φ_n dans l'équation 2.12, l'expression du signal est maintenant :

$$S_n = \sqrt{P}C(n - \tau_n)D(n - \tau_n)e^{j(\varphi_0 + 2\pi f_d n T_s)} + n_n$$
(2.15)

Le but de la phase d'acquisition est de trouver une estimation $\{\hat{f}_d, \hat{\tau}_n\}$ des inconnues $\{f_d, \tau_n\}$. Il existe deux grandes familles d'algorithmes permettant de mener cette recherche : la méthode série, et la méthode parallèle.

Méthode série : La zone d'incertitude en phase et fréquence est divisée en cases de recherche (voir figure 2.9). A chaque case correspond une hypothèse $\{\hat{f}_d, \hat{\tau}_n\}$. Les corrélateurs de la phase de poursuite sont utilisés en boucle ouverte afin de générer une sortie Z_i pour toutes les *i* hypothèses(voir figure 2.10). Le maximum Z_{max} de la fonction d'intercorrélation, constituée de l'ensembles des résultats Z_i pour toutes les hypothèses, est ensuite comparé à un seuil de détection prédéterminé.

les corrélations sont effectuées en 2 étages : une intégration cohérente, suivie par une intégration non cohérente. Le



FIGURE 2.9 – Zone de recherche

nombre d'échantillons nécessaires pour un test est $N1 \times N2 \times N3$. N1 est le nombre d'échantillons par période du code d'étalement, N2 est le nombre de période du code d'étalement sur le temps d'intégration cohérent et N3 est le nombre d'intégrations non cohérentes. Cette méthode a pour avantage d'utiliser les même ressources que l'algorithme



FIGURE 2.10 - Schéma d'acquisition série

de poursuite. En revanche, le temps nécessaire afin de tester toutes les hypothèse peut être très long.

$$T_{aca} = T_s \times Nb_{hup} \times N1 \times N2 \times N3 \tag{2.16}$$

Avec Nb_{hyp} étant le nombre d'hypothèses sur la zone de recherche. Pour un récepteur sol classique :

 $- Nb_{hyp}^{hyp} = 32768$ $- T_s = \frac{1}{2.048 MHz}$ - N1 = 2048- N2 = 2- N3 = 1

Soit $T_s = 65 \ s$ pour la recherche d'un satellite sur l'ensemble de la zone de recherche.

Méthode parallèle : La méthode parallèle utilise la corrélation par FFT. La zone d'incertitude est divisée en cases fréquentielles. Pour chaque case, le signal incident S_n est multiplié par une porteuse de fréquence \hat{f}_d . La recherche en phase du code d'étalement C est effectuée directement par la corrélation par FFT. L'intégration cohérente est faite sur la durée d'une FFT, soit une pseudo-période du code d'étalement. L'intégration non cohérente est la somme des modules des FFT.

$$Z_{coh}(\hat{f}_d) = fft^{-1} \left(fft \left(S \times e^{-j2\pi f_d} \right) \times fft^{\times}(C) \right)$$
(2.17)

$$Z_{noncoh}(\hat{f}_d) = \sum_{l=1}^{N3} \left| Z_{coh}(\hat{f}_d) \right|^2$$
(2.18)

Elle nécessite des ressources supplémentaires mais est beaucoup plus rapide d'exécution car elle économise beaucoup d'opérations grâce à l'algorithme de la FFT.

2.3.2 Algorithme proposé

2.3.3 Stratégie d'acquisition

2.4 Poursuite

- 2.4.1 Principe
- 2.4.2 Optimisation des boucles

Bande du filtre FPLL

Détection de l'instant de transition

2.5 Localisation (OPTION)

- 2.5.1 Principe
- 2.5.2 Pseudo-distances
- 2.5.3 Temps
- 2.5.4 Localisation

Chapitre 3

Méthodologie de conception

3.1 Codesign

- 3.2 System On Chip
- 3.3 Méthodologie : état de l'art
- 3.3.1 Méthodologie en Y
- 3.3.2 Langage de développement
- 3.3.3 Stratégie d'acquisition
- 3.4 Méthodologei choisie

Chapitre 4

Implémentation et retour d'expérience

4.1 Etude algorithmique et validation

4.1.1 GPS

Signal

Densité spectrale de puissance

Fonction d'autocorrélation

4.1.2 Galileo

Signal

Densité spectrale de puissance

Fonction d'autocorrélation

4.2 Modèle PV/SoC

4.3 Modèle PVT/SoC

- 4.3.1 Principe
- 4.3.2 Algorithme proposé
- 4.3.3 Stratégie d'acquisition

4.4 Poursuite

- 4.4.1 Principe
- 4.4.2 Optimisation des boucles

Bande du filtre FPLL

Détection de l'instant de transition

Conclusion

Table des figures

1.1	Incertitude de mesure de la position d'un satellite géostationnaire	5
1.2	Satellite application en orbite basse	8
1.3	Satellite application en orbite haute	8
1.4	Géométrie pour la réception d'un signal GNSS par un satellite GEO	9
1.5	Gain d'antenne GPS en bande L1	11
1.6	Diagrammes d'antennes (gain 10dBi) de réception GEO	13
1.7	Distance Satellite-Utilisateur	15
1.8	Température équivalente en bruit d'une source	17
1.9	Modélisation en bruit d'une chaine de mesure quelconque	17
1.10	Modélisation en bruit d'une chaine de réception	17
1.11	Déviation standard de l'erreur en distance en fonction du C/N0	27
1.12	disponibilité de service pour Meteosat9	28
1.13	disponibilité de service pour Intelsat9	28
1.14	Durée de la visibilité, seuil de 28 dB.Hz	29
1.15	Durée de la visibilité, seuil de 29 dB.Hz	29
1.16	Durée de la visibilité, seuil de 30 dB.Hz	29
1.17	Comparaison de la durée des plages de visibilité pour Meteosat9	29
1.18	C/N0 pour Meteosat9	30
1.19	Skyplot de Meteosat9 pour les constellations GPS et Galileo, seuil de 29 dB.Hz	31
1.20	Skyplot de Meteosat9 pour les constellations GPS et Galileo, seuil de 30 dB.Hz	31
1.21	Skyplot de Meteosat9 pour les constellations GPS et Galileo, seuil de 31 dB.Hz	31
1.22	Nombre de satellites visibles de Meteosat9, seuil de 29 dB.Hz	32
1.23	95% du GDOP de Meteosat9	32
1.24	95% du GDOP de Meteosat9, comparaison aux mêmes instants	32
1.25	Evolution du GDOP dans le temps pour Meteosat9, seuil de 29 dB.Hz	33
1.26	Comparaison des GDOP pour différents seuil d'acquisition pour Meteosat9, récepteur multi-constellation	is 33
1.27	Comparaison HDOP-VDOP pour un seuil de 28 dB.Hz	34
1.28	Comparaison HDOP-VDOP pour un seuil de 29 dB.Hz	34
1.29	Intercorrélation entre le HDOP et le VDOP, MeteoSat9, récepteur GPS+Galileo	34
1.30	Comparaison HDOP-VDOP pour un seuil de 29 dB.Hz	35
1.31	95% du GDOP de Intelsat9	35
1.32	95% du GDOP de Intelsat9, comparaison aux mêmes instants	35
1.33	Probabilité cumulée de l'erreur en distance pour un seuil de 28dB.Hz.	37
1.34	Probabilité cumulée de l'erreur en distance pour un récepteur GPS+Galileo et pour plusieurs seuils	37
1.35	Représentation en 3D de l'erreur sur la position sur 48 h	38
1.36	Plage de Doppler pour Meteosat9, récepteur GPS+Galileo	38
1.37	Variation du Doppler pour Meteosat9, récepteur GPS+Galileo	39
1.38	Disponibilité de service pour Intelsat9	39
1.39	Durée de la visibilité pour Intelsat9, seuil de 28 dB.Hz	40
1.40	Nombre de satellites visibles depuis Intelsat9, seuil de 28 dB.Hz	40
1.41	95% du GDOP pour Intelsat9	40
1.42	Probabilité cumulée de l'erreur en distance pour un seuil de 28 dB.Hz, Intelsat9	41
1.43	Nombre de satellites visibles depuis l'ISS, seuil de 36 dB.Hz	42
1.44	95% du GDOP pour Hete2	42
1.45	Evolution du GDOP dans le temps pour Hete2, seuil de 36 dB.Hz	43

1.46	Comparaison HDOP VDOP pour Hete2, pour un seuil de 36 dB.Hz 43
2.1	Densité spectrale de puissance du BPSK-R(1)
2.2	Auto-corrélation d'un code GPS
2.3	Détail du pic d'auto-corrélation
2.4	Densité spectrale de puissance du BOC(1,1)
2.5	fonction d'auto-corrélation du BOC(1,1)
2.6	Acquisition
2.7	Transition
2.8	Poursuite
2.9	Zone de recherche
2.10	Schéma d'acquisition série

Liste des tableaux

1.1	Gain maximum en fonction de la bande	12
1.2	Puissance minimale reçue	13
1.3	Conditions de mesure de la puissance reçue	13
1.4	Bilan de liaison d'un satellite Block IIA	15
1.5	Scenarii des récepteurs	21
1.6	UERE typique d'un récepteur GPS	22
1.7	UERE d'un récepteur GPS sur orbite	23
1.8	Comparaison des paramètres DOP pour un récepteur GPS+Galileo	32
1.9	Comparaison des erreurs probables à 95% pour un récepteur GPS+Galileo	36
1.10	Comparaison des erreurs probables à 99% pour un récepteur GPS+Galileo	36

Bibliographie

- [1] Two lines elements: http://celestrak.com/NORAD/elements/.
- [2] United states naval observatory: ftp://tycho.usno.navy.mil/pub/gps/gpstd.txt et ftp:// tycho.usno.navy.mil/pub/gps/gpsb2.txt.
- [3] http://bgi.cnes.fr:8100/cdrom-00b2////ceos1/satellit/spotsys/spot4/fr/ thermic.htm.
- [4] Techniques et Technologies des Véhicules Spatiaux, volume 1. Cepadues-Editions, 1998.
- [5] Navstar GPS Space Segment/User Segment L5 Interfaces, ICD-GPS-705. 2005.
- [6] Navstar GPS Space Segment/Navigation User Segment Interface Control Document, ICD-GPS-200D-001. 2006.
- [7] Navstar GPS Space Segment/User Segment L1C Interfaces, ICD-GPS-800. 2008.
- [8] B. Chibout, C. Macabiau, A-C. Escher, L. Ries, J-L. Issler, S. Corazza, and M. Bousquet. Investigation of new processing techniques for geostationary satellite positioning. In *Proceedings of the 2006 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, pages 250–259, 2006.
- [9] F. Czopek and S. Shollenberger. Description and performance of the gps block I and II L-band antenna and link budget. In *Proceedings of the 6th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 1993)*, pages 37–43, 1993.
- [10] Kaplan Elliot D. Understanding GPS, Principles and applications. Artech House, 2nd edition, 2006.
- [11] A. Dion, V. Calmettes, and E. Boutillon. Reconfigurable gps-galileo receiver for satellite based applications. In *Proceedings of the 2007 International Technical Meeting of The Institute of Navigation*, pages 2448–2458, 2007.
- [12] C. Edgard, D. Goldstein, and P. Bentley. Current constellation gps satellite ground received signal power measurements. In *Proceedings of the 2002 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, pages 948–954, 2002.
- [13] S. Fisher and K. Ghassemi. Gps iif the next generation. In *Proceedings of the IEEE*, volume 87, pages 24–47, 1999.
- [14] M. Grondin, J-L. Issler, M.C. Charmeau, A. Lamy, D. Laurichesse, P. Raizonville, M-A. Clair, T. Cussac, C. Mehlen, C. Boyer, N. Wilhelm, and H. Favaro. TOPSTAR 3000 GPS receiver on board DEMETER micro-satellite : Results of the first year in orbit successful operation. In *Proceedings of the 2006 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, pages 244–249, 2006.
- [15] European GNSS Supervisory Authrity (GSA). Galileo Open Service Signal in Space Interface Control Document, OS SIS ICD, Draft 1. 2008.
- [16] N. Hoult, L.E. Aguado, and R. Crescimbeni. Performance comparison of tmboc and cboc signals. In *Proceedings* of CNES workshop on Galileo signals and signal processing, 2006.
- [17] J.D. Kronman. Experience using gps for orbit determination of a geosynchronous satellite. In Proceedings of the 13th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2000), pages 1622–1626, 2000.
- [18] D. Laurichesse and C. Mehlen. Real-time geo orbit determination using topstar 3000 gps receiver. NAVIGATION, 48(3):169–180, 2001.
- [19] G. Maral and M. Bousquet. Satellite communication system. John Wiley and sons ltd, 4th edition, 2002.
- [20] M. Moreau. *GPS receiver architecture for autonomous navigation in high earth orbit.* PhD thesis, University of Colorado, 2001.
- [21] M. Moreau, E. Davis, J.R. Carpenter, D. Kelbel, G. Davis, and P. Axelrad. Results from the GPS flight experiment on the high earth orbit AMSAT OSCAR-40 spacecraft. In *Proceedings of the 15th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2002)*, pages 122–133, 2002.

- [22] B. W. Parkinson and J. J. Jr. Spilker. *Global Positionning System : Theory and Applications*, volume 1. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1996.
- [23] E. Rebeyrol, C. Macabiau, L. Lestarquit, L. Ries, J-L. Issler, M-L. Boucheret, and M. Bousquet. Boc power spectrum densities. In *Proceedings of the 2005 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, pages 769–778, 2005.
- [24] E. M. Soop. Handbook of geostationnary orbits. Kluwer Academic Publisher, 1994.
- [25] J.O. Winkel. *Modeling and simulating GNSS signal structure and receiver*. PhD thesis, Universitat der Bundeswehr, 2000.
- [26] P. Zentgraf. Preparing the gps experiment for the small GEO mission. In *Proceedings of the 33rd Annual American Astronautical Society Guidance and Control conference*, 2010.

Glossary

C/N0 Rapport entre la puissance de la porteuse et la densité spectrale du bruit. 20, 22, 23, 26–28, 30, 42 D Diamètre de l'antenne d'émission. 12

 $\alpha\,$ Elévation du satellite au dessus de l'horizon. 14

CEP Circular Error Probable. 26 **CNES** Centre National d'Etudes Spatiales. 6

 D_{SU} Distance Satellite-Utilisateur. 14

ESA European Space Agency. 6

 γ Angle de dépointage. 14 **GDOP** Geometrical Dilution Of Precision. 22, 24–27, 30–32, 34, 39, 42, 43 G_e Gain de l'antenne d'émission. 10 GEO Geosynchronous Earth Orbit. 6, 9, 11, 12, 16, 18, 19, 23, 25–28, 31, 36, 37, 42 GLONASS GLObalnaïa NAvigatsionnaïa Spoutnikovaïa Sistéma. 8 Gmax Gain maximum de l'antenne de réception. 12 **GNSS** Global Navigation Satellite System. 1, 3, 4, 7–13, 21, 22, 25–28, 30, 38, 42 GPS Global Positionning System. 3, 6–11, 13–16, 21, 22, 28, 30–32, 34–36, 38, 42, 43, 54 G_r Gain de l'antenne de réception. 10 **GSFC** Goddard Space Flight Center. 6 HDOP Horizontal Dilution Of Precision. 25, 26, 31, 32, 34 HEO Highly Elliptical Orbit. 9 **IOV** In Orbit Validation. 7 ISAE Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace. 20 **ISS** International Space Station. 21 Latm Atténuation atmosphérique. 10 LEO Low Earth Orbit. 8, 9, 13, 19, 21, 23, 26, 27, 42 L_{FS} Atténuation de la propagation en espace libre. 10 LNA Low Noise Amplifier. 17, 18, 20 L_{pol} Atténuation de polarisation. 10

 L_{rec} Atténuation due au récepteur. 10

 L_t Pertes de la liaison Radio-fréquence. 10

MEO Medium Earth Orbit. 8

nadir Point de la sphère céleste représentatif de la verticale descendante. 25, 33

NORAD North American Aerospace Defense Command. 20, 21 P_e Puissance fournie à l'antenne d'émission. 10, 14–16, 20

PIRE Puissance Isotrope Rayonnée Equivalente. 16

PPS Precise Positioning System. 22, 23

RF Radio-Fréquence. 10, 20–23, 38 R_{GPS} Demi-grand axe de l'orbite du satellite GPS. 14 **RHCP** Righ Hand Circulary Polarized. 10, 12, 13, 15 ρ Angle apparent d'une source radio vue par une antenne de réception. 18 **RSS** Root Sum Square. 22

SEP Spherical Error Probable. 26, 27Skyplot Diagramme des trajectoires des émetteurs vues depuis l'antenne du récepteur. 30SPS Simple Positioning System. 22, 23

 T_a Température de bruit de l'antenne de réception. 17 **TAS** Thales Alenia Space. 10 θ_{3dB} Ouverture angulaire du lobe principal de l'antenne. 12 **TLEs** Two Line Element Sets. 20, 21

UERE User Equivalent Range Error. 22, 25, 26UMRP User Minimum Required Power. 13, 14USNO United states Naval Observatory. 21

VDOP Vertical Dilution Of Precision. 25, 31, 32, 34