

## TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION .....	1
CHAPITRE 1 PRÉSENTATION DU SUJET DE RECHERCHE .....	3
1.1 Mise en contexte de l'avancement du GNSS.....	3
1.2 Motivation de l'utilisation des nouveaux signaux GNSS.....	5
1.3 Objectifs du mémoire.....	10
1.4 Contributions générales .....	11
CHAPITRE 2 STATUT DES SYSTÈMES DE POSITIONNEMENT PAR SATELLITES .....	12
2.1 Nouveaux systèmes en déploiement (Galileo et Compass) .....	12
2.1.1 Système de l'Union Européenne Galileo.....	12
2.1.2 Système de la République Populaire de Chine Compass.....	14
2.2 Système mondial de positionnement par satellites américain (GPS).....	15
2.2.1 Présentation du système GPS.....	15
2.2.2 Présentation des signaux civils GPS actuels.....	15
2.2.3 Présentation des différents satellites GPS.....	18
2.3 Système mondial de positionnement par satellites russe (GLONASS).....	19
2.3.1 Présentation du système GLONASS .....	19
2.3.2 Présentation des signaux GLONASS.....	20
2.3.3 Présentation des différents satellites GLONASS.....	21
2.4 Système régional d'augmentation de précision du GPS (SBAS) .....	22
2.4.1 Présentation du système SBAS.....	22
2.4.2 Présentation des signaux SBAS .....	24
2.4.3 Bref historique et présentation des différents satellites SBAS .....	25
2.5 Compatibilité et interopérabilité des systèmes GNSS .....	27
2.5.1 Analyse de l'interopérabilité des fréquences .....	28
2.5.2 Analyse de l'interopérabilité des modulations.....	29
2.5.3 Analyse de l'interopérabilité des structures des messages de navigation.....	31
2.5.4 Analyse de l'interopérabilité des références temporelles et géographiques .	31
2.6 Conclusion du statut des systèmes de positionnement par satellites .....	32
CHAPITRE 3 MISE EN ŒUVRE D'UN CANAL DE DÉMODULATION BPSK.....	34
3.1 Considérations relativement à l'antenne d'un récepteur GNSS .....	35
3.2 Tête de réception radio-fréquence (RF) et échantillonnage du signal IF.....	36
3.3 Analyse du module de démodulation IF .....	41
3.3.1 Vérification de la consigne de la boucle à verrouillage de phase (PLL) .....	47
3.3.2 Vérification de la consigne de la boucle à verrouillage de délai (DLL).....	50
3.3.3 Implémentation des générateurs de code d'étalement en bloc mémoire .....	51

3.3.4	Validation du registre à décalage de la DLL .....	52
3.3.5	Mise en œuvre d'un mécanisme de contrôle des canaux BPSK.....	54
3.4	Analyse de l'acquisition d'un signal GNSS.....	56
3.5	Analyse de la poursuite d'un signal GNSS.....	61
3.6	Analyse du calcul de la solution de navigation.....	64
3.6.1	Calcul des mesures d'observation GNSS .....	64
3.6.2	Équations pour le calcul de la solution de navigation.....	67
3.7	Résultats préliminaires du canal BPSK .....	70
3.8	Conclusion de la mise en œuvre d'un canal de démodulation BPSK.....	72
CHAPITRE 4 ANALYSE DES SOURCES D'ERREURS D'UN RÉCEPTEUR GNSS ....		73
4.1	Introduction.....	73
4.2	Méthodologie pour la prise des mesures présentées .....	74
4.2.1	Performance du récepteur dans un environnement simulé sans erreur.....	74
4.2.2	Performance du récepteur dans un environnement réel.....	77
4.2.3	Calcul de la solution de navigation via Matlab en post-traitement.....	79
4.3	Erreurs liées à la géométrie de la constellation de satellites visibles.....	81
4.3.1	Principe de la dilution de précision.....	82
4.3.2	Valeur généralement observée des facteurs géométriques .....	86
4.3.3	Mesure des différents facteurs géométriques de dilution de précision.....	87
4.3.4	Impact de la géométrie sur la solution de navigation .....	89
4.4	Erreur liée à l'estimation de la position des satellites.....	94
4.4.1	Estimation de la position des satellites .....	95
4.4.2	Impact d'une mauvaise estimation de la position des satellites sur la solution de navigation.....	96
4.4.3	Analyse comparative du modèle d'estimation de la position des satellites	100
4.5	Erreur liée à la précision des horloges .....	101
4.5.1	Précision et synchronisation des horloges des satellites.....	102
4.5.2	Impact de l'erreur de synchronisation d'horloges des satellites sur la solution de navigation.....	104
4.5.3	Analyse comparative du modèle de synchronisation d'horloges.....	107
4.6	Erreurs liées aux délais atmosphériques .....	108
4.6.1	Délai troposphérique.....	109
4.6.2	Impact de la correction troposphérique sur la solution de navigation .....	111
4.6.3	Analyse comparative du modèle de correction du délai troposphérique ....	113
4.6.4	Concept et analyse du délai ionosphérique.....	114
4.6.5	Impact de la correction ionosphérique initiale sur la solution de navigation.....	116
4.6.6	Analyse comparative du modèle de correction du délai ionosphérique .....	118
4.7	Analyse des erreurs liées au récepteur .....	119
4.7.1	Analyse comparative des erreurs du récepteur .....	120
4.8	Analyse de l'erreur liée aux multitrajets.....	123
4.8.1	Impact des multitrajets sur la solution de navigation.....	126
4.9	Analyse des erreurs liées aux modèles de représentation géodésique .....	127
4.9.1	Analyse comparative du modèle géopotential EGM96 .....	129

4.10	Analyse de l'implémentation du filtre étendu de Kalman .....	130
4.11	Conclusion de l'analyse des erreurs d'un récepteur GNSS .....	132
CHAPITRE 5 MISE EN ŒUVRE D'UNE SOLUTION SBAS .....		133
5.1	Concepts essentiels du SBAS .....	133
5.1.1	Architecture du système SBAS.....	134
5.1.2	Performance du système SBAS (précision et intégrité).....	137
5.1.3	Structure, type et validité des messages SBAS.....	139
5.2	Acquisition, poursuite et synchronisation du signal SBAS L1 .....	142
5.3	Correction des erreurs de transmission via l'encodage convolutionnel.....	144
5.3.1	Structure du code convolutionnel .....	144
5.3.2	Principe du décodeur de Viterbi .....	146
5.3.3	Analyse de performance du codage/décodage du signal SBAS L1 .....	147
5.3.4	Implémentation d'un décodeur de Viterbi .....	148
5.4	Décodage en temps réel des messages SBAS.....	151
5.4.1	Synchronisation à un patron de symbole .....	152
5.4.2	Décodage du message .....	154
5.4.3	Validation du préambule.....	154
5.4.4	Détection des erreurs via un code de redondance cyclique .....	155
5.5	Implémentation d'un gestionnaire de message SBAS en temps réel.....	157
5.5.1	Utilisation du masque PRN (message 1) .....	158
5.5.2	Utilisation des corrections lentes (messages 24-25) .....	158
5.5.3	Utilisation des corrections rapides (messages 2 à 5, 24) .....	163
5.5.4	Utilisation des corrections ionosphériques (messages 18, 26).....	166
5.5.5	Dégradation des corrections SBAS (messages 7, 10).....	178
5.5.6	Messages d'intégrités SBAS (messages 2-6, 10, 24, 26, 28).....	178
5.5.7	Matrice de confiance SBAS.....	183
5.6	Mise en œuvre d'un algorithme de lissage à l'aide de la porteuse .....	185
5.7	Conclusion de la mise en œuvre d'une solution SBAS .....	188
CHAPITRE 6 ANALYSE DES RÉSULTATS DU RÉCEPTEUR SBAS-GNSS .....		190
6.1	Présentation du montage des antennes.....	191
6.2	Présentation des performances du récepteur DL-4plus de Novatel .....	193
6.3	Analyse des résultats du nouveau canal BPSK.....	195
6.3.1	Analyse des performances du nouveau canal BPSK en mode GPS L1 C/A .....	195
6.3.2	Vérification du mécanisme de mesure du SNR .....	196
6.3.3	Vérification du temps de démarrage en environnement réel .....	198
6.3.4	Vérification de la solution de navigation avec une position statique.....	199
6.3.5	Analyse des performances du canal BPSK en mode GLONASS L1-L2....	202
6.3.6	Analyse des performances du canal BPSK en mode GPS L2C.....	203
6.3.7	Analyse des performances du canal BPSK en mode WAAS L5 .....	205
6.4	Analyse des performances du canal BPSK en mode SBAS L1 .....	206
6.4.1	Temps d'acquisition du premier message valide .....	206
6.4.2	Pourcentage de messages valides reçus .....	207

6.4.3	Temps d'acquisition des corrections lentes et des corrections ionosphériques .....	208
6.4.4	Amélioration du nombre de satellites lors du démarrage .....	210
6.5	Validation et analyse de l'algorithme de lissage par la porteuse .....	211
6.6	Évaluation de l'influence des corrections SBAS L1 .....	214
6.6.1	Analyse de l'impact des corrections rapides .....	214
6.6.2	Analyse de l'impact des corrections lentes .....	216
6.6.3	Analyse de l'impact des corrections ionosphériques .....	219
6.6.4	Impact des corrections ionosphériques de nuit .....	220
6.6.5	Impact des corrections ionosphériques de jour .....	222
6.7	Analyse de la solution SBAS avec corrections rapides et lentes combinées .....	224
6.8	Analyse de la solution SBAS avec corrections lentes et ionosphériques combinées .....	226
6.8.1	Comparaison de la solution SBAS implémentée à une solution sans modification .....	227
6.8.2	Comparaison de la solution SBAS complète à une solution avec lissage ..	229
6.9	Évaluation de l'influence des mesures d'intégrités .....	232
6.10	Analyse des performances des canaux BPSK dans un environnement simulé sans erreur et sans algorithme de lissage .....	233
6.11	Analyse des performances des canaux BPSK dans un environnement simulé sans erreur et avec algorithme de lissage .....	236
6.12	Analyse de l'impact de la sélection d'antenne sur les performances du récepteur SBAS-GNSS .....	237
6.13	Analyse des performances du récepteur SBAS-GNSS dans un environnement en dynamique .....	239
6.14	Conclusion de l'analyse des résultats .....	245
	CONCLUSION .....	249
	RECOMMANDATIONS .....	251
ANNEXE I	STRUCTURE DES CODES MÉMOIRES DU RÉCEPTEUR SBAS-GNSS .....	254
ANNEXE II	CALCUL DE PERFORMANCE D'UNE SOLUTION DE NAVIGATION .....	257
II.1	Performance d'une solution de navigation .....	257
II.2	Exactitude et précision des mesures .....	257
II.2.1	Quantification de la performance d'une solution de navigation .....	258
II.2.2	Distance moyenne quadratique (DRMS) .....	258
II.2.3	Erreur circulaire probable (CEP) .....	259
II.2.4	Distribution Gaussienne .....	260
ANNEXE III	ANALYSE DE L'IMPACT DU MODÈLE KLOBUCHAR SUR LA SOLUTION DE NAVIGATION EN TEMPS RÉEL .....	262

ANNEXE IV	QUANTIFICATION DU BRUIT DES MESURES DE PSEUDO-DISTANCES.....	264
ANNEXE V	CONFIGURATION DU RÉCEPTEUR NOVATEL DL-4PLUS.....	268
V.1	L1/L2 sans lissage de la porteuse.....	268
V.2	L1/L2 avec lissage de la porteuse .....	269
V.3	L1/L2 avec lissage de la porteuse et corrections SBAS .....	271
	LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....	273

## LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1	Fréquence et modulation des signaux GNSS civils gratuits .....5
Tableau 1.2	Comparaison des signaux SBAS-GNSS considérés dans ce mémoire .....10
Tableau 2.1	Résumé de la constellation SBAS actuelle (2010) .....26
Tableau 2.2	Fréquence et largeur de bande des signaux GNSS civils gratuits.....29
Tableau 2.3	Types de modulation des signaux GNSS civils gratuits .....30
Tableau 2.4	Types de structure des messages de navigation des signaux GNSS.....31
Tableau 2.5	Références temporelles et géographiques des systèmes du GNSS .....32
Tableau 3.1	Division du spectre fréquentiel GNSS sur trois bandes.....39
Tableau 3.2	Longueur d'onde des signaux SBAS-GNSS et nombre minimal de bits du NCO associé.....49
Tableau 3.3	Consommation de la mémoire pour des blocs mémoires GNSS .....51
Tableau 3.4	Résolution et espacement maximal des corrélateurs .....54
Tableau 3.5	Allocation de la mémoire pour le mécanisme de contrôle des canaux BPSK.....55
Tableau 3.6	Impact de la sélection de l'horloge de référence sur l'acquisition.....57
Tableau 3.7	Temps de recherche maximal ( $\Delta F = 500\text{Hz}$ et $D_{\text{max}} = \pm 4\text{kHz}$ ).....61
Tableau 3.8	Espacement des corrélateurs lors des phases d'acquisition et de recherche .....64
Tableau 3.9	Longueur d'onde des porteuses des signaux GNSS .....65
Tableau 3.10	Longueur d'une bribe du code d'étalement des signaux GNSS .....66
Tableau 3.11	Paramètres des signaux tests COMPASS B1 et COMPASS B2 .....72
Tableau 4.1	Erreur de positionnement dans un environnement sans erreur .....77
Tableau 4.2	Erreur de positionnement dans un environnement réel.....79

Tableau 4.3	Percentile des facteurs géométriques observés le 20 juillet 2007 à Washington .....	87
Tableau 4.4	Percentile des facteurs géométriques utilisés pour la solution de navigation les 08-09 janvier 2009 à l'ÉTS .....	89
Tableau 4.5	Erreurs de positionnement dues à la géométrie des satellites pour les trois scénarios.....	94
Tableau 4.6	Erreur de positionnement due à une mauvaise estimation de la position des satellites .....	99
Tableau 4.7	Erreur de positionnement due à une mauvaise synchronisation d'horloges des satellites .....	106
Tableau 4.8	Erreur de positionnement due aux délais troposphériques non corrigés.....	112
Tableau 4.9	Erreur de positionnement due aux délais ionosphériques.....	118
Tableau 4.10	Erreur de positionnement due aux multitrajets .....	127
Tableau 4.11	Résumé des valeurs nominales des erreurs de mesure de pseudo-distance sur le récepteur.....	132
Tableau 5.1	Types de message SBAS .....	140
Tableau 5.2	Intervalles de transmission et période de validité des messages SBAS.....	141
Tableau 5.3	Paramètres du codeur convolutionnel pour SBAS L1 .....	145
Tableau 5.4	Probabilité de correction d'erreur du signal SBAS L1 .....	148
Tableau 5.5	Liste des patrons de synchronisation SBAS .....	153
Tableau 5.6	Masque PRN de SBAS .....	158
Tableau 5.7	Nouvelle table de correspondance des UDREI des messages 2-6, 24.....	181
Tableau 5.8	Nouvelle table de correspondance des GIVEI des messages 26.....	182
Tableau 6.1	Types et emplacements des antennes GNSS sur le toit de l'ÉTS.....	191
Tableau 6.2	Performances du récepteur DL-4plus tirées des spécifications de Novatel.....	193
Tableau 6.3	Comparaison de la puissance mesurée par les canaux BPSK du récepteur SBAS-GNSS et par le récepteur DL-4plus de Novatel .....	197

Tableau 6.4	Mesures du temps de démarrage du récepteur SBAS-GNSS avec les canaux BPSK .....	199
Tableau 6.5	Comparaison des erreurs de positionnement moyennes et écart-type lors des tests statiques .....	201
Tableau 6.6	Mesures du temps d'acquisition du premier message SBAS.....	207
Tableau 6.7	Temps d'acquisition des corrections SBAS.....	210
Tableau 6.8	Comparaison du nombre de satellites au démarrage à froid du récepteur SBAS-GNSS.....	211
Tableau 6.9	Comparaison des erreurs de positionnement moyennes et écart-type lors des tests en dynamique.....	245
Tableau 6.10	Résumé des performances des corrections SBAS pour des scénarios statiques.....	247

## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1	Nombre de satellites GPS visibles sur le globe pour un masque d'élévation de $10^{\circ}$ . .....8
Figure 1.2	Nombre de satellites GNSS visibles sur le globe pour un masque d'élévation de $10^{\circ}$ . .....8
Figure 2.1	Zone de couverture des systèmes SBAS.....23
Figure 3.1	Schéma de la tête RF développée lors des travaux du récepteur hybride GPS-Galileo. ....37
Figure 3.2	Spectre électromagnétique des bandes GNSS. ....38
Figure 3.3	Schéma des connectivités du matériel. ....40
Figure 3.4	Architecture d'un canal de démodulation GPS L1 C/A.....42
Figure 3.5	Architecture d'un canal de démodulation Giove-A E1b.....43
Figure 3.6	Architecture du segment démodulation du récepteur hybride GPS-Galileo..44
Figure 3.7	Architecture logicielle du récepteur hybride GPS-Galileo. ....45
Figure 3.8	Architecture générale adaptée du segment démodulation du récepteur logiciel SBAS-GNSS.....46
Figure 3.9	Architecture logicielle adaptée du récepteur SBAS-GNSS.....47
Figure 3.10	Diagramme bloc des corrélateurs à espacement variable. ....53
Figure 3.11	Mécanisme de contrôle des canaux sur PC et mécanisme de contrôle des canaux sur le MicroBlaze.....56
Figure 3.12	Auto-corrélation du signal GPS L1 C/A et SBAS L5 représentées sur une fenêtre de 1 ms pour un Doppler de 0 Hz. ....58
Figure 3.13	Auto-corrélation du signal GPS L1 C/A et SBAS L5 représentées sur une fenêtre de 0,140 ms pour un Doppler de 0 Hz. ....59
Figure 3.14	Espace de recherche lors de la phase d'acquisition. ....60
Figure 3.15	Mécanisme de réduction de l'espacement des corrélateurs lors de la poursuite initiale des signaux GNSS.....62

Figure 3.16	Problématique d'espacement des corrélateurs réduits à la phase initiale de poursuite.....	63
Figure 3.17	Système d'axes selon la norme WGS-84.....	69
Figure 3.18	Pics d'auto-corrélation des signaux GLONASS L1, GLONASS L2 et d'un satellite test de la constellation Compass.....	71
Figure 4.1	Distribution horizontale du test d'une heure avec un simulateur Spirent dans un environnement sans erreur à N 45° 29'00'', W 73° 33'00'', 0,0m...75	
Figure 4.2	Distribution verticale du test d'une heure avec un simulateur Spirent dans un environnement sans erreur à N 45° 29'00'', W 73° 33'00'', 0,0m.....	76
Figure 4.3	Distribution horizontale du test d'une heure avec les signaux réels réalisé le 18 décembre 2008 à l'ÉTS.....	78
Figure 4.4	Distribution verticale du test d'une heure avec les signaux réels réalisé le 18 décembre 2008 à l'ÉTS.....	78
Figure 4.5	Distribution horizontale de la solution en temps réel versus la solution en post-traitement via Matlab.....	80
Figure 4.6	Distribution verticale de la solution en temps réel versus la solution via Matlab.....	81
Figure 4.7	Précision de positionnement dépendant de la géométrie de la constellation de satellites visibles occasionnée par les erreurs de mesures de distances....	82
Figure 4.8	Influence de la géométrie de la constellation de satellites visibles sur l'incertitude de précision.....	83
Figure 4.9	Nombre de satellites utilisés pour la solution de navigation (haut) et Valeurs des facteurs géométriques correspondants (bas) pour un récepteur situé à l'ETS les 08-09 janvier 2009.....	88
Figure 4.10	Satellites visibles lors des prises de mesure dans un environnement réel avec un masque d'élévation de 5°.....	90
Figure 4.11	Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droite) lors du test dans un environnement réel.....	90
Figure 4.12	Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droite) lors d'une mauvaise géométrie sur l'axe nord-sud (scénario 1). ....	91
Figure 4.13	Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droite) lors d'une mauvaise géométrie sur l'axe est-ouest (scénario 2). ....	92

Figure 4.14	Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droites) lors d'une bonne géométrie sur les axes verticaux (scénario 3).....	93
Figure 4.15	Satellites visibles lors de la simulation dans un environnement sans erreur avec un masque d'élévation de 5° .....	97
Figure 4.16	Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droites) lors de la simulation dans un environnement simulé sans erreur. ...	97
Figure 4.17	Distribution des biais simulés sur les mesures de positions des satellites. ...	98
Figure 4.18	Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droite) avec les mesures de positions des satellites biaisés. ....	99
Figure 4.19	Comparaison de l'estimation de la position des satellites entre le récepteur du GRN et le récepteur DL-4 de Novatel. ....	101
Figure 4.20	Exemple d'une erreur d'horloge modélisée selon un modèle complexe. ...	104
Figure 4.21	Erreur de synchronisation d'horloge modélisée selon un modèle simple...	105
Figure 4.22	Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droite) avec une mauvaise synchronisation d'horloge des satellites simulés. ....	106
Figure 4.23	Comparaison des corrections d'horloges des satellites entre le récepteur du GRN et le récepteur DL-4plus de Novatel.....	108
Figure 4.24	Représentation des couches de l'atmosphère.....	109
Figure 4.25	Distribution horizontale de la solution avec et sans les corrections troposphériques. ....	112
Figure 4.26	Comparaison des corrections troposphériques entre le récepteur du GRN et le récepteur DL-4plus de Novatel. ....	114
Figure 4.27	Distribution horizontale de la solution avec et sans corrections ionosphériques. ....	117
Figure 4.28	Comparaison des corrections ionosphériques provenant du modèle Klobuchar entre le récepteur du GRN et le récepteur DL-4plus de Novatel.....	119
Figure 4.29	Erreur résiduelle en simple différence sur le PRN 12.....	122
Figure 4.30	Erreur résiduelle en simple différence de deux récepteurs Novatel DL-4plus. ....	123

Figure 4.31	Effet de deux multitrajets sur le pic de corrélation GPS L1 C/A dans une simulation sans bruit avec une largeur de bande infinie. ....	124
Figure 4.32	Distribution horizontale de la solution de navigation affectée par du multitrajet simulé. ....	126
Figure 4.33	Système d'axe selon la norme WGS-84 et représentation selon la latitude $\Phi$ , longitude $\lambda$ et altitude $a$ . ....	128
Figure 4.34	Différence de hauteur du niveau de la mer (EGM96). ....	129
Figure 4.35	Comparaison du modèle géopotential EGM96 utilisé par le récepteur du GRN et par celui de Novatel. ....	130
Figure 4.36	Comparaison d'une solution de navigation LMS versus un filtre de Kalman. ....	131
Figure 5.1	Architecture du système WAAS. ....	135
Figure 5.2	Architecture du système EGNOS. ....	136
Figure 5.3	Architecture du système MSAS. ....	137
Figure 5.4	Protection cylindrique de l'intégrité SBAS. ....	138
Figure 5.5	Structure d'une trame SBAS. ....	139
Figure 5.6	Messages SBAS reçus du système WAAS le 22 décembre 2009. ....	142
Figure 5.7	Messages de navigation SBAS L1 vs. GPS L1 C/A. ....	143
Figure 5.8	Codeur convolutionnel pour SBAS L1. ....	145
Figure 5.9	Diagramme en treillis d'un codeur convolutionnel. ....	146
Figure 5.10	Structure de simulation du codage/décodage d'un message SBAS L1. ....	147
Figure 5.11	Charge sur le processeur du récepteur SBAS-GNSS sans décodeur de Viterbi. ....	149
Figure 5.12	Charge sur le processeur du récepteur SBAS-GNSS avec un seul décodeur de Viterbi. ....	150
Figure 5.13	Charge sur le processeur du récepteur SBAS-GNSS avec 12 décodeurs de Viterbi. ....	150
Figure 5.14	Représentation du début l'encodage d'un message SBAS. ....	152

Figure 5.15	Représentation du patron de synchronisation SBAS. ....	153
Figure 5.16	Représentation du calcul du CRC de SBAS. ....	155
Figure 5.17	Relations des IOD des messages SBAS.....	157
Figure 5.18	Corrections lentes du système WAAS le 6 février 2010 sur le site de la FAA.....	161
Figure 5.19	Corrections lentes du système WAAS le 6 février 2010 décodé par le récepteur SBAS-GNSS. ....	161
Figure 5.20	Évolution dans le temps des corrections lentes le 20 février 2010 décodées par le récepteur SBAS-GNSS. ....	162
Figure 5.21	Valeur des corrections rapides le 6 février 2010 sur le site de la FAA. ....	164
Figure 5.22	Valeur des corrections rapides le 6 février 2010 décodée par le récepteur SBAS-GNSS. ....	165
Figure 5.23	Évolution dans le temps des corrections rapides le 20 février 2010 décodées par le récepteur SBAS-GNSS. ....	166
Figure 5.24	Grille globale des IGP.....	168
Figure 5.25	Grille IGP pour le système WAAS le 24 janvier 2010.....	169
Figure 5.26	Grille IGP pour le système EGNOS le 24 janvier 2010. ....	169
Figure 5.27	Grille IGP pour le système WAAS présenté sur le site du FAA. ....	170
Figure 5.28	Principe du point de pénétration de l'ionosphère. ....	172
Figure 5.29	Représentation d'une interpolation de 4 IGP pour 1 IPP.....	174
Figure 5.30	Correction ionosphérique du PRN 26 le 28 février 2010 à Montréal. ....	177
Figure 5.31	Comparaison de la qualité de la mesure de pseudo-distance versus le poids de confiance.....	185
Figure 5.32	Différence de la mesure de pseudo-distance avec et sans lissage du PRN 5 le 7 mars 2010. ....	187
Figure 5.33	Simple différence en « <i>Zéro Baseline</i> » avec lissage sur 100 s de la pseudo-distance du PRN 21 le 7 mars 2010. ....	188
Figure 6.1	Montage des antennes GNSS sur le toit de l'ÉTS. ....	192

Figure 6.2	Vue satellitaire de l'emplacement des antennes GNSS sur le toit de l'ÉTS. ....	192
Figure 6.3	Performance du récepteur DL-4plus avec L1/L2, avec/sans lissage et avec/sans SBAS. ....	195
Figure 6.4	Montage pour l'étude du mécanisme de mesure du SNR. ....	196
Figure 6.5	Comparaison de la puissance mesurée par les canaux BPSK du récepteur SBAS-GNSS et par le récepteur DL-4plus de Novatel. ....	198
Figure 6.6	Distribution horizontale de la solution de navigation avec les canaux BPSK génériques (sans correction SBAS). ....	200
Figure 6.7	Interface usagée du récepteur SBAS-GNSS en mode GLONASS L1-L2. ....	203
Figure 6.8	Interface usagée du récepteur SBAS-GNSS en mode GPS L1-L2C. ....	204
Figure 6.9	Pic de corrélation en temps réel du PRN 138 de la constellation WAAS sur L5 et L1. ....	205
Figure 6.10	Pourcentage de messages SBAS valides provenant du PRN 138. ....	208
Figure 6.11	Impact du lissage par la porteuse sur l'erreur relative 2D. ....	213
Figure 6.12	Impact du lissage par la porteuse sur la hauteur. ....	213
Figure 6.13	Impact des corrections rapides sur l'erreur relative 2D. ....	215
Figure 6.14	Impact des corrections rapides sur la hauteur. ....	216
Figure 6.15	Impact des corrections lentes sur l'erreur relative 2D. ....	218
Figure 6.16	Impact des corrections lentes sur la hauteur. ....	219
Figure 6.17	Impact des corrections ionosphériques de nuit sur l'erreur relative 2D. ....	221
Figure 6.18	Impact des corrections ionosphériques de nuit sur la hauteur. ....	221
Figure 6.19	Impact des corrections ionosphériques de jour sur l'erreur relative 2D. ....	223
Figure 6.20	Impact des corrections ionosphériques de jour sur la hauteur. ....	224
Figure 6.21	Impact des corrections lentes et rapides sur l'erreur relative 2D. ....	225
Figure 6.22	Impact des corrections lentes et rapides sur la hauteur. ....	226

Figure 6.23	Impact des corrections SBAS sur l'erreur relative 2D comparé à une solution sans modification. ....	228
Figure 6.24	Impact des corrections SBAS sur la hauteur comparé à une solution sans modification. ....	229
Figure 6.25	Impact des corrections SBAS sur l'erreur relative 2D comparé à une solution avec lissage via la porteuse. ....	230
Figure 6.26	Impact des corrections SBAS sur la hauteur mesurée comparé à une solution avec lissage via la porteuse. ....	231
Figure 6.27	Impact des mesures d'intégrité sur l'erreur relative 2D comparé à la solution SBAS non pondérée. ....	233
Figure 6.28	Erreur relative 2D dans un environnement sans erreur et sans algorithme de lissage. ....	235
Figure 6.29	Erreur sur la hauteur dans un environnement sans erreur et sans algorithme de lissage. ....	235
Figure 6.30	Erreur relative 2D dans un environnement sans erreur et avec l'algorithme de lissage. ....	237
Figure 6.31	Erreur relative 2D lorsque l'antenne AT575 (#3) est utilisée au lieu de la GPS-704x (#2). ....	238
Figure 6.32	Montage des récepteurs pour le test en dynamique. ....	240
Figure 6.33	Véhicule COMUnité employé pour le test en dynamique. ....	240
Figure 6.34	Représentation du trajet effectué lors du test en dynamique. ....	241
Figure 6.35	Comparaison des trajets calculés lors du test en dynamique. ....	242
Figure 6.36	Erreur Relative du récepteur Novatel par rapport à la solution RTK lors du test en dynamique. ....	243
Figure 6.37	Erreur relative du récepteur SBAS-GNSS via une solution Kalman sans les corrections SBAS par rapport à la solution RTK lors du test en dynamique. ....	244
Figure 6.38	Erreur relative du récepteur SBAS-GNSS via une solution LMS avec les corrections SBAS par rapport à la solution RTK lors du test en dynamique. ....	244

## LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

AltBOC	Alternative Binary Offset Carrier
ADC	Convertisseur analogiques à numérique
AS	Authorized Service
B1	Signal centré à 1575,420 MHz (L1)
B2	Signal centré à 1176,450 MHz (L5)
BPSK	Binary Phase Shift Keying
C/A	Coarse Acquisition
CBOC	Composite Binary Offset Carrier
CDMA	Code Division Multiple Access
CEP	Cercle de probabilité à 50%
CL	Civil Long
CM	Civil Modéré
CNAGA	China National Administration of GNSS and Applications
CNAV	Message de Navigation du GPS Civil
CS	Commercial Service
DOT	Department of Transportation
E1	Signal centré à 1575,420 MHz (L1)
E2	Signal centré à 1561,100 MHz
E5	Signal centré à 1191,795 MHz
E5a	Signal centré à 1176,450 MHz (L5)
E5b	Signal centré à 1207,140 MHz
E6	Signal centré à 1268,520 MHz

EC	European Commission
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay System
ESA	European Spatial Agency
FAA	Federal Aviation Administration
FDMA	Frequency Division Multiple Acces
FOC	Full operability Capability
I	Composant en phase
ICAO	International Civil Aviation Organization
ICD	Interface Control Document
ICG	International Committe on Global Navigation Satellite Systems
IF	Fréquence intermédiaire
IGSO	Inclined Geosynchronous Satellite Orbit
ITU	Iternational telecommunication Union
JCAB	Japan Civil Aviation Bureau
GAGAN	GPS Aided Geo Augmented Navigation
GEO	Geostationary Earth Orbit
GIOVE	Galileo In - Orbit Validation Element
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
GLONASS	GLObal Navigation Satellite System
GRN	Groupe de Recherche en Navigation
L	bande de fréquence comprise entre 1164 MHz et 1610 MHz

L1	Signal centré à 1575,420 MHz
L1C	Signal civil centré à 1575,420 MHz (L1)
L1OC	Open CDMA centré à 1575,420 MHz (L1)
L1OF	Open FDMA (1598.0625 à 1609.3125 MHz)
L2C	Signal civil centré à 1227,600 MHz
L2OF	Open FDMA (1242,9375 à 1251,6875 MHz)
L5	Signal centré à 1176,450 MHz
L5OC	Open CDMA centré à 1176,450 MHz (L5)
MBOC	Modified Binary Offset Carrier
MEO	Medium Earth Orbit
MOPS	Minimum Operational Performance Standards
MSAS	Multifunctional Satellite Augmentation System
NAV	Message de Navigation du GPS
NH	Neuman Hofman
OS	Open Service
PRN	PseudoRandom Noise
PRS	Public Regulated Service
PSK	Phase Shift Keying
Q	Composant en quadrature de phase
R95	Cercle de probabilité à 95%
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
RF	Radio Fréquence
RMS	Root Mean Square

SA	Selective Availability
SAR	Search and Rescue Service
SBAS	System Based Augmentation System
SDR	Software Defined Radio
SNAS	Satellite Navigation Augmentation System
SNR	Signal to Noise Ratio
SoL	Safety of Life
SPS	Standard Performance Service
UHF	Ultra Haute Fréquence
WAAS	Wide Area Augmentation System

## INTRODUCTION

La navigation mondiale par ondes radio est devenue possible le 4 octobre 1957, lorsque le premier satellite, nommé Spoutnik, fut lancé par la Russie. Les satellites artificiels permettaient ainsi de transmettre des ondes radio en ligne directe à des récepteurs tout en couvrant la quasi-totalité du globe. Le premier déploiement d'un système de navigation par satellites fut réalisé par les Américains dans les années 1960. Ce système, nommé Transit, permettait d'obtenir une position en deux dimensions d'une précision de l'ordre de 200 m (Samama, 2008). De nos jours, le domaine de la navigation mondiale par satellites connaît une croissance phénoménale. Non seulement une modernisation des constellations *Global Positioning System* (GPS) et *GLObal NAVigation Satellite System* (GLONASS) est en cours, mais deux nouvelles constellations, Galileo et Compass, sont sur le point de devenir opérationnels. De plus, les systèmes satellitaires régionaux d'augmentation de précision du GPS (SBAS – *System Based Augmentation System*) sont en constante évolution.

Ces nouveaux signaux, se regroupant sous l'acronyme GNSS pour *Global Navigation Satellite System*, permettront d'améliorer considérablement les 4 faiblesses actuelles du positionnement par satellites. Ces faiblesses étant l'intégrité, la disponibilité, la précision et la vulnérabilité électromagnétique (Fortin, 2007). L'ajout de ces nouveaux signaux permettra d'obtenir des récepteurs GNSS plus robustes qu'actuellement. Cependant, cela demande de reconsidérer l'approche habituelle de conception.

Pour ce motif, le Groupe de Recherche en Navigation (GRN) de l'École de technologie supérieure (ETS) a choisi de prendre une toute nouvelle approche dans le domaine. Cette approche, *Software Defined Radio* (SDR), est notamment utilisée dans divers systèmes de télécommunication, tels que les téléphones cellulaires, pour sa grande flexibilité. Au commencement de ce travail, le projet en était à sa troisième génération. Le récepteur hybride GPS-Galileo développé permettait d'obtenir un positionnement avec le signal d'acquisition grossière sur la bande de fréquence L1 du GPS (GPS L1 C/A). De plus, ce récepteur

permettait de démoduler le signal du premier satellite de test du système Galileo (GIOVE-A - *Galileo In - Orbit Validation Element*) (Sauriol, 2008).

L'objectif de ce mémoire consiste à développer un récepteur multi-fréquence SBAS-GNSS logiciel embarqué pour des applications en temps-réel. Afin d'y parvenir, une revue de l'architecture du récepteur hybride GPS-Galileo est effectuée. Puis, une adaptation du canal de démodulation est réalisée afin de le rendre plus flexible. Cette nouvelle architecture a été utilisée pour démoduler différents signaux tels que : GPS L1 C/A, SBAS L1, SBAS L5, GLONASS L1, GLONASS L2 et GPS L2C. De plus, les corrections provenant du signal SBAS L1 ont été utilisées afin d'améliorer la précision du récepteur du GRN.

Le travail accompli est synthétisé dans ce mémoire en six chapitres. Le premier chapitre présente le sujet de recherche en abordant la motivation, les objectifs et la contribution de ce mémoire. Ce chapitre est suivi d'un chapitre sur le statut actuel du GNSS présentant un survol des différentes constellations de satellites de positionnement mondial. Le troisième chapitre présente une revue de l'architecture du récepteur hybride GPS-Galileo et l'implémentation d'un canal générique BPSK. Le quatrième chapitre présente une analyse des performances actuelles du récepteur face aux sources d'erreur possible. Le cinquième chapitre présente l'implémentation de la solution SBAS. Puis, le chapitre 6 présente les résultats obtenus lors de ce mémoire.

# CHAPITRE 1

## PRÉSENTATION DU SUJET DE RECHERCHE

### 1.1 Mise en contexte de l'avancement du GNSS

La navigation par satellites est sur le point de connaître un nouvel essor. La venue des constellations Galileo et Compass, en plus de la modernisation des constellations GPS et GLONASS, permettra d'améliorer considérablement les performances du positionnement (Inside GNSS, 2006; Topcon, 2009). Un défi de conception s'impose pour profiter de tous ces nouveaux signaux. En effet, ces nouveaux signaux civils seront transmis sur plusieurs bandes de fréquences et ils seront tous différents (modulation, structure des données, débit du code d'étalement, codes secondaires, composantes sans donnée, etc.). Lorsque les quatre constellations seront déployées, la constellation GNSS civile gratuite aura un total d'environ 117 satellites transmettant sur huit bandes de fréquence et comportant 12 modulations différentes (ARINC, 2005; 2006a; 2006b; ESA, 2008b; Gao et al., 2007; Gibbons, 2008; GPS World, 2009a)

Une description complète des signaux traités dans ce mémoire est présentée au chapitre 2, mais voici un petit survol de ce qui devrait être transmis d'ici 2021. La constellation GPS devrait avoir quatre signaux civils. À ce jour, les signaux GPS L1 C/A, GPS L2C et GPS L5 sont transmis tandis que le signal GPS L1C devrait l'être en 2014 (U.S Air Force, 2009a). Les documents de définition des interfaces (ICD – *Interface Control Document*) de ces quatre signaux sont tous accessibles aux usagers civils. Il est donc raisonnable de croire que la définition de ces signaux ne devrait plus être modifiée (ARINC, 2005; 2006a; 2006b). Du côté de la constellation russe, GLONASS, il y a deux signaux, GLONASS L1OF et GLONASS L2OF, qui sont actuellement transmis et dont l'ICD est disponible à tous (CSIC, 2002). Toutefois, aucun document officiel n'est encore disponible pour le signal GLONASS L3ROC même s'il devrait être mis en service dès 2010. Pour les deux autres signaux

GLONASS L1ROC et GLONASS L5ROC, encore trop peu d'informations sont disponibles à part le fait qu'une technique d'accès multiple par répartition de code (CDMA - *Code Division Multiple Access*) devrait être utilisée et qu'ils seront aux mêmes fréquences que GPS L1C/A et GPS L5 (Reshetnev Company, 2009). En ce qui concerne la constellation Galileo, deux signaux civils seront disponibles gratuitement aux utilisateurs, GALILEO E1 et GALILEO E5. L'ICD de ces deux signaux est disponible sur le site de l'Agence Spatiale Européen (ESA – European Spatial Agency) sous une première version, elle est donc sujette à changements bien que ceux-ci ne devraient être que mineurs (ESA, 2008b). De plus, il y a déjà deux satellites de test, GIOVE-A et GIOVE-B, qui transmettent des signaux très similaires à ce qui devait être transmis éventuellement (ESA, 2008c). Enfin, la constellation Compass ne possède encore aucun document officiel permettant de connaître les caractéristiques des signaux qui devrait être disponibles en octobre 2010. Toutefois, il y a présentement deux satellites de test, Beidou-M1 et Beidou-M2, qui ont été décodé par l'université de Stanford (Gao et al., 2007). Il importe de noter qu'une bonne partie des futurs signaux ne sont pas encore officiellement définis d'où l'importance de posséder un récepteur flexible qui pourra être adapté et utilisé tout au long du développement du récepteur SBAS-GNSS. Le Tableau 1.1 présente la fréquence et le type de modulation de ces différents signaux permettant de constater la diversité des nouveaux signaux. Les chiffres entre parenthèses pour la colonne modulation font référence à la fréquence des codes d'étalement et des sous-porteuses par rapport à celle du signal GPS L1 C/A (1.023 MHz) de référence.

Tableau 1.1 Fréquence et modulation des signaux GNSS civils gratuits

Constellation	Nom du signal	Premier Signal (année)	FOC (année)	Fréquence (MHz)	Modulation
<b>GPS</b>	GPS L1 C/A	1989	1995	1575,42	BPSK(1)
	GPS L2C	2005	2016	1227,60	BPSK(10)
	GPS L5	2009	2018	1176,45	QPSK(10)
	GPS L1C	2014	2021	1575,42	TMBOC(6,1,4/33)
<b>GLONASS</b>	GLONASS L1OF	1982	1995	1602,00	BPSK(1/2)
	GLONASS L2OF	2003	2010	1246,00	BPSK(1/2)
	GLONASS L3OC	2010	ND	1201,40	BPSK(5)
	GLONASS L1OC	ND	ND	1575,42	BOC(2;2)
	GLONASS L5OC	ND	ND	1176,45	BOC(4;4)
<b>Galileo</b>	GIOVE-A E1	2005	-	1575,42	BOC(1;1)
	GALILEO E1	2008	2013	1575,42	CBOC(6,1,1/11)
	GALILEO E5	2005	2013	1191,795	ALTBOC(10)
	GALILEO E5a			1176,45	QPSK(10)
	GALILEO E5b			1207,14	QPSK(10)
<b>COMPASS</b>	BEIDOU-M1 E2	2007	-	1561,10	BPSK(2)
	BEIDOU-M1 E5b	2007	-	1207,14	BPSK(2)
	BEIDOU-M1 E6	2007	-	1268,52	BPSK(10)
	COMPASS B1	2010	2015	1575,42	MBOC(6;1;1/11)
	COMPASS B2	2010	2015	1191,795	ALTBOC(15;10)
<b>SBAS</b>	SBAS L1	2003	-	1575,42	BPSK(1)
	SBAS L5	2005	-	1176,45	BPSK(10)

■ : Signal de test

■ : Signal en développement

Les objectifs de ce mémoire sont présentés à la sous-section 1.3, mais dans un premier temps une revue est effectuée sur les motivations à concevoir un récepteur GNSS multifréquences défini de manière logicielle.

## 1.2 Motivation de l'utilisation des nouveaux signaux GNSS

L'ex-président des États-Unis, Président Clinton, a décrété l'arrêt de la dégradation intentionnelle du signal GPS L1 C/A aux civils en mai 2000. La disponibilité sélective, (*SA-Selective Availability*), contraignait les utilisateurs civils à une précision de 100 m lorsqu'un

seul récepteur était utilisé sans aide externe (Kaplan et Hegarty, 2005). Cette décision a rendu l'utilisation du GPS possible à un prix raisonnable pour tous avec une précision d'environ 10 m (Misra et Enge, 2006). De nos jours, on retrouve des récepteurs GPS dans une multitude d'applications telles que la navigation routière, l'agriculture, l'avionique, la foresterie, les télécommunications et bien d'autres.

L'utilisation personnelle du GPS est un marché qui a explosé ces dernières années. Cette explosion a été, en grande partie, déclenchée par le retrait de la SA. Effectivement, le marché du GPS atteindrait les 30 milliards de dollars en 2008 selon une étude de marché parue en 2007 (ResearchAndMarkets, 2007) contrairement à 800 millions en 1996 (Kaplan, 1996). Les prochaines années seront décisives pour l'évolution du marché du positionnement par satellites. Même si certaines études prévoient une explosion du marché, personne ne sait vraiment quelle part prendra chacun de ces systèmes GNSS. Toutefois, il est raisonnable de prétendre que l'utilisation simultanée de toutes ces constellations GNSS ne sera que bénéfique pour les utilisateurs. À cet effet, un survol de l'impact qu'auront les nouveaux signaux GNSS sur les performances du positionnement par satellites est présenté dans cette sous-section.

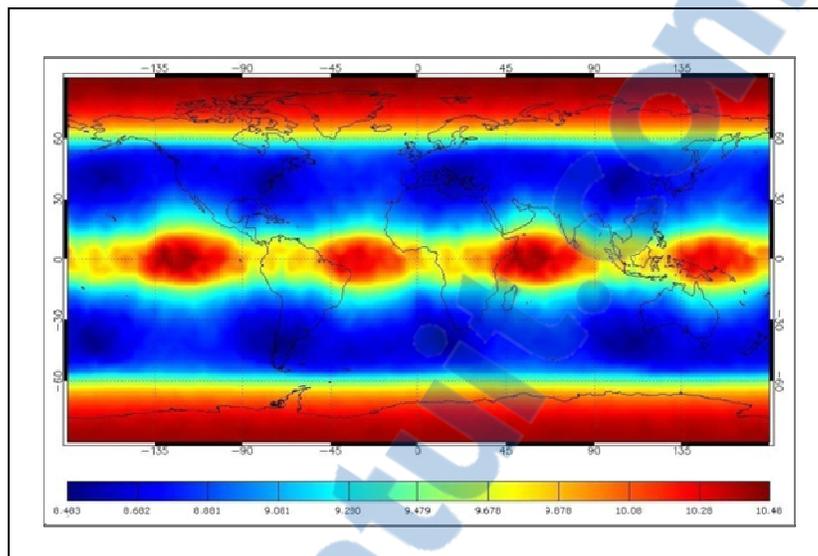
Les performances du positionnement par satellites se caractérisent sous plusieurs points par la phrase suivante : « La probabilité d'obtenir une position précise à un endroit donnée sur une période de temps avec certitude ». Voici les caractéristiques en quatre points qui ont été définies (U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2001):

- Précision de la position calculée avec les signaux reçus,
- Disponibilité des signaux pour le calcul d'une position sans interruption,
- Fiabilité de la position calculée avec les signaux reçus,
- Probabilité de précision, disponibilité et fiabilité.

Il importe de constater ici que ces points sont exactement les mêmes que ceux mentionnés dans l'introduction pour décrire les faiblesses du GPS. Devant ce constat, la pertinence de

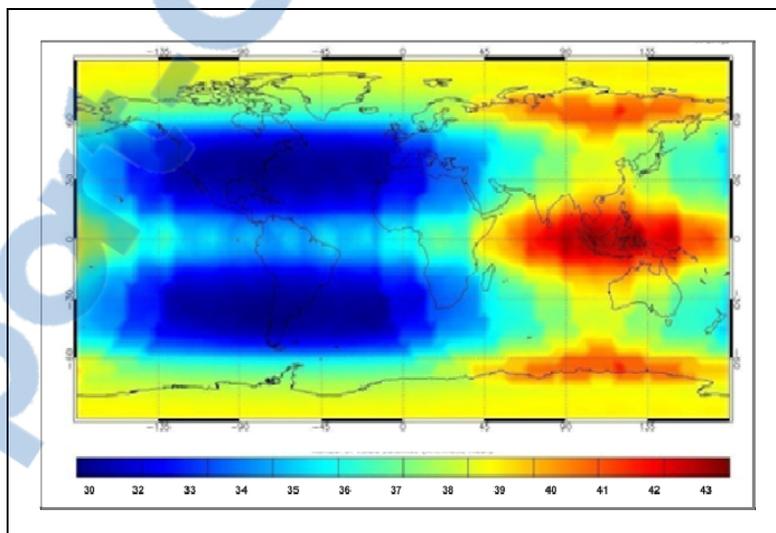
développer un récepteur SBAS-GNSS pouvant s'adapter à toutes les conditions imaginables est évidente. Par exemple, il demeure toujours un risque que les Américains réactivent le SA en temps de guerre. Pire encore, il pourrait arriver que les Américains ne puissent moderniser la flotte de satellites à temps et que les plus anciens satellites deviennent hors fonction. Ce dernier scénario, problème de modernisation des satellites GPS, n'est aucunement irréaliste. Même qu'un rapport du gouvernement américain, sorti en mai 2009, estime que la probabilité de voir le nombre de satellites GPS tomber en-dessous de 24 satellites est de 5% en 2010 et de 20% en 2014 (GPS World, 2009b). C'est pour éviter ce genre de situation que les différents pays impliqués dans les nouvelles constellations GNSS développent leur propre système. Au-delà de ces deux raisons, la nécessité d'obtenir des performances accrues est à la base de l'innovation qui permettra de nouvelles applications inédites.

Les nouvelles constellations augmenteront le nombre de satellites visibles en tout point sur le globe et ce, de manière considérable. Ce nombre passera de 8-10 satellites visibles pour les satellites GPS à 30-43 pour les constellations combinées GPS/GLONASS/Galileo/Compass (Meng-Lung Tsai et al., 2008). La Figure 1.1 et la Figure 1.2 comparent le nombre de satellites visibles du GPS et du GNSS. Pour la constellation GPS, Figure 1.1, la région minimale (8 satellites) est représentée en bleu tandis que la région maximale (10 satellites) est représentée en rouge. Pour la constellation GNSS, Figure 1.2, la région minimale (30 satellites) est représentée en bleu et la région maximale (43 satellites) est représentée en rouge. Ces deux figures permettent de constater, qu'avec les nouveaux systèmes de positionnement, l'Amérique sera moins bien desservie que le reste du monde. Cela peut être expliqué par le fait que la constellation Compass est en partie géostationnaire pour desservir uniquement la région eurasienne. Cette augmentation améliorera la disponibilité des signaux pour plusieurs scénarios définis comme étant sévères, tels que les canyons urbains. De plus, la disponibilité de plusieurs constellations indépendantes assurera une protection contre la probabilité qu'une panne importante touche la totalité d'un système.



**Figure 1.1 Nombre de satellites GPS visibles sur le globe pour un masque d'élévation<sup>1</sup> de 10°.**

Tirée de Meng-Lung et al (2008, p.4)



**Figure 1.2 Nombre de satellites GNSS visibles sur le globe pour un masque d'élévation<sup>1</sup> de 10°.**

Adaptée de Meng-Lung et al (2008, p.4)

<sup>1</sup> Le masque d'élévation fait référence à l'angle entre l'utilisateur et le satellite. Il permet d'éliminer les satellites trop bas sur l'horizon.

Les nouveaux signaux seront moins sensibles aux interférences grâce à leur puissance plus élevée, à leur meilleure structure et à leur bande passante plus large (Inside GNSS, 2006). Il ne faut pas oublier que le signal GPS L1 C/A a été conçu dans les années 60 et que plusieurs avancées technologiques ont été réalisées depuis. Notamment, le codage convolutionnel sera utilisé pour la plupart des nouveaux signaux ajoutant une redondance aux bits transmis et permettant la correction d'éventuelles erreurs. Les signaux de la bande L5 seront dans une bande protégée pour les systèmes de radionavigation aéronautique (ARNS), contrairement à la bande L2, les rendant ainsi moins sujettes aux interférences (Inside GNSS, 2006). De plus, l'utilisation de signaux provenant d'un même satellite sur trois fréquences permettra de corriger plusieurs types d'erreurs liés aux interférences et à l'ionosphère (Simsky, 2006).

Un autre élément important à souligner est l'avantage d'avoir une solution combinée de plusieurs constellations. Certains travaux antérieurs ont démontré qu'une solution hybride GPS-GLONASS n'avait aucun impact positif sur la précision de la solution de navigation. Toutefois, cela peut-être expliqué par le manque d'interopérabilité entre les deux systèmes et la mauvaise précision du système GLONASS (Abbasiannik, 2009). Malgré cela, d'autres travaux ont démontré l'avantage d'une solution hybride pour des applications différentielles ou encore pour des applications en environnement sévère (Biron, 2001). De plus, la modernisation de GLONASS ainsi que la création des deux nouvelles constellations sont conçues de manière à ce que l'interopérabilité soit la meilleure possible, laissant prévoir que l'utilisation simultanée de toutes ces constellations sera bénéfique (CNAGA, 2009; EC, 2009b; Reshetnev Company, 2009; U.S Air Force, 2009b).

Bref, le GNSS offrira plus de satellites et des signaux mieux conçus, garantissant ainsi aux utilisateurs d'augmenter « la probabilité d'obtenir une position précise à un endroit donné sur une période de temps avec certitude », dans divers scénarios non nécessairement idéaux tels à l'intérieur des bâtiments.

### 1.3 Objectifs du mémoire

L'objectif principal de ce mémoire consiste à développer un récepteur multifréquences SBAS-GNSS logiciel embarqué pour des applications en temps-réel afin de tirer profit des nouveaux signaux GNSS. Ce travail s'introduit dans un vaste projet déjà entamé par le GRN du LaCIME ayant pour objectif de réaliser un récepteur logiciel cognitif qui apprend et s'adapte à son environnement. Pour y arriver, l'architecture du récepteur hybride GPS-Galileo développé initialement par Sauriol (2008) doit être révisée afin d'être plus flexible. Ensuite, les signaux provenant des satellites SBAS doivent être traités par le récepteur afin d'augmenter la précision et l'intégrité de la solution de navigation. Puis, pour être considéré comme un récepteur GNSS, le récepteur doit être en mesure de traiter des signaux provenant de plusieurs constellations, sur plusieurs fréquences. Ce mémoire cible principalement les signaux civils transmis lors de sa réalisation et visibles à Montréal soit : GPS L1 C/A, GPS L2C, SBAS L1, SBAS L5, GLONASS L1 et GLONASS L2. Le Tableau 1.2 résume les différentes caractéristiques des signaux traités dans ce mémoire.

Tableau 1.2 Comparaison des signaux SBAS-GNSS considérés dans ce mémoire  
Adaptée de Fortin (2007a, p.5)

Caractéristiques	GPS L1 C/A	GPS L2C	SBAS L1	SBAS L5	GLONASS L1	GLONASS L2
Fréquence de porteuse (MHz)	1575,42	1227,6	1575,42	1176,45	1602	1246
Longueur du code primaire (bits)	1023	CM : 10230 CL : 767250	1023	10230	511	511
Taux du code primaire (Mbps)	1,023	CM : 0,5115 CL : 0,5115	1,023	10,23	0,511	0,511
Longueur du code primaire (ms)	1	CM : 20 CL : 1500	1	1	1	1
Signal/Accès	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	FDMA	FDMA
Modulation	BPSK	BPSK	BPSK	BPSK	BPSK	BPSK

Le récepteur SBAS-GNSS logiciel sera en mesure de traiter les signaux provenant de plusieurs constellations sur plusieurs fréquences augmentant ainsi sa robustesse dans un

environnement difficile. Il importe de noter que les travaux présentés dans ce mémoire sont fortement liés aux travaux de M. Fortin (Fortin, 2007). L'architecture a donc dû être repensée en fonction des contraintes imposées par les deux projets de recherche, c'est-à-dire de permettre de traiter tous les signaux GNSS envisagés à ce jour.

#### 1.4 Contributions générales

Les principales contributions de ce mémoire sont la mise en œuvre d'une solution complète SBAS permettant d'améliorer l'intégrité et la précision de la solution de navigation du récepteur SBAS-GNSS et la mise en œuvre d'un nouveau canal de démodulation BPSK. Cette dernière a été réalisée avec la collaboration de M. Fortin (Fortin, 2007). Ce nouveau canal, ainsi que toute l'architecture logicielle embarqué qui gravite autour, est l'une des premières mises en œuvre pour un récepteur SBAS-GNSS. De plus, un mécanisme d'évaluation de la qualité du signal GPS L1 C/A a été développé lors de ces travaux, mais ne sera pas présenté dans ce mémoire. Les publications réalisées lors de ces travaux sont :

- *A Robust RTK Software for High-Precision GPS Positioning* (Delaporte *et al.*, 2008),
- *Real-time Multipath Monitoring and Characterization with a variable Spacing Correlator on a FPGA-Based Software GNSS Receiver* (Guay, Sauriol et Fortin, 2008),
- *SBAS Interference - Worst Case Scenario* (Lestarquit *et al.*, 2009),
- *Performances of a Universal GNSS Tracking Channel* (Fortin, Guay et Landry Jr, 2009b),
- *Real-Time Low-Cost Multipath Mitigation Technique Calibrated through Real Data Repeatable Testing* (Fortin, Guay et Landry Jr, 2009a).

De plus, une instance de brevet est en attente:

- *Universal Acquisition and Tracking Apparatus for Global Navigation Satellite Systems (GNSS)*. (US 12/767,773, date de publication estimée: 27 octobre 2011)

## CHAPITRE 2

### STATUT DES SYSTÈMES DE POSITIONNEMENT PAR SATELLITES

Les différents systèmes GNSS qui seront traités dans ce mémoire sont le système GPS, le système GLONASS ainsi que le système d'augmentation SBAS. Ce chapitre fait un survol de ces constellations, de leurs signaux ainsi que de leur fonctionnement. Toutefois, une présentation sommaire des deux autres constellations, Galileo et Compass, est d'abord effectuée.

#### 2.1 Nouveaux systèmes en déploiement (Galileo et Compass)

##### 2.1.1 Système de l'Union Européenne Galileo

Le système Galileo est une initiative conjointe de la Commission Européenne (EC - *European Commission*) et de l'ESA. Il s'agit d'une solution alternative et complémentaire au GPS et à GLONASS. Le système Galileo a pour but de fournir une très grande précision et de garantir le service de positionnement global aux civils. Une fois entièrement déployé, le système Galileo aura 30 satellites à une altitude de 23 222 km répartis sur trois plans orbitaux inclinés à un angle de 56° de l'équateur (ESA, 2008b).

Cette constellation offrira aux usagers un total de dix signaux dont trois libres de frais. En fait, il y aura cinq services qui seront offerts : un service libre de droits (OS – *Open Service*), un service commercial (CS – *Commercial Service*), un service pour la sauvegarde de la vie (SoL – *Safety of Life Service*), un service crypté public (PRS – *Public Regulated Service*) et un service pour la recherche et sauvetage (SAR – *Search and Rescue Service*). Le service OS est réparti sur les signaux GALILEO E1b, GALILEO E5a et GALILEO E5b. Le signal GALILEO E1b emploiera une porteuse à forme d'onde binaire décalée composée (CBOC - *Composite Binary Offset Carrier*) et sera transmis sur la même fréquence que le signal GPS L1 C/A, c'est-à-dire 1575,42 MHz. Les deux autres signaux OS découlent en réalité

d'un seul signal, GALILEO E5, exploitant une porteuse à forme d'onde binaire décalée alternative (AltBOC - *Alternative Binary Offset Carrier*), ce qui permet de traiter les signaux GALILEO E5a et GALILEO E5b comme deux signaux QPSK (ESA, 2008b).

Le premier satellite d'essai du système Galileo, GIOVE-A, a été lancé le 28 décembre 2005. Il assure à Galileo les fréquences attribuées par l'Union Internationale des Télécommunications (ITU – *International telecommunication Union*) et permettent d'effectuer certains tests des composants du satellite. GIOVE-A émet simultanément sur deux de ces trois fréquences à la fois : E1 (1575,42MHz), E5 (1191,80MHz) ou E6 (1278,75MHz). Il est possible de connaître les deux signaux transmis sur le site de l'ESA (ESA, 2008a). Toutefois, les signaux que transmet GIOVE-A ne sont pas identiques à ceux qui seront réellement transmis une fois la constellation déployée. Sur la fréquence E1, une modulation de type BOC(1,1) est présentement utilisée contrairement à une modulation de type CBOC(6,1,1/11). De plus, le message de navigation n'est pas construit sur la même structure (ESA, 2008c).

En avril 2008, un pas de plus a été fait pour le développement de Galileo lors du lancement du deuxième satellite expérimental. Ce satellite, GIOVE-B, a comme premier objectif de continuer d'assurer les bandes de fréquences qui sont allouées à Galileo par l'ITU, de mesurer les radiations sur cet orbite et de faire des expérimentations de la transmission des signaux définis pour Galileo via l'espace (Gatti et al., 2008). Les signaux transmis par GIOVE-B reflètent bien ce qui sera transmis par les satellites de Galileo à venir. Ces signaux ont les mêmes fréquences de porteuse, les mêmes modulations, les mêmes fréquences du code d'étalement et les mêmes débits de données. La différence réside uniquement dans la structure des messages de navigation qui est la même que pour GIOVE-A (ESA, 2008a). De plus, GIOVE-B peut transmettre simultanément sur toutes les bandes de fréquence qui seront utilisées par la constellation lorsqu'elle sera pleinement opérationnelle (FOC – *Full operability Capability*).

L'année 2010 devrait voir apparaître quatre nouveaux satellites expérimentaux pour finaliser la phase de test de cette nouvelle constellation. Une fois cette phase terminée, le déploiement de Galileo devrait s'effectuer très rapidement. La constellation devrait être complétée pour 2013, bien que la FOC ait été prévue initialement pour 2007 (EC, 2009a).

### **2.1.2 Système de la République Populaire de Chine Compass**

Le système Compass découle du programme de positionnement régional Beidou d'où l'autre appellation que l'on retrouve parfois dans la littérature, Beidou-II. À l'origine, Beidou était censé desservir uniquement la République Populaire de Chine, mais un changement de direction a été effectué afin de développer un système de positionnement mondial. Il n'existe aucun document officiel pour cette constellation au moment de la rédaction de ce travail. Toutefois, la littérature laisse entendre que Compass sera constitué de 27 satellites en orbite intermédiaire (MEO – Medium Earth Orbit), de cinq satellites géostationnaires (GEO – Geostationary Earth Orbit) et de trois satellites en orbite incliné géosynchrone (IGSO – Inclined Geosynchronous Satellite Orbit) (Grelier et al., 2007). Les satellites GEO et IGSO serviront à desservir principalement la Chine.

Lors de la conférence sur l'interopérabilité des systèmes GNSS de juillet 2009, la *China National Administration of GNSS and Applications* (CNAGA) a présenté le développement actuel du système. Selon cette présentation, Compass devrait offrir 2 services : un service libre de droits et un service avec autorisation (AS – *Authorized Service*). Cette constellation devrait avoir 5 signaux, dont 2 pour le service gratuit. Le signal COMPASS B1 exploitera une modulation BOC modifiée (MBOC(6,1,1/11) - *Modified Binary Offset Carrier*) à 1575,42 MHz tandis que COMPASS B2 exploitera une modulation AltBOC(15,10) à la même fréquence que GALILEO E5 (1191,795MHz) (CNAGA, 2009).

Le premier satellite MEO de test, Beidou-M1, a été lancé le 13 avril 2007 démontrant ainsi l'intérêt, la capacité financière et la détermination de la Chine à développer leur propre

système de positionnement mondial. Néanmoins, ce satellite transmet actuellement 3 signaux de tests ne correspondant pas aux spécifications décrites précédemment. Ces signaux exploitent tous une modulation BPSK et sont transmis sur les fréquences E2 (1561,100 MHz), E5a (1176,450 MHz) et E6 (1268,520 MHz) (Gao et al., 2007).

Le deuxième satellite de test, Beidou-M2, a été lancé le 15 mai 2009. Contrairement à son prédécesseur, ce satellite n'est pas en orbite autour de la Terre. Il est plutôt géostationnaire au dessus de l'océan Indien. Ces signaux exploitent tous une modulation BPSK et sont transmis sur les fréquences E2 (1561,100 MHz), E5a (1176,450 MHz) et E6 (1268,520 MHz).

## **2.2 Système mondial de positionnement par satellites américain (GPS)**

### **2.2.1 Présentation du système GPS**

Le système GPS est le mieux connu puisqu'il est le premier système à être pleinement opérationnel, et ce, depuis près de 15 ans. Il a été développé par l'armée américaine dans les années 70 pour des fins militaires.

Le segment spatial est constitué d'au moins 24 satellites répartis sur six plans orbitaux avec une inclinaison de  $55^{\circ}$  par rapport à l'équateur. Ces satellites, à une distance d'environ 26 560 km du centre de la Terre, effectuent un tour complet à chaque 11 heures et 58 minutes. La configuration de la constellation assure, en moyenne, qu'entre 5 et 7 satellites sont visibles peu importe la position sur la surface de la Terre. Cependant, au moins un satellite de remplacement est ajouté dans chacun des plans augmentant ainsi le nombre de satellites visibles (ARINC, 1993).

### **2.2.2 Présentation des signaux civils GPS actuels**

Les signaux GPS civils, les anciens comme ceux de la phase de modernisation, sont tous compris dans la bande des Ultra Hautes Fréquences (UHF) allant de 300 MHz à 3 GHz ou

plus précisément de la bande L entre 1164 MHz et 1610 MHz (Calmettes et al., 2004). Ces signaux sont tous, à l'exception d'un seul (i.e. : GPS L1C), une combinaison de CDMA et de modulation par déplacement de phase (PSK – *Phase Shift Keying*). Le CDMA est un système de codage de transmission basé sur l'étalement du spectre permettant d'utiliser une même bande de fréquence pour la transmission simultanée de plusieurs signaux (Gerakoulis et Gerantonis, 2001). Afin d'identifier la provenance du signal, chaque satellite possède son propre code d'étalement (PRN – *PseudoRandom Noise*) ayant une propriété de non-corrélation<sup>1</sup>.

Ces signaux civils sont transmis sur trois fréquences distinctes de la bande L soit : 1575,42 MHz (L1), 1227,60 MHz (L2) et 1176,45 MHz (L5). Avant la modernisation des signaux, seulement le signal d'acquisition grossière sur la bande L1 (GPS L1 C/A) était disponible aux civils. Toutefois, deux nouveaux signaux sont désormais accessibles aux civils bien qu'ils ne soient pas encore transmis par tous les satellites. Ces signaux sont communément nommés GPS L2C et GPS L5. De plus, un nouveau signal sur la bande L1 devrait voir le jour sous peu sous le nom de GPS L1C. Ces nouveaux signaux viennent répondre à des besoins spécifiques en vue d'améliorer les performances actuelles du GPS.

### **GPS L1 C/A**

Le signal GPS L1 C/A a été conçu pour détecter rapidement les signaux des satellites présents. Ce signal dont la porteuse est centrée à 1575,42 MHz est modulé par saut de phase binaire (BPSK - *Binary Phase Shift Keying*) avec un PRN cadencé à 1,023 MHz et un message de NAVigation (NAV) au faible débit de 50 Hz (ARINC Engineering Services, 2006). Le code PRN est constitué de 1023 bribes, se répétant donc à toutes les 1 ms.

---

<sup>1</sup> On entend par non-corrélation un faible résultat d'inter-corrélation entre deux codes d'étalement spectral

## **GPS L2C**

Le signal GPS L2C, transmis à la fréquence 1227,60 MHz, est modulé par BPSK par un code d'étalement et des symboles aux faibles débits de 50 Hz (ARINC Engineering Services, 2006). Il est fait mention ici de symboles et non de données puisque le message de navigation est encodé par convolution pour créer une redondance dans l'information transmise. L'encodage a un taux d'une demie et il est d'une longueur de mémoire de sept. La principale différence avec son prédécesseur, GPS L1 C/A, est que le code PRN est constitué de deux codes de différentes longueurs, soient : Civil-Modéré (CM) et Civil-Long (CL). Le code CM est d'une longueur de 10 230 bribes et se répète à toutes les 20 ms tandis que le code CL est d'une longueur de 767 250 bribes et se répète à toutes les 1,5 s. Ces deux codes sont multiplexés dans le temps afin d'obtenir un PRN résultant à une fréquence de 1,023 MHz tout comme le GPS L1 C/A. Toutefois, la structure du message de navigation n'est pas la même que pour le GPS L1 C/A. En effet, une nouvelle structure appelée message de NAVigation Civil (CNAV) a été utilisée pour les nouveaux signaux GPS (ARINC Engineering Services, 2005; 2006). La structure des messages CNAV permet une plus grande précision que le NAV. Par exemple, le taux de transmission des types de message pourra varier afin de transmettre plus fréquemment les paramètres critiques.

Le principal avantage de ce nouveau signal provient du PRN plus long offrant de meilleures performances d'autocorrélation et d'inter corrélation. Le fait que la corrélation croisée soit moins grande facilite l'acquisition du signal dans des situations moins favorables comme à l'intérieur d'un bâtiment (Leandro et al., 2008). En ce qui concerne les autres caractéristiques telles que le ratio signal à bruit (SNR – *Signal to Noise Ratio*) et des erreurs liées aux multi trajets, il n'existe pas de réelle augmentation de performance (Agostino, Piras et Porporato, 2008).

## **GPS L5**

Le signal GPS L5 est composé de deux composantes: une composante en phase (I5) et une composante en quadrature (Q5). La composante Q5 est constituée d'un code PRN de 10 230

bribes modulées avec un code de Neuman-Hofman d'une longueur de 20 bits (NH20 = 00000100110101001110). Le code PRN a un débit de 10,23 Mbps pour avoir une période de 1 ms tandis que la séquence du code NH20 a une période de 20 ms. Autrement dit, chaque séquence du code PRN est modulée avec 1 bit du code NH20. L'avantage d'avoir un canal sans donnée est d'augmenter la sensibilité et la précision de la poursuite de la porteuse (Mongrédién, 2008). La composante I5, nommée canal de données, est, elle aussi, constituée d'un code PRN de 10 230 bribes modulées avec un code de Neuman-Hofman d'une longueur de 10 bits (NH10 = 0000110101). De plus, la composante I5 est modulée avec un message de navigation d'une longueur de 300 bits d'un débit de 100 Hz. Le même encodage est utilisé que pour GPS L2C. Chaque symbole est modulé avec dix séquences PRN, soit une séquence NH10 complète. Finalement, les deux composantes, I5 et Q5, sont modulées par déplacement de phase en quadrature avec une porteuse centrée à 1176,45 MHz.

### **2.2.3 Présentation des différents satellites GPS**

Les premiers satellites de tests du GPS furent lancés entre 1978 et 1985, ces satellites sont mieux connus comme étant le bloc I. Ces 11 satellites avaient une espérance de vie de 4,5 années, bien que certains ont été opérationnels plus de dix ans (U.S Naval Observatory, 2009a).

La deuxième génération de satellites, les blocs II et IIA, a été lancée entre 1989 et 1997. La principale différence entre le bloc II et le bloc IIA est la capacité de mémorisation de données permettant aux satellites de fonctionner sans être mis à jour par une base terrestre. Cette capacité est passée de 14 jours pour le bloc II à 180 jours pour le bloc IIA. Au total, 28 satellites de cette génération ont été lancés dont 12 satellites sont toujours opérationnels en 2009 (U.S Naval Observatory, 2009b).

La troisième génération de satellites GPS, le bloc IIR/IIR-M, a été conçue afin de maintenir le nombre de satellites de la constellation. Tout comme le bloc IIA, les satellites du troisième

bloc peuvent passer 180 jours sans aucune mise à jour terrestre. De plus, les données des messages de navigation sont téléchargées à bord des satellites leur assurant une autonomie de 210 jours en cas de problème. Ce bloc comprend 21 satellites dont huit ont été modifiés pour transmettre le nouveau signal L2C. De plus, l'avant-dernier satellite du bloc IIR-M a davantage été modifié pour assurer la plage de fréquence du nouveau signal GPS L5. Les lancements de cette génération ont été complétés le 17 août 2009 avec le satellite IIR-21M.

La prochaine génération de satellites, le bloc IIF, devrait voir le jour dès 2010 (U.S Air Force, 2009b). Les 12 satellites de ce bloc transmettront les trois fréquences civiles : GPS L1 C/A, GPS L2C et GPS L5. De plus, un autre bloc en développement, le bloc III, devrait voir le jour en 2014. Ce bloc permettra de transmettre la dernière fréquence civile planifiée à ce jour, soit GPS L1C.

## **2.3 Système mondial de positionnement par satellites russe (GLONASS)**

### **2.3.1 Présentation du système GLONASS**

Tout comme le GPS, le système GLONASS a été développé au milieu des années 70 pour des fins militaires. Ce n'est qu'en 1995 que la constellation fut officiellement opérationnelle avec 24 satellites. Toutefois, des difficultés économiques durant la chute de l'Union soviétique ont empêché le maintien de la constellation, entraînant le dysfonctionnement de plusieurs satellites. En 2004, la Russie a annoncé la relance de leur constellation en prévoyant la mise en orbite de trois nouveaux satellites par an. Lors de la rédaction de ce mémoire, la constellation était constituée de 20 satellites transmettant sur L1/L2.

GLONASS est constituée d'au moins 24 satellites répartis sur trois plans orbitaux d'une inclinaison de  $64,8^\circ$  par rapport à l'équateur. Ces satellites, à une altitude de 19 100 km, effectuent un tour complet à chaque 11 heures et 15 minutes.

### 2.3.2 Présentation des signaux GLONASS

Contrairement au GPS, qui utilise une même plage de fréquence à l'aide du CDMA, GLONASS utilise le même code d'étalement sur différentes plages de fréquences (FDMA – *Frequency Division Multiple Access*). Cette technique permet de prévenir qu'une interférence affecte tous les satellites contrairement au CDMA (Misra et Enge, 2006). La transmission des signaux se fait via une modulation BPSK dont la porteuse est comprise dans la bande L. Les deux bandes de fréquences présentement utilisées sont centrées sur 1602 MHz (L1) et 1246 MHz (L2). Toutefois, selon les plans de modernisation, une troisième fréquence aux environs de 1198-1208 MHz (L3) devrait être bientôt disponible. Cette nouvelle fréquence utilisera le CDMA au lieu du FDMA par souci de compatibilité avec le GPS. De plus, les russes pensent ajouter deux autres signaux CDMA sur les bandes L1 et L5 (Reshetnev Company, 2009).

#### GLONASS L1

Le signal GLONASS L1 est composé d'un message de navigation de 50 Hz modulé avec un code d'étalement de 511 bribes cadencées à 0,511 MHz et avec un code secondaire de 100 Hz. En fait, le code secondaire est simplement une onde carré. Autrement dit, le bit de donnée est modulé avec 20 séquences du code d'étalement et la moitié du bit de donnée est inversée par le code de méandre. Ce message est ensuite modulé par BPSK avec une porteuse dont la fréquence est fonction du canal fréquentiel du satellite (K). Cette fréquence se calcule comme suit :

$$f_{K1} = 1602 + K \cdot 0.5625 \text{ MHz}$$

$$K \in [-7, -6, -5, \dots, 13]$$
(2.1)

Afin de réduire la plage fréquentielle utilisée, l'objectif est d'assigner le même canal fréquentiel à deux satellites se trouvant de part et d'autre de la Terre. Cela étant, il y a deux fois moins de possibilités de recherche lors de la phase d'acquisition du signal. Le numéro du canal fréquentiel varie entre -7 et 13. D'après l'équation 2.1, les fréquences varient donc de

1598,0625 à 1609,3125 MHz (CSIC, 2002). Toutefois, les canaux utilisés ne varient que de -7 à 6 depuis 2005 en raison d'interférence.

### **GLONASS L2**

Le signal GLONASS L2 est composé de la même manière que GLONASS L1, c'est-à-dire, à l'aide d'un message de navigation de 50 Hz modulés avec un code d'étalement de 511 bribes cadencées à 0,511 MHz et d'un code secondaire. Ce signal est ensuite modulé par BPSK avec une porteuse dont la fréquence est fonction, elle aussi, du canal fréquentiel du satellite (K) mais dont la fréquence se calcule comme suit :

$$f_{K2} = 1246 + K \cdot 0.4375 \text{ MHz} \quad (2.2)$$

$$K \in [-7, -6, -5, \dots, 13]$$

Puisque le numéro du canal du satellite est le même pour L1 et L2, les fréquences varient de 1242,9375 à 1251,6875 MHz.

### **2.3.3 Présentation des différents satellites GLONASS**

Tout comme pour le GPS, les satellites GLONASS ont évolué avec le temps. Au moment de la rédaction de ce mémoire, il existait trois différentes séries de satellites : GLONASS, GLONASS-M et GLONASS-K.

Les premiers lancements de satellites GLONASS, connus sous le nom d'Ouragan, furent effectués en 1982. Au cours de cette série, il y a eu deux principaux blocs (I, II) et trois variantes sur le dernier bloc (a, b, c). La différence entre ces différents satellites était principalement la durée de vie. En fait, les premiers satellites de cette génération avaient une espérance de vie de seulement 1-2 ans rendant le maintien de la constellation très difficile (Kaplan et Hegarty, 2005). De plus, ces satellites ne transmettaient qu'un signal civil sur la plage L1. Au total, il y a eu 81 satellites de cette génération en orbite, où une espérance de

vie de 3 ans était garantie pour la dernière variante (Klimov et al., 2005). À ce jour, il ne reste qu'un seul satellite de cette génération dans la constellation.

La deuxième génération des satellites GLONASS fut lancée pour la première fois en 2003. Le 'M' de GLONASS-M fait référence à « *Modernisation* » puisque cette nouvelle génération avait plusieurs avantages par rapport à la première. Non seulement les satellites ont une garantie de vie de sept ans, mais ils peuvent transmettre un signal civil sur la plage L1 et L2. De plus, les satellites possèdent une horloge plus stable, de meilleurs panneaux solaires et des modèles dynamiques de prédiction plus fiables (Klimov et al., 2005).

La dernière génération des satellites GLONASS dont le premier lancement est prévu pour 2011 offrira une nouvelle fréquence civile (L3). Ces satellites seront beaucoup plus légers permettant ainsi de réduire les coûts de lancement. De plus, la durée de vie sera prolongée jusqu'à 10 ou 12 ans (Reshetnev Company, 2009).

En somme, la constellation GLONASS a vécu plusieurs bouleversements au cours de son existence. Par contre, la Russie semble vouloir rattraper le temps perdu et retrouver leur indépendance envers les États-Unis sur cette technologie. Ces cinq dernières années, où plus de vingt satellites ont été lancés, démontrent très bien leur désir d'être au premier plan dans le domaine de la navigation par satellite. Le système GLONASS fut longtemps négligé, mais ce temps semble être désormais révolu puisque ce sera sous peu la première constellation civile bi-fréquence.

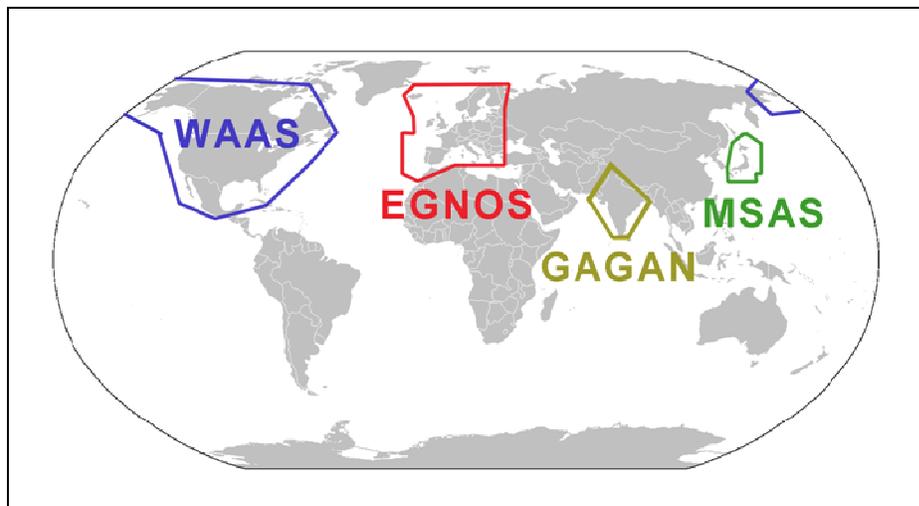
## **2.4        Système régional d'augmentation de précision du GPS (SBAS)**

### **2.4.1      Présentation du système SBAS**

Le système d'augmentation de précision du GPS consiste à calculer des mesures de correction et d'intégrité via un réseau de bases terrestres puis de les retransmettre aux usagers

via des satellites GEO. Un point intéressant de ce système, c'est qu'il a été conçu afin d'être aussi utilisé par les autres constellations comme GLONASS. Il permet de transmettre de l'information pour 210 satellites. Ce service utilise un standard développé par l'Organisation d'Aviation Civil International (ICAO – *International Civil Aviation Organization*) qui définit la structure des messages et la structure du signal. L'objectif principal du SBAS est d'obtenir une performance de positionnement avec le GPS correspondant aux exigences de l'aviation civile de la phase « En-route » jusqu'à la phase d'approches guidée. Afin d'obtenir les performances requises par l'aviation civile, les systèmes SBAS améliorent l'intégrité, la précision, la disponibilité et la probabilité du Service Standard de Positionnement (SPS) GPS. À ce jour, il existe six systèmes déployés ou en déploiement et dont la couverture est représentée à la Figure 2.1 (European Space Agency, 2005):

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



**Figure 2.1 Zone de couverture des systèmes SBAS.**  
Tirée de European Space Agency (2004, p.12)

Le concept de transmettre des données d'intégrité pour le GPS via un satellite GEO sur la fréquence GPS L1 a vu le jour au début des années 1980. Suite à une preuve de concept réussie en 1989, une organisation formée d'Inmarsat et d'un comité spécial du *Radio Technical Commission for Aeronautics* (RTCA) a débuté la définition du standard que nous connaissons aujourd'hui comme étant le SBAS.

Le système WAAS découle de cette première preuve de concept, il est développé conjointement par le *Federal Aviation Administration* (FAA) et l'*US Department of Transportation* (DOT). Ce système a été pleinement opérationnel en 2003 pour les États-Unis et en 2007 pour le Canada (Misra et Enge, 2006). De son côté, le système EGNOS est développé par l'Agence Spatial Européenne (ESA), la Commission européenne et Eurocontrol pour les systèmes de sauvegarde de la navigation aérienne. Ce système a débuté sa phase pré-opérationnelle en 2006 et sera bientôt autorisé comme système de sauvegarde de la vie (European Space Agency, 2007). Le système MSAS est développé par la *Japan Civil Aviation Bureau* (JCAB) afin de permettre l'utilisation du GPS par l'industrie avionique. Ce système a été approuvé pour utilisation en septembre 2007 (Japan Civil aviation Bureau, 2007). Le financement pour le système GAGAN a été approuvé par le gouvernement Indien le 11 septembre 2008. Ce projet est développé conjointement par l'*Indian Space Research Organisation* et par l'*Airports Authority of India*. Ce système devrait être opérationnel d'ici 2011 (GPS World, 2008). Par contre, le lancement du 15 avril 2010 a échoué ce qui devrait nécessairement reporter cette date.

#### **2.4.2 Présentation des signaux SBAS**

Tous les satellites SBAS transmettent des signaux suivant les mêmes spécifications définies initialement par le RTCA. Ces spécifications sont décrites par le document *Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System Airborne Equipment* (MOPS) (Radio Technical Commission for Aeronautics, 2001).

### **SBAS L1**

Le signal SBAS L1 est composé d'un message de navigation de 250 bps avec une protection d'erreur dont le taux d'encodage est d'un demi. Ces symboles, d'un débit de 500 sps, sont modulés avec un code d'étalement de 1023 bribes cadencées à 1,023 MHz. Ce signal est ensuite modulé en BPSK avec une porteuse dont la fréquence est de 1575,42 MHz.

### **SBAS L5**

Le signal SBAS L5 est similaire au signal GPS L5 sauf qu'un seul canal est utilisé, le canal I. Ce signal devrait être composé d'un message de navigation de 250 bps avec une protection d'erreur dont le taux d'encodage est d'un demi. Ces symboles, d'un débit de 500 sps, sont modulés avec un code d'étalement de 10230 bribes cadencées à 10,23 MHz. Ce signal est ensuite modulé en BPSK avec une porteuse dont la fréquence est de 1176,45 MHz.

#### **2.4.3 Bref historique et présentation des différents satellites SBAS**

Les satellites utilisés pour la transmission des signaux SBAS sont généralement loués à des compagnies privées. La gestion de ces locations ou de ces satellites est effectuée par les organismes impliqués dans le projet SBAS des différentes régions.

Le segment spatial du WAAS a connu beaucoup de changement au cours des dernières années. Initialement, c'est-à-dire de 2003 à 2006, les signaux WAAS étaient transmis via deux satellites GEO situés de part et d'autres de l'Amérique. Ces satellites, Inmarsat 3F4 et Inmarsat 3F3, étaient situés respectivement aux longitudes  $55,5^{\circ}$  O et  $178,0^{\circ}$  E. Le 9 septembre 2005, un troisième satellite, Anik F1R, fut lancé à la longitude  $107,3^{\circ}$  O. Le 13 octobre 2005, un quatrième satellite, Galaxy 15, prenait place à la longitude  $133,0^{\circ}$  O. Suite à cela, le satellite Inmarsat 3F4 fut déplacé de la longitude  $55,5^{\circ}$  O à la longitude  $142,0^{\circ}$  O en 2006. Puis en 2007, les deux satellites Inmarsat III cessèrent de transmettre des signaux WAAS ne laissant que deux satellites WAAS opérationnels (FAA, 2009a). Tout dernièrement, Intelsat a perdu la communication avec Galaxy 15, laissant entendre que celui-

ci allait tranquillement sortir de sa position jusqu'à ce qu'il soit inutilisable. Heureusement, un nouveau satellite, Inmarsat 4F3 (PRN 133), est présentement en test et permettra de combler ce problème technique d'ici décembre 2010 (Erik Gakskatter, 2010).

En ce qui a trait au segment spatial des autres systèmes SBAS, ceux-ci ont subi beaucoup moins de changements. Tout comme pour WAAS, le segment spatial d'EGNOS est constitué de deux satellites loués à Inmarsat ainsi que d'un autre provenant de l'ESA. En 2009, les satellites Inmarsat 3F2 et Artemis sont utilisés pour les opérations initiales du système tandis que le satellite Inmarsat 3F5 n'est utilisé que pour des fins de tests. L'Inde a aussi choisi de louer un satellite à Inmarsat pour la transmission des signaux SBAS. Toutefois, le Japon a décidé d'utiliser ces nouveaux satellites météorologiques MTSAT pour le segment spatial de MSAS. Le Tableau 2.1 présente les satellites actuellement utilisés pour le système SBAS ainsi que leur emplacement.

Tableau 2.1 Résumé de la constellation SBAS actuel (2010)

<b>Constellation SBAS</b>	<b>PRN</b>	<b>Satellite</b>	<b>Longitude</b>
WAAS	133	Inmarsat 4F3	98,0° O
WAAS	135	Galaxy 15	133,0° O
WAAS	138	Anik F1R	107,3° O
EGNOS	120	Inmarsat 3F2	15,5° O
EGNOS	124	Artemis	21,5° E
EGNOS	126	Inmarsat 3F5	25,5° E
GAGAN	127	Inmarsat 4F1	64,0° E
MSAS	129	MTSAT 1R	140,0° E
MSAS	137	MTSAT 2	145,0° E

 : Satellite en test

 : Satellite en perte de contrôle

## 2.5 Compatibilité et interopérabilité des systèmes GNSS

La venue de tous ces nouveaux systèmes de positionnement, de ces systèmes d'augmentation du GNSS et de ces nouveaux signaux complexes offrent des opportunités de performance de positionnement, de robustesse et de sensibilité encore inégalée à ce jour. Toutefois, quel est le prix à payer pour améliorer les performances actuelles et quels en seront les bénéfices réels? Une grande polémique existe à ce sujet, plusieurs groupes croient que le prix à payer pour l'utilisation simultanée de tous ces systèmes/signaux sera trop élevé pour les bénéfices qu'elle offrira (GPS World, 2008). La réponse à cette question dépend en grande partie de l'interopérabilité qu'il y aura entre chacun des systèmes/signaux et du type d'application.

Le principe de base de l'interopérabilité est : « *Better Together Than Separate* ». L'interopérabilité, comme vue par l'*International Committee on Global Navigation Satellite Systems* (ICG), est la capacité des systèmes de navigation d'être utilisés ensemble par un utilisateur afin d'offrir de meilleures performances que si un seul système/signal ne l'était. Bien que l'interopérabilité puisse sembler très simple, il en est tout autre dans les faits. La raison majeure de cette complexité est que chacun des groupes d'utilisateurs ont des besoins spécifiques demandant des choix contradictoires sur les spécifications des signaux. Par exemple, le fait d'avoir plusieurs bandes de fréquence augmente considérablement la complexité des récepteurs, mais s'avère être essentiel pour contrer les problèmes d'interférences, accroître la sensibilité et réduire, voire éliminer, les délais ionosphériques. La simplicité matérielle va donc à l'encontre de la performance, dans cet exemple.

De plus, un autre point important soulevé par l'ICG est la compatibilité des systèmes. La compatibilité est l'assurance qu'un système ne dégradera pas de manière considérable les performances d'un autre système. Or, l'utilisation massive d'une même bande de fréquence avec le même type de modulation dégrade la performance individuelle des systèmes ne respectant pas la compatibilité. Un aperçu des performances du GNSS a été présenté au

chapitre 1, cette sous-section se concentrera donc que sur la capacité des systèmes d'être utilisés ensemble.

### **2.5.1 Analyse de l'interopérabilité des fréquences**

L'interopérabilité fréquentielle des systèmes GNSS est primordiale pour réduire la complexité et les coûts d'un récepteur multifréquences (Akos, 1997). Bien que des travaux portent sur l'échantillonnage direct de toute la bande GNSS (Brown et Wolt, 1994; Lamontagne, 2009), la méthode traditionnelle de ramener les signaux en fréquence intermédiaire (IF) pour chacune des bandes reste la plus couramment utilisée pour les produits commerciaux<sup>1</sup>. Cette approche nécessite des coûts supplémentaires pour chacune des bandes additionnelles. Les données du Tableau 1.1 sont donc reprises au Tableau 2.2 afin de vérifier l'interopérabilité des fréquences des signaux GNSS civils. Il est intéressant de constater que sur un total de 19 signaux planifiés, 11 seront situés sur deux fréquences. Ces 11 signaux regroupent les quatre constellations de positionnements ainsi que le système d'augmentation SBAS. Le prix à payer pour un récepteur bi-fréquence ne devrait donc pas être trop élevé d'un point de vue composant analogique. La seule contrainte réside dans la largeur de bande nécessaire passant de  $\pm 2$  MHz pour un récepteur GPS L1 C/A classique à  $\pm 25$  MHz pour un récepteur bi-fréquences en supposant que l'on traite les signaux B2/E5 en deux signaux QPSK.

---

<sup>1</sup> On réfère ici à l'architecture superhétérodyne.

Tableau 2.2 Fréquence et largeur de bande des signaux GNSS civils gratuits

Fréquence (MHz)	Nom du signal	Largeur de bande (MHz)
1176,450 (L5,E5a,B2a)	GPS L5	20,460
	GALILEO E5a	20,460
	GLONASS L5OC	16,380
	COMPASS B2a	20,460
	SBAS L5	20,460
1191,795 (B2,E5)	COMPASS B2	51,150
	GALILEO E5	51,150
1201,400 (L3)	GLONASS L3OC	10,035
1207,140 (E5b,B2b)	COMPASS B2b	20,460
	GALILEO E5b	20,460
1227,600 (L2)	GPS L2C	20,460
1246,000 (L2OF)	GLONASS L2OF	9,188
1575,420 (L1,E1,B1)	GPS L1 C/A	2,046
	GPS L1C	20,460
	GLONASS L1OC	8,190
	GALILEO E1	24,522
	COMPASS B1	24,522
	SBAS L1	2,046
1602,000 (L1OF)	GLONASS L1OF	11,813

Toutefois, les signaux GLONASS L1OC et GLONASS L5OC ne sont qu'à un stade de planification. Donc, le système GLONASS ne devrait pas être bientôt disponible dans ces bandes de fréquence.

### 2.5.2 Analyse de l'interopérabilité des modulations

L'interopérabilité des types de modulation des systèmes GNSS est un autre facteur très important pour diminuer les coûts et complexités d'un récepteur multi-constellations. Le regroupement des modulations est présenté au Tableau 2.3. Il est intéressant de constater qu'une grande majorité des signaux sont de type BPSK ou QPSK. Sachant qu'une modulation QPSK peut être traitée comme du BPSK, si le canal pilote est traité indépendamment, il y aura 11 signaux pouvant être démodulés avec la même structure de

canal que le GPS L1 C/A. Les principales modifications à apporter au canal serait l'ajout d'un code secondaire et la modification du taux du code primaire pour les signaux GPS L5, Galileo E5a et E5b. De plus, il faudrait ajouter un mécanisme de multiplexage de code d'étalement pour GPS L2C. Les autres modulations sont toutes de la famille BOC exigeant des modifications variant d'un signal à un autre.

Tableau 2.3 Types de modulation et puissance au sol minimal des signaux GNSS civils gratuits

Type de modulation	Nom du signal	Puissance (dBW)
BPSK	GPS L1 C/A	-160
	SBAS L1	-161
	GLONASS L1OF	-161
	GLONASS L2OF	-167
	GPS L2C	-166
	SBAS L5	-157,9
QPSK	GPS L5	-157,9
	GALILEO E5a	-155
	GALILEO E5b	-155
	COMPASS B2a	ND
	COMPASS B2b	ND
TMBOC	GPS L1C	-157
AltBoc	COMPASS B2	ND
	GALILEO E5	-152
CBOC	GALILEO E1	-157
MBOC	COMPASS B1	ND
BOC	GLONASS L1OC	ND
	GLONASS L5OC	ND

Bien que le fait de traiter un canal QPSK en BPSK implique une perte de 3 dB<sup>1</sup> de la puissance du signal, les signaux QPSK sont plus élevés d'au moins 2 dB par composant pour

<sup>1</sup> Les canaux en phase et en quadrature de phase ont la même puissance. De ce fait, la poursuite d'un seul des deux canaux induit une perte de 50% de la puissance soit 3 dB.

cette perte par rapport à GPS L1 C/A. Donc, il n'y a pas de réel désavantage de procéder de cette manière par rapport à ce signal classique.

### 2.5.3 Analyse de l'interopérabilité des structures des messages de navigation

La structure des messages de navigation peut complexifier la gestion de tous ces signaux si la structure diffère trop d'un signal à l'autre. À ce jour, les structures des messages de navigation sont divisées en six types comme le présente le Tableau 2.4. La structure des nouveaux signaux GLONASS et ceux de Compass ne sont pas encore disponibles.

Tableau 2.4 Types de structure des messages de navigation des signaux GNSS

Type de structure de message	Nom du signal
NAV	GPS L1 C/A
	GPS L2C
CNAV	GPS L5
	GPS L1C
SBAS	SBAS L1
GLONASS	GLONASS L1OF
	GLONASS L2OF
FNAV	GALILEO E5a
INAV	GALILEO E5b
	GALILEO E1

D'un point de vue logiciel, chacun de ces types doit être traité de manière différente. Cela implique une augmentation de la mémoire programme nécessaire pour un récepteur SBAS-GNSS.

### 2.5.4 Analyse de l'interopérabilité des références temporelle et géographique

Les références temporelles et géographiques sont un point très important pour l'interopérabilité des systèmes de positionnement.

Le temps écoulé entre la transmission d'un signal GNSS et la réception de celui-ci, multiplié par la vitesse de la lumière est la mesure de base pour le calcul de la distance nous séparant du satellite. Or, une erreur de synchronisation entre les mesures des systèmes, aussi petite soit-elle, détériorera la précision de la solution de navigation de manière considérable. La synchronisation du système GPS et Galileo va être résolue via les messages de navigation (ESA, 2008b), toutefois aucune information n'est disponible à ce sujet pour GLONASS et Compass. Une approche réside dans l'ajout de nouvelles inconnues dans les équations de navigation, mais augmente ainsi le nombre minimal de satellites nécessaire pour la solution de navigation.

Les différentes références géographiques des systèmes GNSS exigent des opérations supplémentaires lors du calcul de la solution de navigation afin de convertir la position des satellites d'une référence à une autre (Misra et Enge, 2006). Il est important de mentionner que cette transformation peut engendrer des erreurs qui ne seraient survenues dans le cas d'un seul système. Le Tableau qui suit résume les différentes références utilisées par les systèmes du GNSS.

Tableau 2.5 Références temporelles et géographiques des systèmes du GNSS

<b>Constellation</b>	<b>Référence temporelle</b>	<b>Référence géographique</b>
GPS	GPST	WGS-84
GLONASS	UTC(SU)	PZ-90
Galileo	GST	GTRF
COMPASS	China UTC	Beijing 1954
SBAS	GPST	WGS-84

## **2.6 Conclusion des statuts des systèmes de positionnement par satellites**

Ce chapitre a présenté les différents signaux et systèmes de positionnement que comporte le GNSS à ce jour. Un élément important qui est ressorti est la diversité des signaux qui seront disponibles complexifiant grandement l'élaboration d'un récepteur GNSS. Toutefois,

certaines combinaisons de signaux/systèmes ne demanderont pas trop de modifications par rapport à un récepteur GPS L1 C/A. Il y a beaucoup de recherche à faire afin de développer et identifier les meilleures combinaisons, d'où l'importance d'avoir un récepteur flexible permettant de faire cette recherche. Par exemple, est-il mieux d'avoir des signaux plus complexes mais exigeant plus de ressources matérielles ou encore d'avoir plus de constellations mais exigeant des algorithmes plus robustes?

De plus, un autre élément à souligner est que la modulation BPSK est utilisée par toutes les constellations lorsque l'on considère les composants de données et de pilotes indépendamment pour les modulations QPSK. Aussi, les signaux abordés dans ce mémoire (GPS L1 C/A, GPS L2C, SBAS L1, SBAS L5, GLONASS L1 et GLONASS L2) sont tous de type BPSK. Cette caractéristique importante aura une influence dans l'architecture du canal de démodulation présentée au chapitre 3.

Bref, les nombreux signaux GNSS qui seront disponibles devraient offrir des performances inégalées, mais un choix de combinaison appropriée sera nécessaire pour chacune des applications ciblées.

## CHAPITRE 3

### MISE EN ŒUVRE D'UN CANAL DE DÉMODULATION BPSK

La mise en œuvre du récepteur logiciel SBAS-GNSS a nécessité une revue des travaux réalisés dans le cadre du projet du récepteur hybride GPS-Galileo (Sauriol, 2008). Ce chapitre présente les concepts de base d'un récepteur SBAS-GNSS en reliant chacun de ces concepts aux réalisations précédentes et actuelles.

Afin de résumer les travaux réalisés lors du projet du récepteur hybride GPS-Galileo, voici un extrait de la conclusion :

« La mise en œuvre en temps réel d'un récepteur hybride GPS-Galileo s'est avérée être un projet beaucoup plus complexe que nous le pensions. [...] »

La première étape pour l'élaboration du récepteur hybride en temps réel a été de concevoir un récepteur GPS L1 à 12 canaux. [...] Il faut mentionner notre approche novatrice basée sur un FPGA, qui est flexible et peu coûteuse, contrairement aux méthodes actuellement employées en industrie. Notre approche permet ainsi de concevoir des récepteurs de navigation compacts et performants tout en limitant le temps et les coûts de recherche et de développement au minimum.

La seconde étape de notre projet a consisté en la mise en place de canaux de démodulation Galileo E1, [...]. Il faut noter que grâce à la plateforme de développement, cette étape a pu être réalisée en un temps record d'environ deux semaines, comparativement à un an pour le récepteur GPS L1. [...]

L'élaboration d'une solution de navigation en temps réel a été un autre élément important de ce projet. [...] Nous avons été heureux de constater la grande précision de notre récepteur ainsi que son temps de démarrage rapide, comparables à d'autres récepteurs disponibles sur le marché. [...] » (Sauriol, 2008, p. 247)

Brièvement, les travaux ont consisté à la mise en œuvre complète d'un récepteur GPS L1 C/A dont les performances étaient similaires à d'autres récepteurs commerciaux. De

plus, l'architecture développée a permis de mettre en place un autre type de canal de démodulation très rapidement.

Les prochaines sous-sections présentent les différents concepts d'un récepteur GNSS. Il est constitué d'une antenne, d'une tête Radio Fréquence (RF), d'un module de fréquence intermédiaire (IF – *Intermediary Frequency*) et d'un processeur. L'antenne permet de convertir l'onde électromagnétique en tension. La tête RF se charge de filtrer, d'amplifier et d'abaisser la fréquence des signaux afin que ceux-ci puissent être numérisés. L'étage de démodulation IF permet de récupérer les messages de navigation et d'effectuer les mesures d'observations tandis que le processeur calcule la solution de navigation.

### **3.1 Considérations de l'antenne d'un récepteur GNSS**

L'antenne qui a été utilisée lors des travaux précédents provient de la compagnie AeroAntenna Technology. Cette antenne active ayant un gain de 30 dB, l'AT575-75, est centrée à 1575,42 MHz avec une largeur de bande de 10 MHz (Precise Positioning Management, 2000). De plus, l'amplificateur WS2901-30 de 30 dB dont la bande passante est comprise entre 1300 et 1800 MHz, a été ajouté afin de compenser la longueur du câble reliant le laboratoire GRN au toit de l'ÉTS (Wi-Sys Communications Inc., 2003) (Sauriol, 2008).

Évidemment, cette antenne n'a pas pu être utilisée pour les travaux présentés ici puisqu'elle ne permet que la réception d'une partie des signaux sur la bande L1. Une antenne de Novatel, modèle GPS-704x, a donc été utilisée à cette fin puisqu'elle permet la réception de tous les signaux GNSS (Novatel, 2006b). Contrairement à l'antenne AT575-75, la GPS-704x ne possède aucun préamplificateur exigeant un 30 dB d'amplification supplémentaire. De plus, l'amplificateur WS2901-30 ne possède pas une bande passante assez large pour tous les signaux GNSS. Alors, trois amplificateurs de 20 dB, des WS2901-20, ont été mis en cascade pour obtenir un gain équivalant à la configuration précédente (Wi-Sys Communications Inc.,

2003). Deux autres WS2901-20, offrant 40 dB de gain, ont été ajoutés dans nos locaux puisque la longueur des câbles est passée de 38 m à 60 m. Le fait d'ajouter des amplificateurs en cascade réduit la bande passante, mais elle demeure suffisamment large pour les signaux ciblés. Ceci étant, le signal retransmis par l'antenne est passé d'un signal de 10 MHz de bande passante à un signal de 600 MHz de bande passante et l'amplificateur est passé de 500 MHz de bande passante à environ 800 MHz de bande passante.

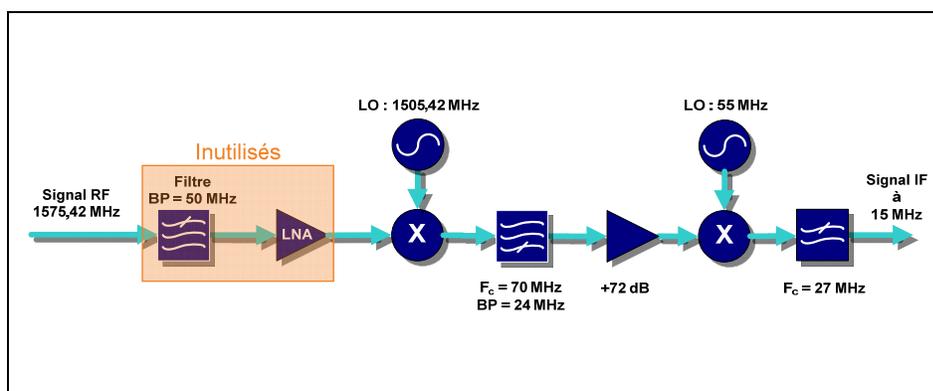
### 3.2 Tête de réception radio-fréquence (RF) et échantillonnage du signal IF

Usuellement, l'échantillonnage d'un signal doit se faire à un taux du double de la fréquence la plus haute du signal comme l'exige le théorème de Nyquist-Shannon (Nyquist, 1928). Comme les signaux GNSS sont de l'ordre de 1,5 GHz, cela impliquerait une fréquence d'échantillonnage d'environ 3 GHz exigeant beaucoup trop de ressources pour les technologies actuelles. Le signal RF est donc replié à une fréquence de l'ordre de quelques Mega Hertz avant d'être numérisé.

La tête RF doit aussi filtrer et amplifier le signal GNSS afin de conserver la qualité du signal. Typiquement, les signaux GNSS ont une puissance variant de -160 dBm à -130 dBm. Il faut donc amplifier ces signaux pour que ceux-ci soient bien numérisés par les convertisseurs analogiques à numériques (ADC – *Analog to Digital Converter*).

La tête RF utilisée lors des travaux antérieurs a été développée afin de répondre aux besoins du projet actuel. Cette tête RF permet de décaler un signal de 1575,42 MHz vers un signal en fréquence intermédiaire de 15 MHz avec une bande passante de 24 MHz et d'amplifier ce signal. De plus, celle-ci a été pensée de manière à être utilisée pour la plupart des autres signaux GNSS en nécessitant qu'un changement mineur. Le seul élément à modifier pour passer d'une bande de fréquence à une autre est la fréquence du premier oscillateur (LO – *Local Oscillator*) de la chaîne, soit 1505,42 MHz pour GPS L1 C/A (Sauriol, 2008). Cette tête RF est présentée à la Figure 3.1, il est possible d'y constater que le filtre RF passe-bande

de 50 MHz et l'amplificateur à faible bruit (LNA) initialement prévu n'ont pas été utilisés lors des travaux antérieurs (Sauriol, 2008). Cela s'explique par le fait que l'antenne active utilisée possédait déjà un LNA et que leur bande passante était restreinte.



**Figure 3.1 Schéma de la tête RF développée lors des travaux du récepteur hybride GPS-Galileo.**

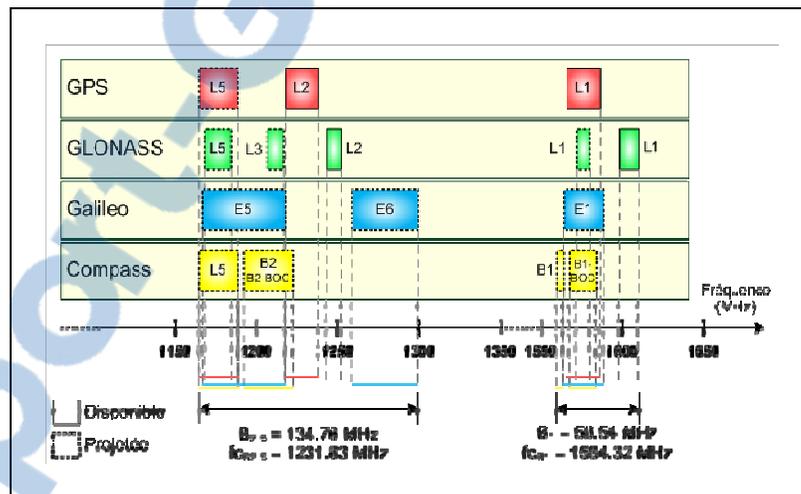
Adaptée de Sauriol et Landry (2007, p.3)

Cette tête RF a nécessité certaines adaptations afin de répondre aux besoins de flexibilité du projet du récepteur SBAS-GNSS. Les deux paramètres à considérer pour cette sous-section sont la fréquence du signal et sa largeur de bande utile. La fréquence et la bande passante de chacun des signaux GNSS ont été présentées au Tableau 2.2. On y constate que seuls les signaux COMPASS B2 et GALILEO E5 ont une largeur de bande supérieure à 24 MHz. Cette largeur de bande de 24 MHz a été sélectionnée durant les travaux précédents pour des fins de simplicité. En effet, la tête RF a été conçue à partir de composants disponible sur le marché (COTS – *Comercial Off-The-Shelf*) (Saurio, 2008). Étant donné que ces deux signaux ne sont pas considérés dans ces travaux, les filtres et la fréquence IF de 15 MHz ont été laissés tels quels.

Toutefois, le filtre d'entrée qui n'a pas été utilisé pour les travaux du récepteur hybride GPS-Galileo a dû être ajouté puisque le signal reçu est passé à une bande passante de 600 MHz. L'idéal aurait été d'avoir un filtre par bande pour un total de huit fréquences, comme

présenté au Tableau 2.2. Par contre, cela aurait exigé trop de ressources matérielles pour générer les huit LO nécessaires. Pour cette raison, nous avons divisé les signaux GNSS en deux telles que proposées par M. Lamontagne (Lamontagne, 2009). Ces deux bandes  $B_1$  et  $B_{2-5}$ , d'une largeur de 134,76 MHz et de 50,54 MHz respectivement, sont présentées à la Figure 3.2. Il importe de mentionner que nous ne considérons pas la bande E6 de Galileo pour ces travaux puisque ce signal ne sera pas offert gratuitement aux civils. Les filtres utilisés ont été tirés des travaux de M. Thiam (Thiam, 2009) et des travaux de M. Lamontagne (Lamontagne, 2009). L'objectif de ce filtrage est de réduire la bande passante du signal afin de diminuer le bruit qui sera engendré lors du repliement des signaux. Les caractéristiques de ces filtres sont les suivantes :

- $B_2 \rightarrow F_C = 1209 \text{ MHz}$  : BP = 121 MHz,
- $B_1 \rightarrow F_C = 1569 \text{ MHz}$  : BP = 120 MHz.



**Figure 3.2 Spectre électromagnétique des bandes GNSS.**  
Tirée de Lamontagne (2009, p.14)

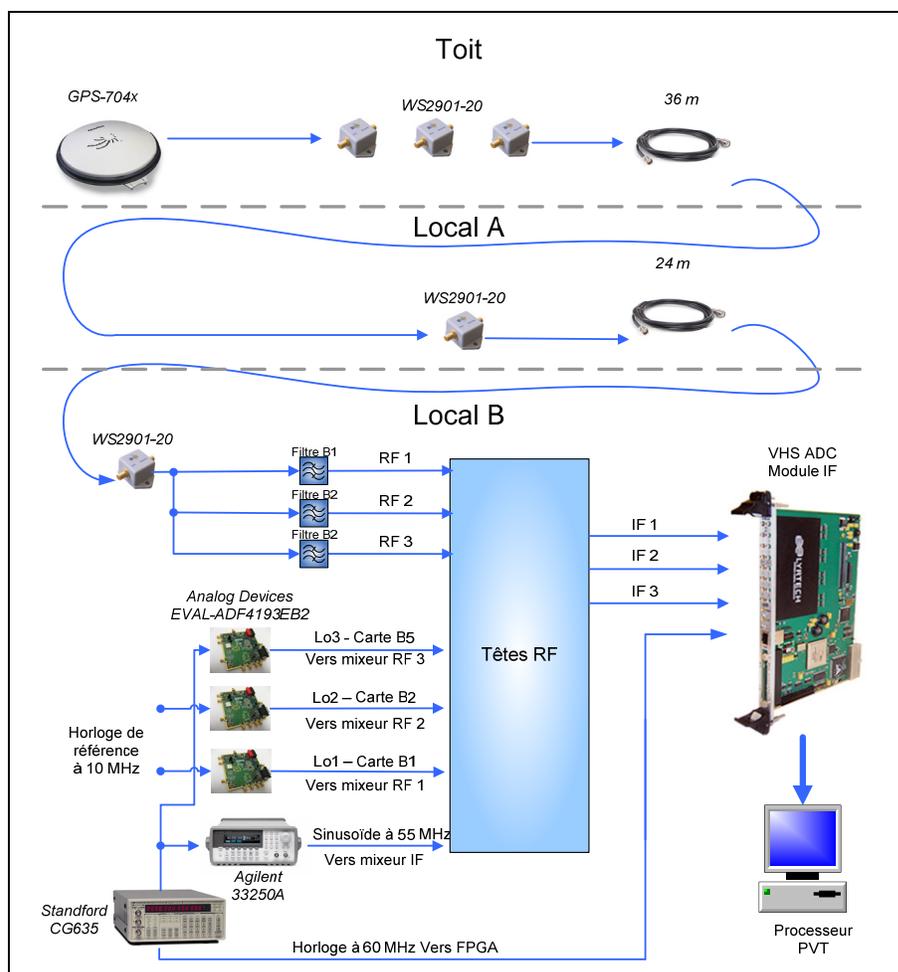
L'autre adaptation réalisée a été de mettre en place un mécanisme flexible de génération de fréquence pour le premier LO. Cela permet de ramener n'importe quelle fréquence GNSS à 70 MHz. Cette tâche a été réalisée en grande partie par M. Narbaïts-Jauréguy sous la supervision de M. Fortin et celle de l'auteur (Narbaïts-Jauréguy, 2009). L'idée était de

pouvoir générer n'importe quelle LO (fréquence du signal GNSS moins 70 MHz) et de pouvoir la modifier en temps réel. Nous avons défini que trois LO seraient le meilleur compromis entre ressources matérielles et flexibilité. En effet, en divisant bien notre spectre fréquentiel, il a été possible d'utiliser uniquement trois signaux RF pour couvrir toute la bande GNSS. Cette division est présentée au Tableau 3.1. On y constate que certains signaux, identifiés en gris, ont été utilisés pour générer des fréquences qui ne sont pas considérées dans ce mémoire tel que GALILEO E6. L'objectif de choisir trois tête RF était de pouvoir utiliser trois fréquences pour une même constellation afin de faciliter le développement futur d'algorithme de combinaison linéaire des trois fréquences (*tri-lainig*) tout en conservant la possibilité de développer des algorithmes multi-constellations. La génération des LO s'effectue via une carte de développement d'Analog Device, l'EVAL-ADF4193EB2. Cette carte est composée d'une boucle à verrouillage de phase (PLL – *Phase Lock Loop*) et d'un contrôleur d'oscillation par tension (VCO – *Voltage Controlled Oscillator*). C'est principalement le choix des VCO qui a défini la plage fréquentielle de chacune des cartes.

Tableau 3.1 Division du spectre fréquentiel GNSS sur trois bandes

	Fc (MHz)	Fc - 70 MHz (MHz)	Signal
VCO 1	1575,450	1505,450	GPS L1 C/A, GPS L1C, GLONASS L1ROC, GALILEO E1, COMPASS B1, SBAS L1
	1602,000	1532,000	GLONASS L1OF
	1561,098	1491,098	Beidou B1-1
	1589,740	1519,740	Beidou B1-2
VCO 2	1227,600	1157,600	GPS L2C
	1246,000	1176,000	GLONASS L20F
	1278,750	1208,750	GALILEO E6
	1268,520	1198,520	Beidou B3
VCO 3	1176,450	1106,450	GPS L5, GALILEO E5a, GLONASS L5OC, CPOMPASS B2a, SBAS L5
	1191,795	1121,795	COMPASS B2, GALILEO E5
	1207,140	1137,140	COMPASS B2b, GALILEO E5B
	1204,704	1134,704	GLONASS L3
	1176,000	1106,000	GLONASS L5

À ce point, il est important de souligner que toutes les horloges du récepteur SBAS-GNSS sont synchronisées via une horloge de référence Stanford CG635 possédant une gigue de phase inférieure à 1 ps (Stanford Research Systems, 2003). La Stanford CG635 est aussi utilisée pour générer le 60 MHz qui sera utilisé pour le module IF. En plus, un Agilent 33250A est utilisé pour générer le 55 MHz utilisé par le deuxième étage de repliement des têtes RF. La connectivité des antennes, de la tête RF, des horloges, du module IF et du processeur sont présentée à la Figure 3.3.



**Figure 3.3 Schéma des connectivités du matériel.**  
Adaptée de Sauriol (2008, p.86)

Bref, tous les signaux GNSS sont ainsi ramenés à une fréquence de porteuse de 15 MHz, peu importe leur fréquence originale. Ces signaux IF sont numérisés à 60 MHz, puis les échantillons sont traités par le module de démodulation IF qui a pour objectif de retrouver le message de navigation en effectuant l'acquisition et la poursuite des signaux GNSS.

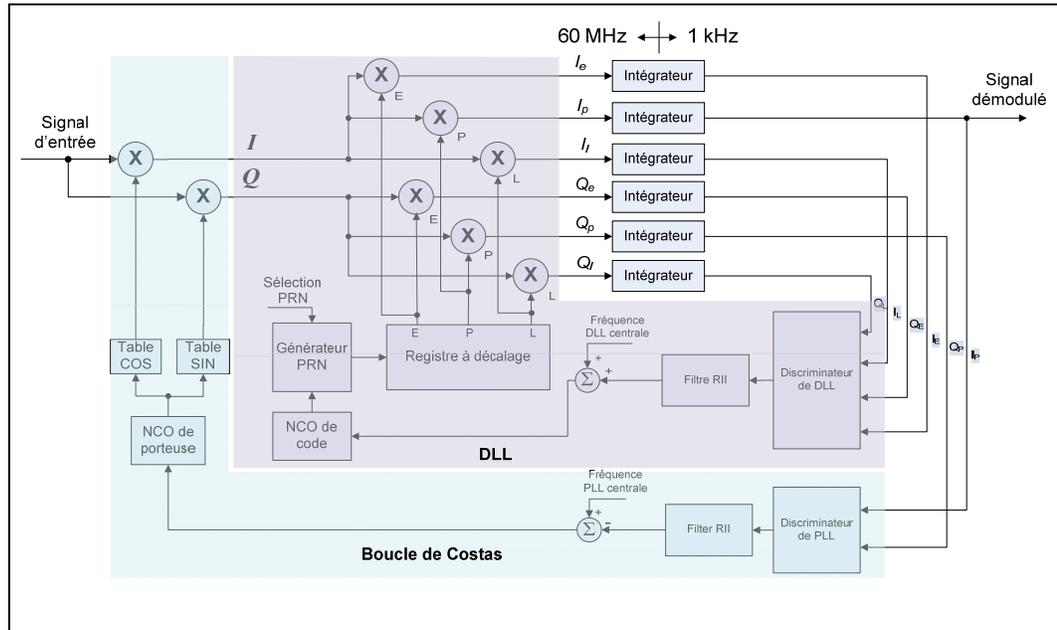
### 3.3 Analyse du module de démodulation IF

Le module de démodulation IF du projet antérieur est basé sur la carte de développement VHS-ADC de la compagnie Lyrtech. Cette carte permet de faire l'acquisition, la poursuite et le décodage des signaux GNSS. Ses composants principaux sont les suivants (Lyrtech, 2008):

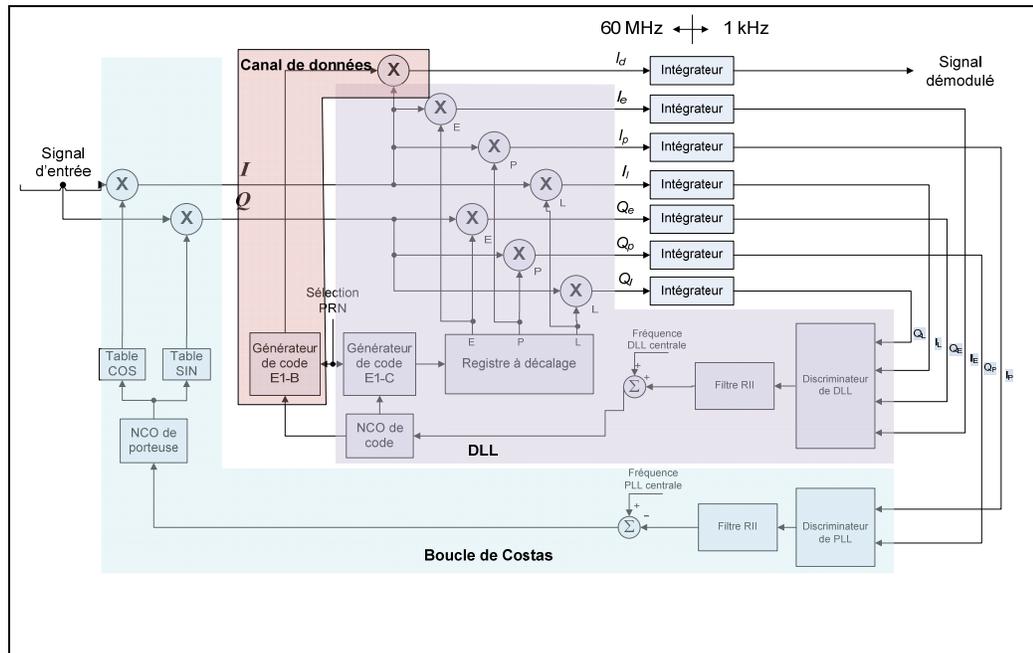
- 8 ADC de 14 bits (possibilité de doubler le nombre par l'ajout d'une carte-fille),
- 128 MB de mémoire de type SDRAM,
- Un FPGA Virtex-4 de Xilinx,
- Un port Compact PCI.

Tel que mentionné dans Sauriol (2008), l'architecture du canal de démodulation pour un signal GPS L1 C/A est basée sur celle présentée dans Kaplan (1996). Ce canal intègre une boucle de Costas, dont le principe est de produire une réplique de la porteuse en phase et en quadrature de phase. Toutefois, rien ne permet de déterminer le signe de la phase du verrouillage. Il faut attendre de décoder le message de navigation avant de lever l'ambiguïté concernant le verrouillage si nous voulons éviter une ambiguïté de  $180^\circ$ . En plus de la boucle de Costas, une boucle à verrouillage de délai (DLL – *Delay Locked Loop*) y est imbriquée afin d'aligner la réplique du code d'étalement. La DLL est basée sur des corrélateurs en avance (E - *Early*) et en retard (L - *Late*) qui permettent de calculer l'erreur du corrélateur en phase (P - *Prompt*). La Figure 3.4 présente l'architecture générale du canal de démodulation pour le signal GPS L1 C/A. Ce canal permet de faire l'acquisition et la poursuite d'un signal GPS L1 C/A à la fréquence IF de 15 MHz. Toutefois, un autre canal de démodulation a dû être développé afin de faire l'acquisition et la poursuite du signal E1b de Giove-A puisqu'il possède deux canaux, un canal pilote et un canal de données. L'ajout d'un autre corrélateur a

été nécessaire ainsi qu'un autre générateur de code d'étalement. Cette modification mineure peut être observée à la Figure 3.5.



**Figure 3.4 Architecture d'un canal de démodulation GPS L1 C/A.**  
Adaptée de Sauriol (2008, p.3.24)



**Figure 3.5 Architecture d'un canal de démodulation Giove-A E1b.**  
Adaptée de Sauriol (2008, p.166)

La mise en œuvre de ce segment est réalisée en langage de description matérielle (VHDL - *Very high scale integrated circuit Hardware Description Language*) et est implémenté dans le FPGA de la carte Lyrtech. Toutefois, un microprocesseur logiciel a aussi été utilisé pour simplifier la mise en œuvre des algorithmes d'acquisition, de poursuite, de décodage des messages et des calculs des observations. De plus, le microprocesseur a été utilisé pour la réalisation des filtres de boucle et des discriminateurs des canaux de démodulation. Ce microprocesseur de 32 bits configurable, le MicroBlaze de Xilinx, est conçu pour être implémenté dans les FPGA de Xilinx. Son principal avantage est qu'il est programmable en langage C réduisant ainsi le temps de développement.

L'architecture générale du module de démodulation IF du récepteur hybride GPS-Galileo ainsi que l'expansion envisagée de celle-ci est présentée ci-dessous. En examinant la Figure 3.6, on constate qu'il faudrait  $N$  canaux différents pour  $N$  types de signaux. Si l'on considère que la majorité des récepteurs ont 12 canaux par type de signal et qu'il y a environ

une douzaine de signaux présents, il faudrait plus de 144 canaux pour avoir un récepteur SBAS-GNSS selon cette architecture. De plus, les limitations de puissance de calcul du MicroBlaze font en sorte qu'il ne peut traiter plus d'une trentaine de canaux à l'intérieur d'une milliseconde. Cette période est déterminée selon la durée du code d'étalement du signal GPS L1 C/A sur laquelle le calcul des observations, le décodage de messages de navigation, le calcul des discriminateurs et le calcul des filtres de boucle sont basés (Sauriol, 2008).

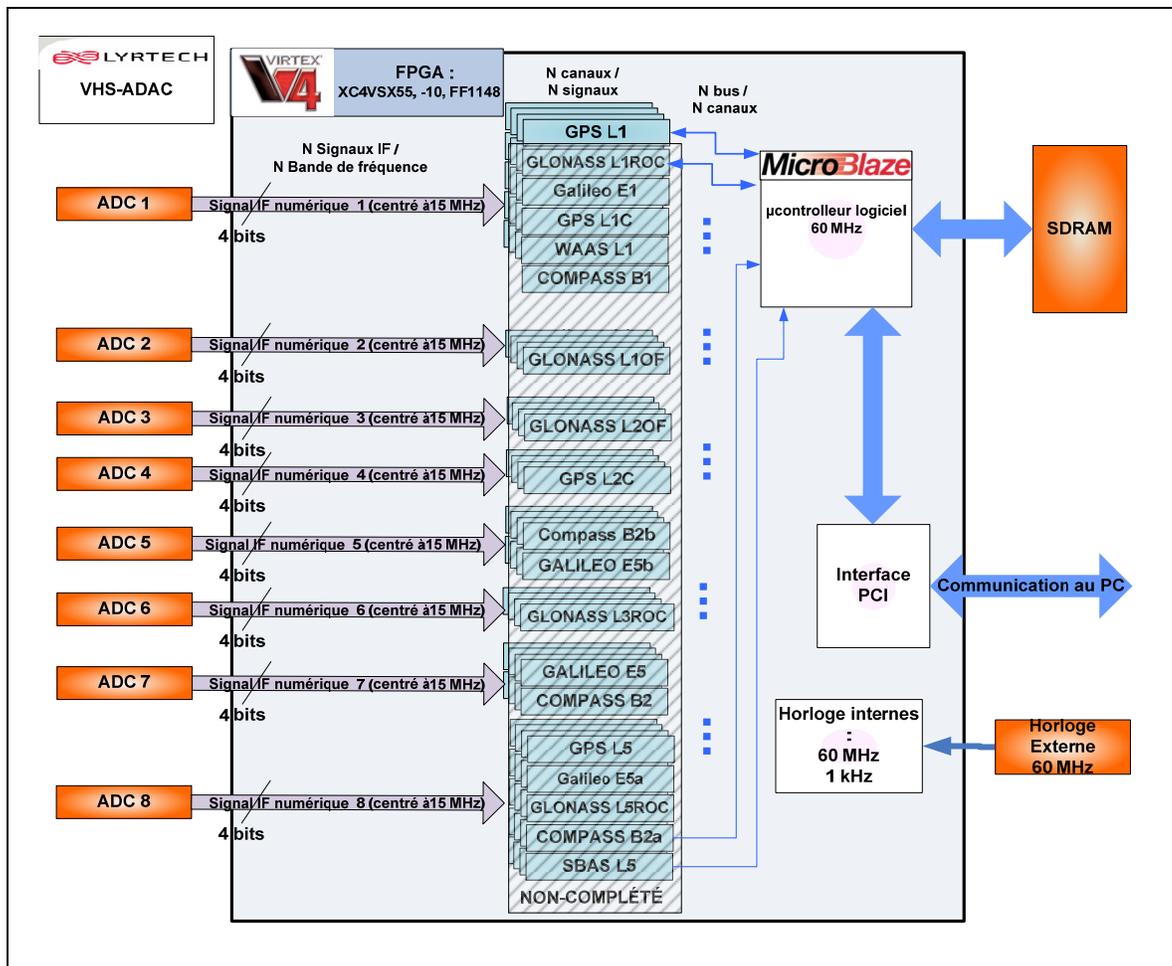
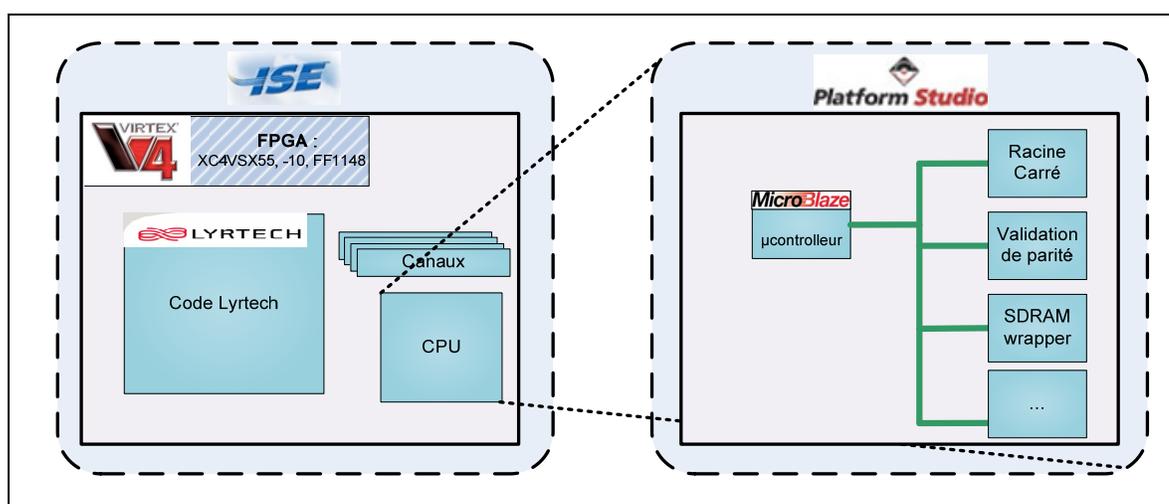


Figure 3.6 Architecture du segment démodulation du récepteur hybride GPS-Galileo.

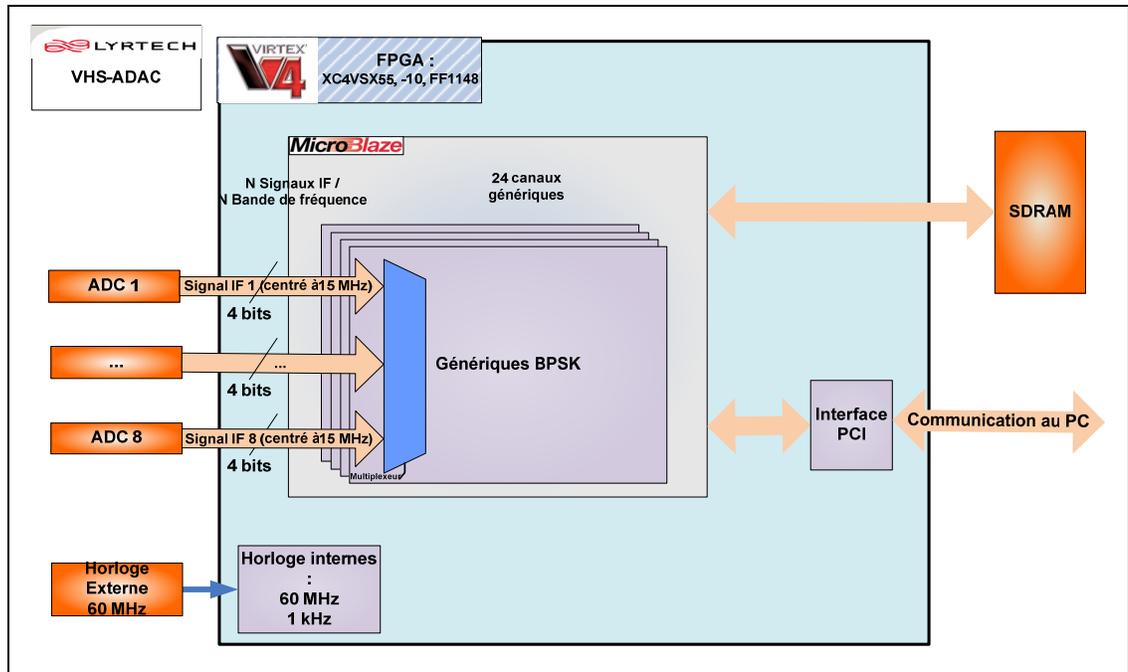
Un autre élément important à mettre en évidence pour ce module est l'utilisation des outils utilisés pour sa mise en œuvre. En effet, la flexibilité et la simplicité d'utilisation sont de mise puisque le récepteur développé est une plateforme de recherche et sera par conséquent fréquemment modifié. Comme le FPGA utilisé provient de Xilinx, les outils logiciels proviennent eux aussi de cette compagnie. En quelques mots, le MicroBlaze est configuré et programmé via le logiciel Xilinx Platform Studio (XPS) tandis que les canaux de démodulation sont programmés via le logiciel Project Navigator (ISE). La Figure 3.7 permet de constater que le FPGA est divisé en deux parties : les canaux et le Microblaze.



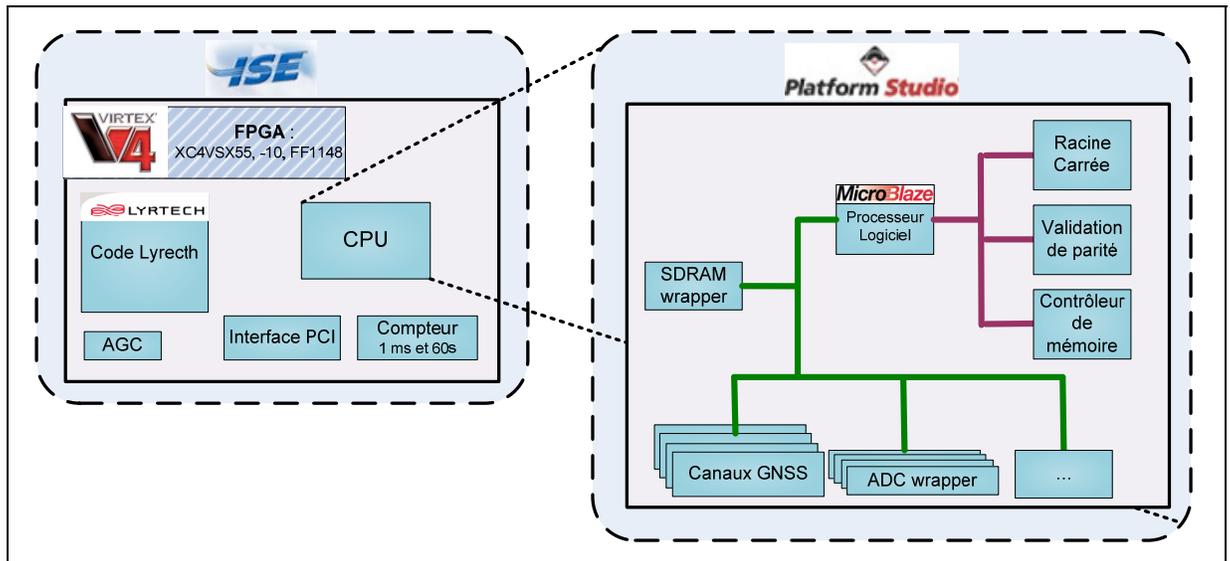
**Figure 3.7 Architecture logicielle du récepteur hybride GPS-Galileo.**

Il importe de rappeler que le récepteur SBAS-GNSS en développement est un outil de recherche pouvant être utilisé pour diverses applications et projets de recherche. Cela étant dit, l'utilisation et le développement du récepteur doit être le plus simple possible tout en étant le plus performant. Cette contrainte majeure a nécessité une revue de l'architecture logicielle du segment de démodulation IF. En fait, il a été décidé qu'il serait plus simple d'intégrer les canaux de démodulation au sein du MicroBlaze afin d'éviter d'avoir à modifier du code via deux logiciels différents. De plus, cela convient parfaitement à l'approche *IP core* couramment utilisée dans le domaine des FPGA afin de réutiliser les composants. Une

autre modification importante a été de changer l'approche d'un canal par signal pour un canal plus générique. Il a été souligné au chapitre 2 que les signaux GNSS qui seront traités dans ce mémoire sont tous de type BPSK, ce constat a largement contribué à choisir cette approche pour le canal de démodulation. La Figure 3.8 et la Figure 3.9 présentent ces modifications.



**Figure 3.8 Architecture générale adaptée du segment démodulation du récepteur logiciel SBAS-GNSS.**



**Figure 3.9 Architecture logicielle adaptée du récepteur SBAS-GNSS.**

Le canal BPSK a nécessité plusieurs changements au sein du canal de démodulation et ces changements seront présentés dans les sous-sections à venir. Ces modifications touchent la consigne de la PLL, la consigne de la DLL, le générateur de code d'étalement, le registre à décalage de la DLL et l'ajout d'un mécanisme de contrôle des canaux sophistiqués.

### 3.3.1 Vérification de la consigne de la boucle à verrouillage de phase (PLL)

Le bon fonctionnement de la consigne de la PLL a nécessité une vérification dans les nouvelles plages de son utilisation. Tel que développé par M. Sauriol, l'oscillateur contrôlé numériquement (NCO) de la PLL permet de convertir une consigne numérique en une sortie de phase. Le principe repose sur la variation de la sortie en fonction du contenu d'un accumulateur. À chaque coup d'horloge, une consigne est accumulée jusqu'à ce que la limite de l'accumulateur soit atteinte, puis cet accumulateur est remis à zéro. Cette limite correspond à un cycle du signal, soit 19,03 cm pour le signal GPS L1 C/A comme le montre l'équation 3.1:

$$\lambda = \frac{c}{f} \approx \frac{299\,729\,458 \text{ m/s}}{1575,42 \cdot 10^6 \text{ Hz}} = 19,03 \text{ cm} \quad (3.1)$$

La précision du NCO de la PLL est directement liée au nombre de bits qui le compose. Cette dimension avait été fixée en imposant une précision minimale de 0,1 mm/s comme le montrent les équations 3.2 et 3.3.

La précision minimale du NCO doit être ramenée en Hz pour être comparée à la fréquence d'échantillonnage. La précision en fréquence, correspondant à une précision de 0,1 mm/s, est de 525,49  $\mu\text{Hz}$ :

$$\delta f = \frac{\delta x}{\lambda} = \frac{0,1 \cdot 10^{-3} \text{ m/s}}{0,1903 \text{ m}} = 525,49 \mu\text{Hz} \quad (3.2)$$

Le nombre minimal de bits pour cette précision est de 37 pour un taux d'échantillonnage de 60 MHz :

$$N = \log_2 \left( \frac{60 \cdot 10^6}{525,49 \cdot 10^{-6}} \right) \approx 37 \text{ bits} \quad (3.3)$$

Le Tableau 3.2 présente le nombre minimal de bits pour chacun des signaux SBAS-GNSS considéré dans ce mémoire. Ce tableau permet de constater que les variations de fréquence des signaux GNSS influencent très peu le nombre de bits nécessaire pour la précision désirée. C'est pour cette raison que le nombre de bits a été laissé tel que proposé par M. Sauriol (2008).

Tableau 3.2 Longueur d'onde des signaux SBAS-GNSS et nombre minimal de bits du NCO associé

<b>Caractéristiques</b>	<b>GPS L1 C/A</b>	<b>GPS L2C</b>	<b>SBAS L1</b>	<b>SBAS L5</b>	<b>GLONASS L1</b>	<b>GLONASS L2</b>
Fréquence de porteuse (MHz)	1575,42	1227,6	1575,42	1176,45	1602	1246
Longueur d'onde (cm)	19,03	24,41	19,03	25,47	18,71	24,05
Nombre de bits du NCO	~37	~37	~37	~37	~36	~37

Toutefois, une autre considération doit être prise en compte afin de répondre au requis des signaux basés sur une utilisation de la bande passante par FDMA. Les signaux GNSS sont tous translatés à 15 MHz, sauf les signaux GLONASS de type FDMA, qui peuvent s'éloigner jusqu'à 3,9375 MHz de cette fréquence. Cela fait en sorte que le signal que l'on cible se retrouve entre 11,0625 MHz et 18,375 MHz pour le signal GLONASS L1OF et entre 11,9375 MHz et 17,625 MHz pour le signal GLONASS L2OF. L'impact de ces nouvelles fréquences IF n'a pas de réel impact sur la précision des NCO, mais plutôt sur les limites des fréquences générées par ce NCO. De plus, le décalage Doppler des signaux vu par le récepteur peut varier de  $\pm 4,5$  kHz dans le cas de GPS L1 C/A pour un récepteur stationnaire (Kaplan et Hegarty, 2005). Il faut donc s'assurer que le NCO puisse couvrir ces nouvelles plages fréquentielles ainsi que les erreurs d'un oscillateur standard pouvant aller jusqu'à 10 KHz. Puisque le NCO a été conçu de manière à générer une fréquence variant de 0 Hz à  $f_s/2$  et que le taux d'échantillonnage est de 60 MHz, il est possible de générer une fréquence allant de 0 Hz à 30 MHz. Cette plage fréquentielle est suffisante pour couvrir des décalages Doppler de  $\pm 15$  MHz, ce qui est impossible pour les applications ciblées par le récepteur SBAS-GNSS. Bref, la conception du NCO de la PLL convient parfaitement à tous les signaux du projet.

### 3.3.2 Vérification de la consigne de la boucle à verrouillage de délai (DLL)

Dans le même ordre d'idée que le NCO de la PLL, la consigne du NCO de la DLL a nécessité une vérification du bon fonctionnement avec les nouveaux signaux. Il a été présenté au Chapitre 2 que le débit du code d'étalement peut varier de 0,511 MHz à 10,23 MHz. Si nous considérons la valeur la plus restrictive de 0,511 MHz :

La longueur d'onde est environ 587,08 m:

$$\lambda = \frac{c}{f} \approx \frac{3 \cdot 10^8 \text{ m/s}}{0,511 \cdot 10^6 \text{ Hz}} = 587,08 \text{ m} \quad (3.4)$$

La dérive de phase est d'environ 170,33 nHz si l'on impose une dérive maximale en boucle ouverte de 0,1 mm/s :

$$\delta f = \frac{\delta x}{\lambda} = \frac{0,1 \cdot 10^{-3} \text{ m/s}}{587,08 \text{ m}} = 170,33 \text{ nHz} \quad (3.5)$$

Le nombre minimal de bits pour cette précision est donc de 48 bits pour un taux d'échantillonnage de 60 MHz :

$$N = \log_2 \left( \frac{60 \cdot 10^6}{170,33 \text{ nHz}} \right) \approx 48 \text{ bits} \quad (3.6)$$

Ce nombre est supérieur d'un bit par rapport à la valeur antérieure du projet. L'influence de ce bit manquant est mineure comme le montre l'équation ci-dessous :

$$\delta x = \frac{f_s \cdot \lambda}{2^N} = \frac{60 \cdot 10^6 \text{ s}^{-1} \cdot 587,08 \text{ m}}{2^{48}} = 0.1251 \text{ mm/s} \quad (3.7)$$

Il a donc été décidé de conserver le NCO de la DLL tel que développé par M. Sauriol (2008).

### 3.3.3 Implémentation des générateurs de code d'étalement en bloc mémoire

Le générateur de code d'étalement est le module qui a le plus changé entre les deux générations du projet. Les générateurs de code du récepteur hybride GPS-Galileo reposaient sur des générateurs polynomiaux implémentés à l'aide de registres à décalage. Bien que cette approche soit optimale d'un point de vue ressource du FPGA, elle ne peut convenir à l'implémentation actuelle. En effet, il aurait fallu implémenter un générateur de code par type de signal et ce, pour chaque canal.

L'approche qui a été retenue pour le récepteur SBAS-GNSS est celle des blocs mémoires. Cette approche consiste à pré-calculer tous les codes d'étalements possibles et de les conserver en mémoire. Toutefois, il n'est pas nécessaire de conserver tous les codes dans le FPGA, il suffit d'utiliser une mémoire externe au FPGA. La mémoire nécessaire pour les signaux considérés dans ce mémoire est environ 1 Mbits, telle que présentée au Tableau 3.3. La génération de ces codes d'étalement est largement expliquée dans les ICD de chacun de ces signaux (ARINC, 2005; 2006a; CSIC, 2002).

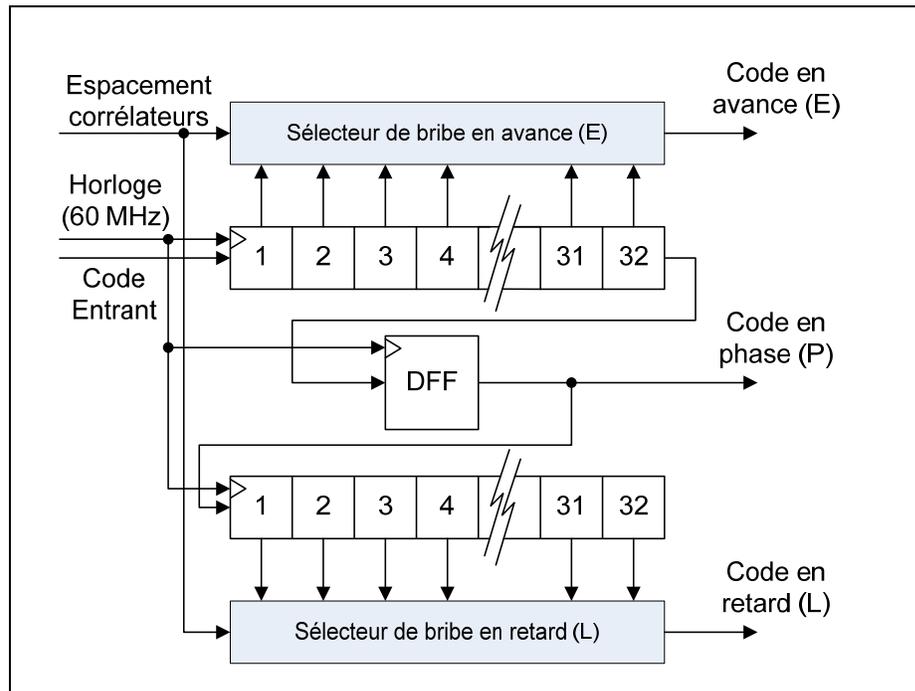
Tableau 3.3 Consommation de la mémoire pour des blocs mémoires GNSS

Caractéristiques	GPS L1 C/A	GPS L2C	SBAS L1	SBAS L5	GLONASS L1	GLONASS L2
Longueur du code primaire (bits)	1023	CM : 10230 CL : 767250	1023	10230	511	511
Nombre de code d'étalement possible	63	63	39	39	1	1
Mémoire	~64 kbits	~630 kbits	~64 kbits	~390 kbits	511 bits	

L'implémentation de ces blocs mémoires au sein du FPGA s'est faite avec la collaboration de M. Sauriol et de M. Fortin. Tout d'abord, la profondeur des mémoires a été sélectionnée selon le code d'étalement le plus long. Ce code est d'une longueur de 10 230 bits puisque le multiplexage temporel du signal GPS L2C sera plutôt généré avec l'approche traditionnelle des registres à décalage ou LFSR pour minimiser la taille minimale de la mémoire. Comme la mémoire est une composante fréquemment utilisée, la majorité des FPGA ont des mémoires embarquées. En les utilisant, on évite de consommer d'autres ressources qui peuvent servir à l'implémentation d'autres composants. Par contre, les grandeurs de ces mémoires sont prédéfinies, pouvant occasionner certaines pertes. Celle qui convient le mieux à nos besoins possède une profondeur de 16 kbits soit environ 6000 bits supplémentaires à la taille maximale considérée plus haut. D'ailleurs, certains codes primaires ou secondaires ne sont fournis qu'en blocs mémoires dans les ICD, ce qui a aussi eu un impact majeur dans ce choix de conception. Le fait d'avoir transféré les canaux de démodulation au sein du Microblaze a facilité le transfert des codes d'étalement de la mémoire externe aux canaux. Le protocole utilisé pour le transfert des codes d'étalement pré-calculés aux mémoires des canaux sera présenté à la sous-section 3.3.5.

### **3.3.4 Validation du registre à décalage de la DLL**

Les corrélateurs à espacement variable sont implémentés dans le récepteur au moyen de deux registres à décalage de 32 bits. Cette implémentation est présentée à la Figure 3.10. Il a été montré dans Sauriol (2008) que la résolution d'espacement était de 0,01705 brise pour un maximum de  $\pm 0,55$  brise par rapport au corrélateur P. Toutefois, cela n'est valide que pour un code d'étalement dont le débit est de 1,023 MHz.



**Figure 3.10 Diagramme bloc des corrélateurs à espacement variable.**  
Tirée de Sauriol (2008, p.120)

Lorsque l'on considère le débit maximal de 10,23 MHz pour le code d'étalement de SBAS L5, cette résolution n'est plus valide. En effet, la résolution d'espacement est de 0,1705 brise comme le démontre l'équation suivante :

$$R = \frac{f_c}{f_s} = \frac{10,23 \text{ MHz}}{60 \text{ MHz}} = 0,1705 \text{ brise} \quad (3.8)$$

Cette nouvelle résolution a pour effet d'augmenter l'espacement maximal à  $\pm 5,15$  bribes et de réduire considérablement le nombre d'espacements utiles possible. En effet, il n'y a aucune utilité d'avoir un espacement supérieur à une brise entre les corrélateurs E-P et L-P. De ce fait, il ne reste que cinq espacements possibles à 10,23 MHz contrairement à 32 pour 1,023 MHz. Ce qui veut dire que les corrélateurs pourront avoir une précision d'espacement de seulement 1/5 de brise. Donc, si on veut avoir un espacement des corrélateurs de 1/20 de brise pour réduire l'effet des multitrajets, l'espacement ne sera que de 1/5 étant ainsi plus

sujet d'être affecté par cette perturbation. Le tableau qui suit résume la résolution et l'espacement maximal pour chacun des signaux.

Tableau 3.4 Résolution et espacement maximal des corrélateurs

Caractéristiques	GPS L1 C/A	GPS L2C	SBAS L1	SBAS L5	GLONASS L1	GLONASS L2
Fréquence du code d'étalement (MHz)	1,023	CM : 0,5115	1,023	10,23	0,511	0,511
		CL : 0,5115				
Résolution des corrélateurs (brise)	0,01705	0,0085	0,01705	0,1705	0,0085	0,0085
Espacement maximal (brises)	0,55	0,27	5,45	5,45	0,27	0,27

Aucune modification n'a été apportée au sein du récepteur afin de compenser ces nouvelles données. Pour augmenter la résolution des corrélateurs pour un débit de 10,23 MHz, il aurait fallu augmenter la fréquence d'échantillonnage. Toutefois, cela aurait nécessité trop de registres pour les débits plus faibles. Cette configuration, 32 registres à 60 MHz, était la mieux équilibrée entre l'espace requise dans le FPGA et la résolution.

### 3.3.5 Mise en œuvre d'un mécanisme de contrôle des canaux BPSK

La mise en œuvre d'un mécanisme de contrôle des canaux BPSK a été un apport très important au projet. Ce mécanisme permet de modifier tous les paramètres nécessaires afin de passer d'un type de signal à un autre. Une structure d'allocation de mémoire statique a été sélectionnée afin de transférer l'information de l'ordinateur (PC – *Personal Computer*) au MicroBlaze. Cette allocation est présentée au Tableau 3.5. On y constate que toute l'information nécessaire au canal est contenue dans seulement 1 320 octets.

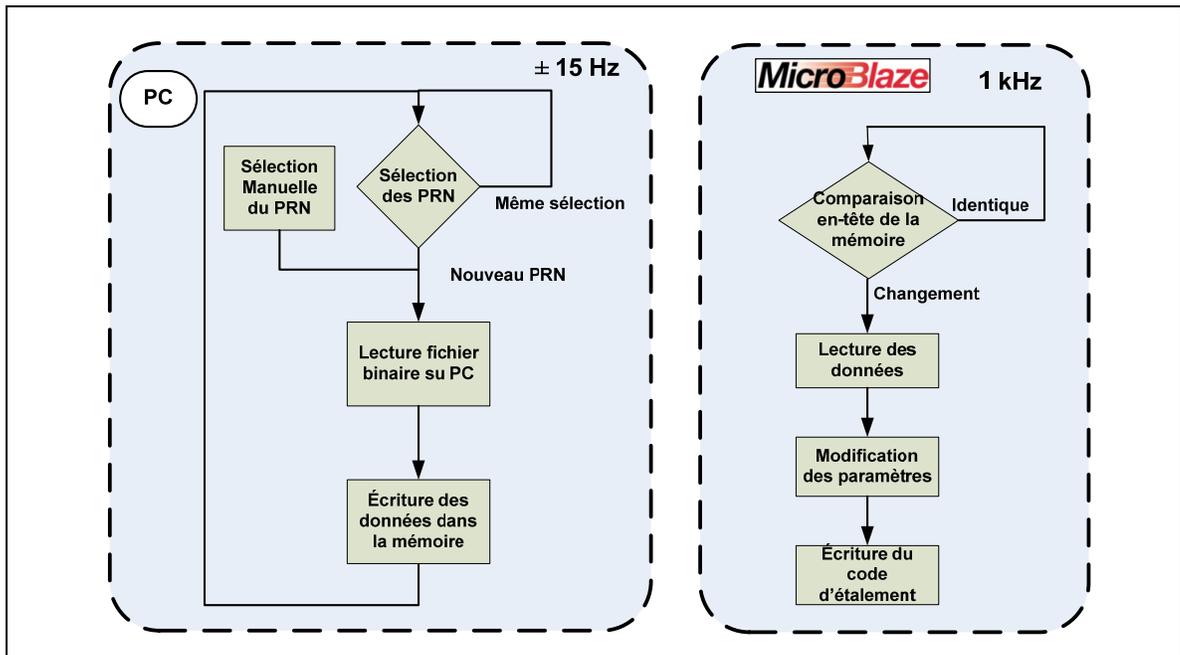
Tableau 3.5 Allocation de la mémoire pour le mécanisme de contrôle des canaux BPSK

<b>Champs</b>	<b>Octets</b>
32 bits de contrôles	4
Numéro de PRN	4
Fréquence IF	4
Fréquence du code d'étalement	4
Longueur du code d'étalement	4
code d'étalement	1300
<b>TOTAL</b>	<b>1320</b>

L'information de tous les signaux SBAS-GNSS considérés est ainsi pré-calculée et conservée dans un fichier. Les paramètres sont ceux décrits dans les sous-sections précédentes et sont détaillés en Annexe I. Voici ces différents paramètres résumés :

- Fréquence RF (1176,45 MHz à 1602,00 MHz),
- Fréquence IF (11,0625 MHz à 18,9375 MHz),
- Fréquence du code d'étalement (0,511 MHz à 10,23 MHz),
- Longueur du code d'étalement (511 à 10 230),
- Code d'étalement primaire (511 bits à 10 230 bits).

Le mécanisme de contrôle repose en fait sur deux processus, l'un sur le PC et l'autre sur le MicroBlaze. À tous les 15 Hz environ, le mécanisme sur PC exécute une sélection des satellites. Lorsqu'un nouveau satellite est associé à un canal, la lecture du fichier correspondant est effectuée. Le contenu du fichier est ensuite enregistré dans une plage mémoire qui est dédiée à son canal. Pendant ce temps, un autre processus tournant sur le MicroBlaze vérifie le contenu de ces plages mémoires dédiées. Si l'une de ces plages est modifiée, les paramètres du canal qui y est associé sont modifiés en fonction des nouvelles informations. Ces deux mécanismes sont présentés à la Figure 3.11.



**Figure 3.11 Mécanisme de contrôle des canaux sur PC et mécanisme de contrôle des canaux sur le MicroBlaze.**

Les canaux de démodulation IF ont été analysés et adaptés afin de répondre aux exigences des nouveaux signaux SBAS-GNSS considérés dans ce travail. Les prochaines sous-sections présentent certains concepts de base et algorithmes qui sont nécessaires pour la poursuite du projet en débutant avec l'acquisition des signaux GNSS.

### 3.4 Analyse de l'acquisition d'un signal GNSS

L'acquisition d'un signal GNSS consiste à déterminer si le signal d'un satellite donné est présent. Si oui, l'acquisition permet aussi de déterminer le décalage Doppler et le délai du code d'étalement de ce signal. Par la suite, la phase de poursuite du signal est initialisée avec ces paramètres. Cette première phase est donc primordiale pour le bon fonctionnement du récepteur. Afin de déterminer si le signal d'un satellite donné est présent, le récepteur doit faire une recherche en deux dimensions (2D), c'est-à-dire de trouver la bonne phase du code et le bon décalage Doppler.

Le décalage Doppler dépend de l'effet Doppler et de la dérive de l'horloge du récepteur. Le décalage Doppler peut varier de  $\pm 4,5$  kHz dans le cas de GPS L1 C/A pour un récepteur statique tandis que la dérive de l'horloge dépend de la qualité de l'oscillateur du récepteur (Kaplan et Hegarty, 2005). La phase du code dépend uniquement du temps écoulé entre l'émission et la réception du signal et de l'effet Doppler.

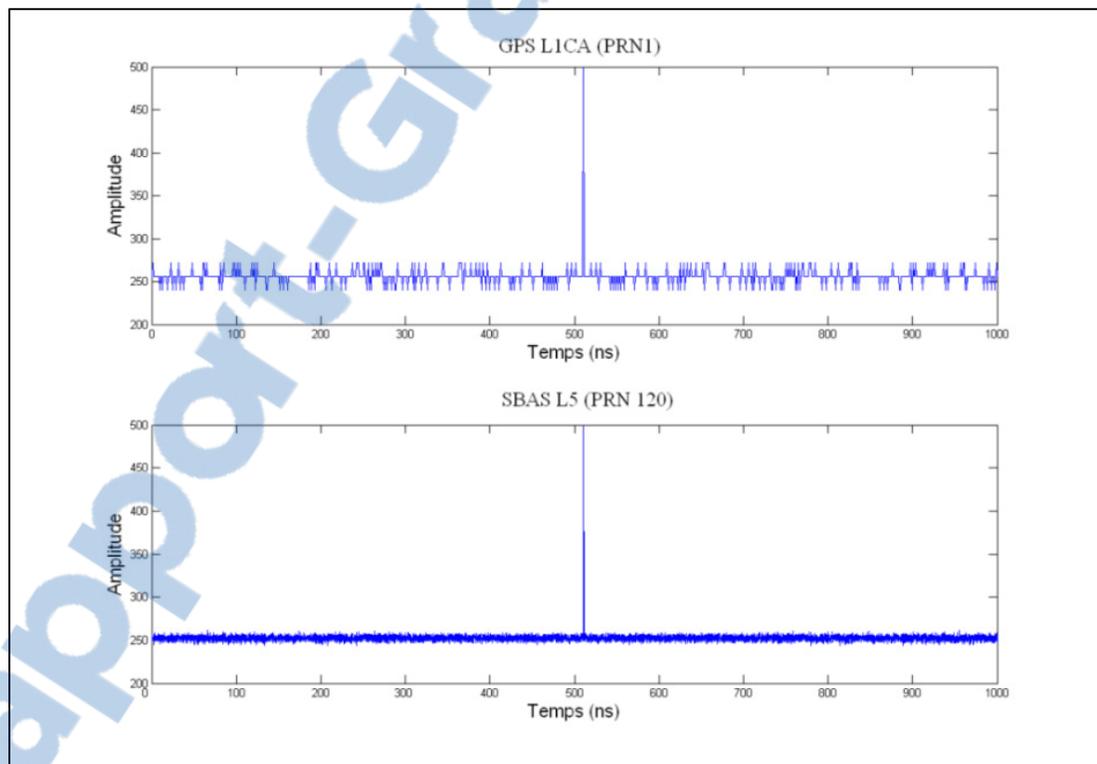
La précision d'un oscillateur est généralement décrite en Partie Par Million (PPM). Par exemple, un oscillateur de 10 MHz ayant une dérive de 1 PPM implique que celui-ci aura une dérive de  $\pm 0,1$  Hz. Cet oscillateur sera, entre autres, utilisé pour générer le premier LO à 1505,42 MHz à partir d'une PLL. Or, l'erreur produite par cette dérive de 1 PPM de l'oscillateur sur cet LO sera de 1,5 KHz. Il existe une panoplie d'oscillateur sur le marché avec des performances tout aussi variées. Le tableau qui suit résume grossièrement les différentes qualités de ceux-ci par rapport à leur prix et leur impact sur l'acquisition (DigiKey, 2010) :

Tableau 3.6 Impact de la sélection de l'horloge de référence sur l'acquisition

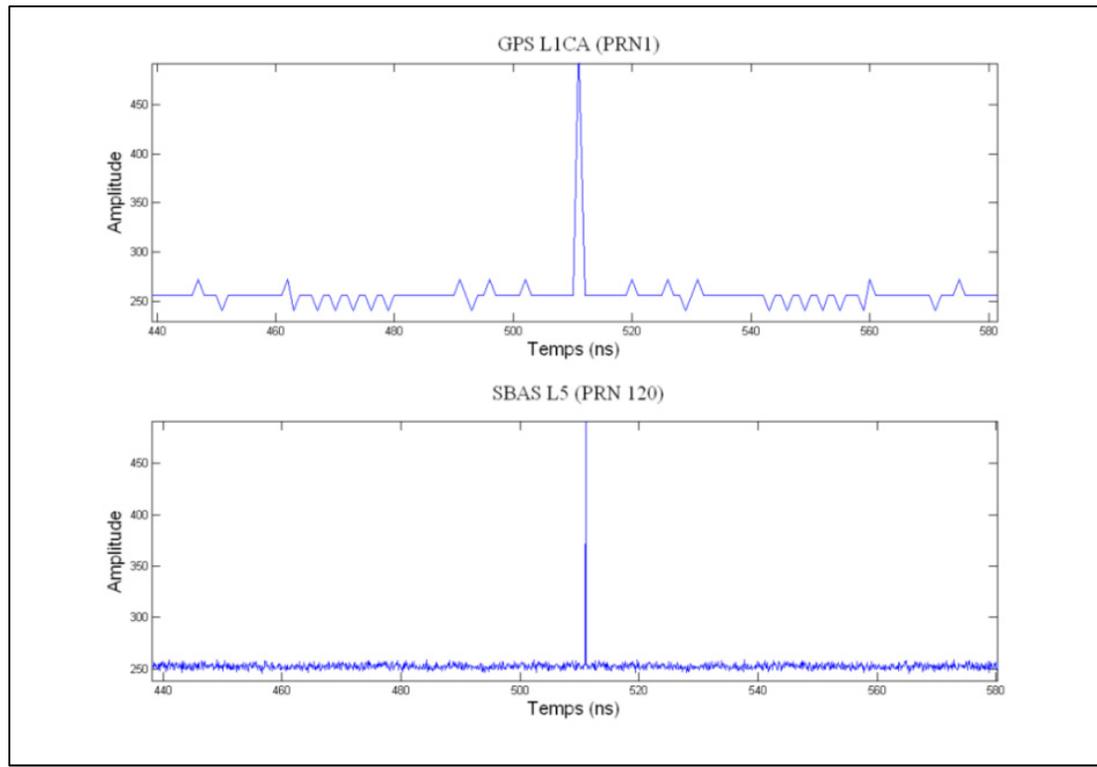
Type d'oscillateur	Prix	Dérive (PPM)	Doppler (KHz)
Crystal	0,20 \$	100 PPM	150 KHz
Crystal	1,5 \$	50 PPM	75 KHz
Oscillateur numérique	10 \$	25 PPM	37,5 KHz
TCXO	100 \$	1 PPM	1,5 KHz
OCXO	120 \$	0,25 PPM	0,375 KHz

Traditionnellement, la méthode utilisée pour l'acquisition est de générer le code d'étalement avec différents délais de code et différents décalages Doppler. Ce signal est corrélé avec le signal reçu. Si le signal généré est parfaitement aligné, alors un fort pic de corrélation apparaît. Si ce pic est plus élevé qu'un seuil prédéfini, le signal est considéré présent. Le seuil est généralement mesuré en fonction du plancher de bruit. Il est primordial de mentionner que pour profiter au maximum des propriétés de corrélation du signal, il faut

intégrer sur au moins la durée du code d'étalement (Kaplan et Hegarty, 2005). La période du code d'étalement est 1 ms pour les signaux considérés dans ce mémoire sauf pour GPS L2C dont la période est de 20 ms telle que présentée au Tableau 1.2. Un autre point très important à considérer lorsque l'on effectue l'acquisition d'un signal GNSS est la fréquence du code d'étalement. En effet, une fréquence plus élevée du code d'étalement rétrécit le pic de corrélation du signal puisque chaque bribe du code d'étalement dure moins longtemps comme le montre la Figure 3.12 et la Figure 3.13. Ce fait est un avantage d'un point de vue performance lors de la poursuite du signal, mais peut s'avérer un désavantage lors de l'acquisition puisque l'échantillonnage du signal doit être beaucoup plus rapide pour avoir la même résolution.



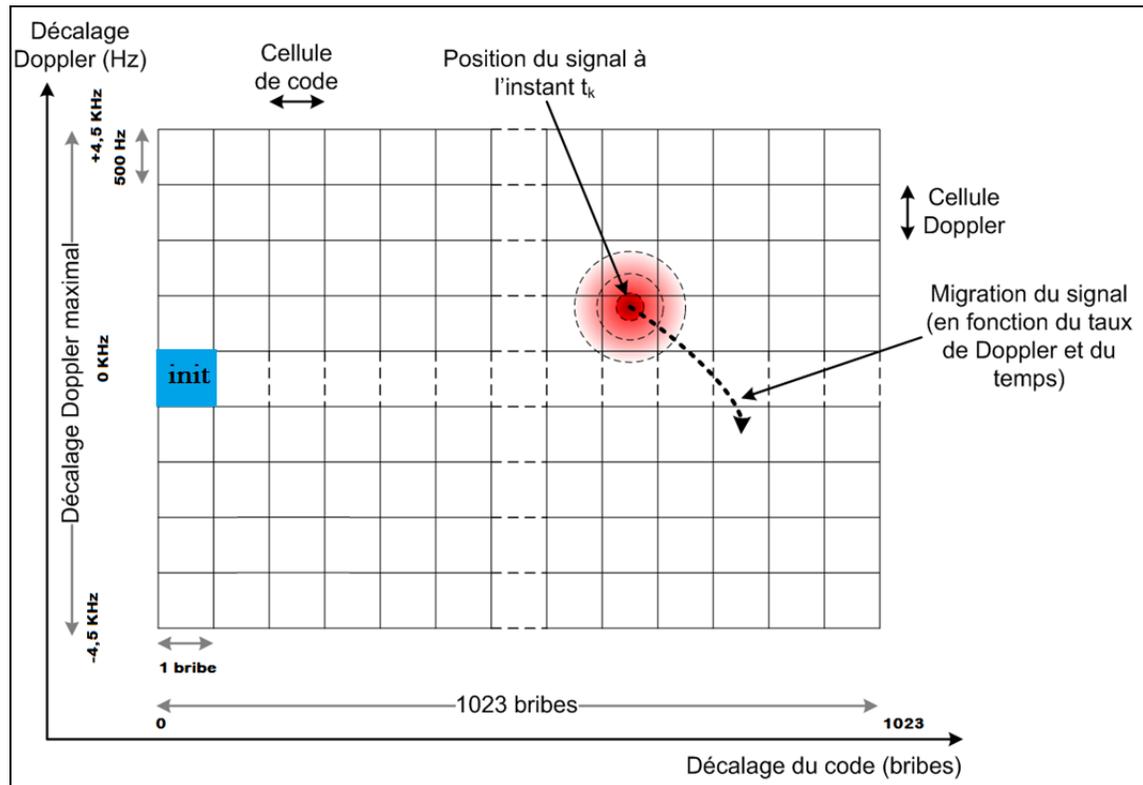
**Figure 3.12 Auto-corrélation du signal GPS L1 C/A et SBAS L5 représenté sur une fenêtre de 1 ms pour un Doppler de 0 Hz.**



**Figure 3.13 Auto-corrélation du signal GPS L1 C/A et SBAS L5 représenté sur une fenêtre de 0,140 ms pour un Doppler de 0 Hz.**

La Figure 3.12 et la Figure 3.13 représentent exactement la même corrélation, mais avec une fenêtre de temps différente. La Figure 3.13 permet de mieux visualiser l'impact d'un code d'étalement plus long, puisque la corrélation est représentée sur une fenêtre de temps de 0,140 ms. On constate que le pic de corrélation est effectivement beaucoup plus étroit.

Le mécanisme d'acquisition implémenté dans le récepteur consiste à parcourir un système 2D quadrillé où chaque cellule représente un délai de code et un décalage Doppler. La Figure 3.14 présente cet espace de recherche 2D en montrant les conditions initiales et finales.



**Figure 3.14 Espace de recherche lors de la phase d'acquisition.**

Adaptée de Lamontagne (2009, p.25)

La dimension de recherche dépend donc de la longueur du code d'étalement et de la largeur Doppler des cellules. Cette dernière a été définie à 500 Hz lors du projet Hybride GPS-Galileo et peut être calculée en fonction du temps d'intégration selon l'équation 3.9 (Kaplan et Hegarty, 2005).

$$Cellule_{Doppler} = \frac{2}{3T} \text{ Hz} \quad (3.9)$$

où:

- T : temps d'intégration cohérente (s).

Le temps d'acquisition maximal d'un type de signal pour un satellite donné est calculé selon l'équation 3.10. Les différents temps de recherche sont présentés au Tableau 3.6 en considérant un Doppler maximal de 4,5 kHz et des cellules Doppler de 500 Hz.

$$Temps\ recherche_{Max} = \left( \frac{Doppler\ Max * 2}{Cell.\ Dop.} + 1 \right) \cdot Longueur\ du\ code \cdot T \quad (3.10)$$

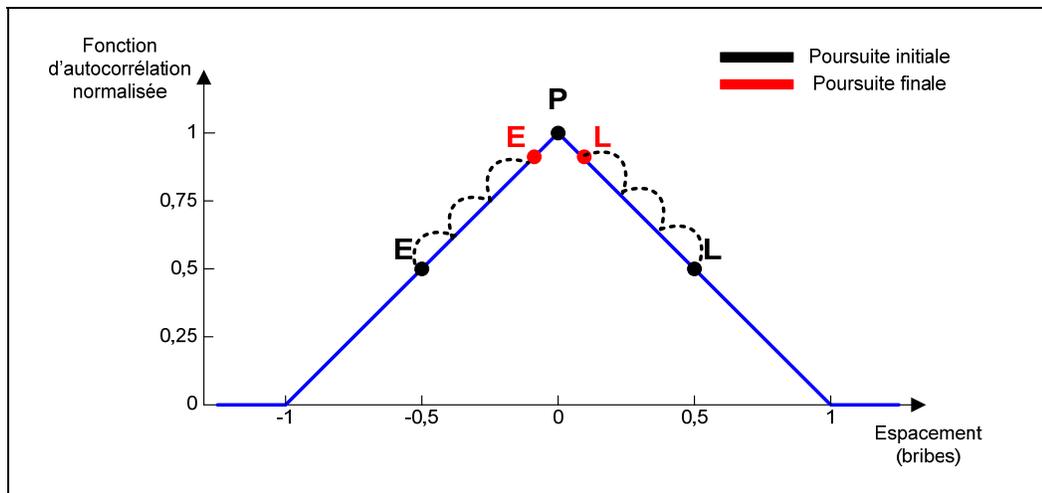
Tableau 3.7 Temps de recherche maximal ( $\Delta F = 500$  Hz et  $D_{max} = \pm 4,5$  kHz)

Caractéristiques	GPS L1 C/A	GPS L2C	SBAS L1	SBAS L5	GLONASS L1	GLONASS L2
Longueur du code d'étalement (brises)	1023	10230	1023	10230	511	511
Temps d'intégration (ms)	1	20	1	1	1	1
Temps maximal (s)	~19	~3887	~19	~194	~10	~10

### 3.5 Analyse de la poursuite d'un signal GNSS

L'objectif de la poursuite d'un signal GNSS est de conserver la plus grande précision sur la position du pic de corrélation dans le système 2D présenté précédemment. Pour ce faire, le canal de démodulation présenté à la sous-section 3.3 est utilisé. Cette double-boucle imbriquée permet de poursuivre les deux paramètres définis lors de l'acquisition (décalage Doppler et délai de brise). La précision de la poursuite est le facteur clé des performances du récepteur puisque les observations utilisées lors du calcul de la solution de navigation proviennent de cette poursuite. La poursuite d'un signal BPSK consiste à tirer profit de la forme du pic de corrélation en s'assurant que la puissance du corrélateur E est la même que celle du corrélateur L. Pour ce faire, différents discriminateurs ont été développés, mais leur présentation ne sera pas réalisée dans ce mémoire. Le lecteur est invité à lire Kaplan (2006) pour plus d'informations à ce sujet ou encore Sauriol (2008). En somme, la phase de poursuite se divise en deux étapes : poursuite initiale, poursuite finale.

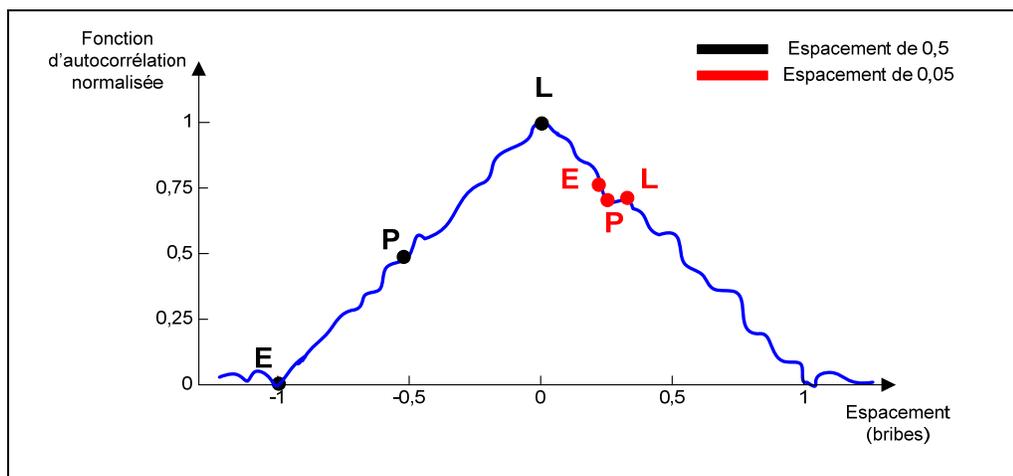
La poursuite initiale permet de verrouiller adéquatement sur le code d'étalement et la porteuse. En effet, la phase d'acquisition ne permet qu'une précision de  $\pm 250$  Hz sur la porteuse et de  $\pm 0,5$  bribe sur le code d'étalement. En considérant qu'une bribe représente, environ 293 m, il est évident que cette précision n'est pas suffisante lors du calcul de la solution de navigation. L'implémentation de la poursuite initiale consiste à démarrer le canal de démodulation avec des corrélateurs espacés de 0,5 bribe et de réduire graduellement cet espacement tel que représenté à la Figure 3.15.



**Figure 3.15 Mécanisme de réduction de l'espacement des corrélateurs lors de la poursuite initiale des signaux GNSS.**

Adaptée de Sauriol (2008, p.151)

La raison de ce mécanisme est que certaines perturbations influencent plus la qualité du pic de corrélation lorsque l'on s'éloigne du corrélateur P (Van Dierendonck, Fenton et Ford, 1992). Donc, les corrélateurs E et L sont le plus près possible du corrélateur P afin d'éviter ces perturbations. Toutefois, il serait trop dangereux de démarrer immédiatement la poursuite avec un espacement réduit puisque la DLL aurait plus de difficulté à verrouiller. Cette problématique est présentée à la Figure 3.16. On constate que pour les espacements de 0,05 bribe, représentée en rouge, il serait beaucoup plus difficile de trouver le point d'équilibre et cela risque même de faire décrocher la DLL.



**Figure 3.16 Problématique d'espaceur des corrélateurs réduits à la phase initiale de poursuite.**  
Adaptée de Sauriol (2008, p.151)

Il a été démontré au Tableau 3.4 que l'espaceur maximal pour certains signaux était d'environ 0,27 bribe. Cette limitation devrait être acceptable pour des signaux de moyennes à fortes puissances, mais pourrait créer un problème pour la poursuite des signaux très faibles. Toutefois, cette contrainte dépasse l'objectif de ce mémoire et ne sera pas analysée et considérée davantage ici.

L'espaceur des corrélateurs lors de la phase de poursuite finale a été défini à environ 0,05 bribe lors du projet antérieur (Sauriol, 2008). Toutefois, cette valeur ne peut être atteinte pour tous les signaux considérés dans ce travail. En effet, la résolution des corrélateurs pour le signal SBAS L5 est de 0,1705 bribe, cette valeur sera donc considérée pour la phase de poursuite finale de ce signal. Pour les autres signaux, la valeur la plus près de 0,05 sera considérée. En fait, on a établi une séquence de décalages à la fréquence d'échantillonnage pour chacune des phases d'acquisition/poursuite pour chacun des types de signaux traités. Le Tableau 3.8 résume l'espaceur des corrélateurs considérés dans ce travail pour les phases d'acquisition et de poursuite utilisé dans le récepteur SBAS-GNSS.

Tableau 3.8 Espacement des corrélateurs lors des phases d'acquisition et de recherche

Caractéristiques	GPS L1 C/A	GPS L2C	SBAS L1	SBAS L5	GLONASS L1	GLONASS L2
Résolution des corrélateurs (brise)	0,01705	0,0085	0,01705	0,1705	0,0085	0,0085
Espacement lors de l'acquisition	0,4774	0,2720	0,4774	0,5115	0,2720	0,2720
Espacement lors de la poursuite	0,0511	0,0510	0,0511	0,1705	0,0510	0,0510

### 3.6 Analyse du calcul de la solution de navigation

Pour calculer la solution de navigation, le récepteur a besoin de connaître la position d'au moins quatre satellites et la distance qui le sépare de ces satellites. La position des satellites provient des messages de navigation obtenus après la démodulation du signal GNSS. Tel que présenté au chapitre 2, il existe différentes structures de message pour chacun des signaux/constellations. Pour ce qui est de la distance séparant le récepteur aux différents satellites, elle est calculée à partir des différentes observations de mesures des signaux GNSS. Une brève analyse est présentée à ce niveau afin de comprendre d'où proviennent les différentes observations qui devront être corrigées via les messages SBAS.

#### 3.6.1 Calcul des mesures d'observation GNSS

La transmission des signaux GNSS n'a pas seulement comme objectif de transmettre un message au récepteur. Le signal lui-même contient de l'information essentielle pour le calcul de la solution de navigation. En effet, le temps qui s'est écoulé entre la transmission et la réception du message est mesuré directement à partir du signal. Il existe deux types d'observations permettant de mesurer la distance qui sépare le récepteur des satellites. Ces deux types d'observations sont décrits dans les deux sous-sections qui suivent.

### 3.6.1.1 Observation de phase de la porteuse

Les observations de phase de la porteuse sont dérivées, comme son nom l'indique, de la porteuse du signal GNSS. Le récepteur additionne de manière continue le nombre de cycles complets qu'il a reçu depuis l'acquisition du signal. La distance entre le récepteur et un satellite peut être représentée par un nombre  $X$  de cycles. Toutefois, ce nombre est inconnu lors de l'acquisition et de ce fait est appelé ambiguïté de cycle. Si cette ambiguïté est résolue, il est alors possible d'avoir une très grande précision sur la mesure de distance. En effet, les ondes radios se propagent à la vitesse de la lumière et la longueur d'un cycle se calcule selon l'équation 3.11. Les différentes valeurs de longueur d'onde sont présentées au Tableau 3.9.

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad (3.11)$$

où:

- $\lambda$  représente la longueur d'onde ou la longueur d'un cycle (m),
- $c$  représente la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),
- $f$  représente la fréquence de la porteuse (Hz).

Tableau 3.9 Longueur d'onde des porteuses des signaux GNSS

Caractéristiques	GPS L1 C/A	GPS L2C	SBAS L1	SBAS L5	GLONASS L1	GLONASS L2
Fréquence de porteuse (MHz)	1575,42	1227,6	1575,42	1176,45	1602	1246
Longueur d'un cycle (cm)	19,03	24,41	19,03	25,47	18,71	24,05

Bien que cette observation soit très précise, elle ne peut être utilisée seule puisqu'il n'y a aucun moyen de résoudre le problème d'ambiguïté avec seulement l'observation de phase. Toutefois, celle-ci peut être jumelée à l'observation de phase du code d'étalement. Cette technique est connue sous le nom de lissage via la porteuse et est présentée au Chapitre 5. Il

existe aussi une autre méthode qui profite de cette observation qui est connue sous l'appellation *Real Time Kinematic* (RTK) (Talbot, 1991).

### 3.6.1.2 Observation de la phase du code d'étalement

Les observations du code d'étalement sont beaucoup moins précises que celles de la porteuse. La raison de cette différence est directement liée à la fréquence du code d'étalement qui est beaucoup moins élevée. Par exemple, la fréquence du code d'étalement du signal GPS L1 C/A est 1540 fois moins élevée que la fréquence de la porteuse. Les différentes valeurs de longueur d'onde sont présentées au Tableau 3.10.

Tableau 3.10 Longueur d'une brique du code d'étalement des signaux GNSS

Caractéristiques	GPS L1 C/A	GPS L2C	SBAS L1	SBAS L5	GLONASS L1	GLONASS L2
Fréquence du code d'étalement (MHz)	1,023	0,5115	1,023	10,23	0,511	0,511
Longueur d'une brique (m)	293,05	585,98	293,05	29,30	586,55	586,55

Les pseudo-distances sont mesurées en additionnant le nombre de cycles complets du code d'étalement qui s'est écoulé entre la transmission et la réception du message. De plus, cette mesure est affinée en considérant le numéro de la brique et la valeur de l'accumulateur du NCO de la DLL. L'équation 3.12 présente ce calcul.

$$PR_k = N \cdot c \cdot T + B_{\#} \cdot \lambda + F \cdot \frac{\lambda}{2^{20}} \text{ (m)} \quad (3.12)$$

où:

- $PR_k$  représente la pseudo-distance du satellite  $k$ ,
- $N$  représente le nombre de cycles complets du code PRN ( $N \in [0, 1, 2, \dots]$ ),
- $B_{\#}$  représente le numéro de la brique ( $B_{\#} \in [0 \text{ à } 1022]$ ),

- $F$  représente la valeur de l'accumulateur du NCO ( $F \in [0 \text{ à } 2^{20}]$ ),
- $c$  représente la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),
- $T$  représente la période du code d'étalement (s),
- $\lambda$  représente la longueur d'onde du code d'étalement (m).

Les valeurs  $B_{\#}$  et  $F$  découlent directement du canal de démodulation tandis que la valeur  $N$  découle d'une comparaison entre le temps de transmission et le temps de réception. Le temps de transmission est inclus au début du message de navigation. Tant qu'au temps de réception, celui-ci est le moment de traitement des messages et doit être plus ou moins précis. En effet, toutes les erreurs induites par cette imprécision seront compensées lors du calcul de la solution de navigation par le biais d'horloge. En autant que toutes les mesures soient biaisées de la même manière.

Il est intéressant de souligner que la longueur d'une brise est très élevée, voir 293 m pour GPS L1 C/A. C'est donc à ce niveau que la précision de la poursuite du signal intervient. En effet, si le corrélateur  $P$  est décalé de 0,01 brise cela implique une erreur de 2,93 m sur la mesure de pseudo-distance. De ce fait, on constate l'avantage d'avoir une fréquence du code d'étalement plus élevée, par exemple une même erreur de 0,01 brise implique une erreur de seulement 0,29 m pour SBAS L5.

### 3.6.2 Équations pour le calcul de la solution de navigation

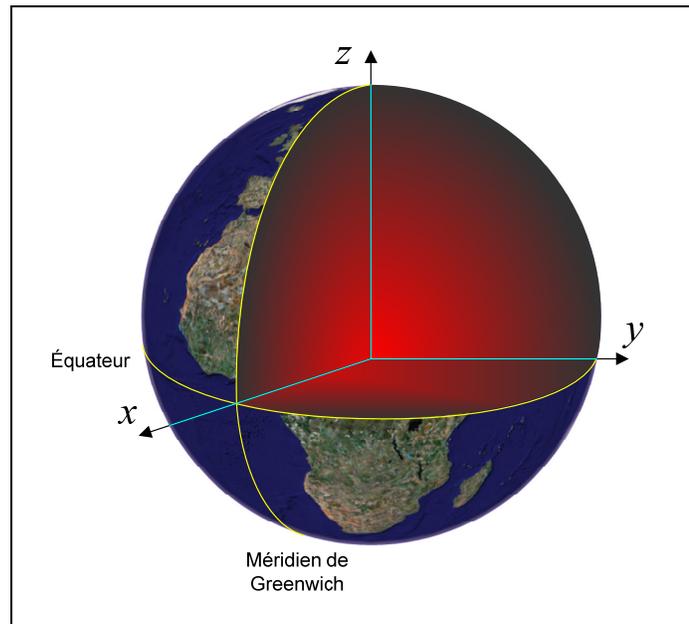
Le calcul de la solution de navigation est le dernier étage du récepteur. Notamment, il permet de déterminer la position, la vitesse et le temps (PVT) du récepteur. Pour y arriver, les mesures d'observation décrites précédemment sont utilisées afin de déterminer la distance entre le récepteur et les différents satellites. La position de ceux-ci est déterminée à partir des messages de navigation. Un autre élément à considérer est la synchronisation entre l'horloge du récepteur et celle des satellites puisque cette synchronisation est primordiale pour la précision du récepteur. En effet, une erreur de seulement 1 ns implique une erreur de 0,3 m

sur la mesure de pseudo-distance. Cette problématique est résolue lors du calcul de la solution de navigation en ajoutant une inconnue au calcul. Il faut considérer qu'une inconnue doit être ajoutée par constellation.

La représentation de la position d'un objet sur la Terre nécessite trois axes. Il y a donc trois inconnues de position à identifier. À ces trois inconnues, s'ajoute celle de la synchronisation connue sous le nom de biais d'horloge. La position du récepteur est donc représentée par quatre variables si une seule constellation est considérée:

- $x_r$  est la position en x (m),
- $y_r$  est la position en y (m),
- $z_r$  est la position en z (m),
- $b_r$  est le biais d'horloge (m).

À ce point, il peut être intéressant de mentionner que chacune de ces variables doit avoir une référence sur la Terre. Le système d'axes peut différer d'un système GNSS à un autre. Cette notion sera expliquée plus en détails au chapitre 4, mais la Figure 3.17 présente le système d'axes selon la norme WGS-84 utilisé pour le GPS.



**Figure 3.17 Système d'axes selon la norme WGS-84.**  
Tirée de Sauriol (2008, p.32)

Les équations pour trouver la valeur des quatre variables sont non linéaires et découlent du théorème de Pythagore. En fait, c'est tout simplement l'équation permettant de trouver la distance entre deux points, mais appliquée à un système à quatre inconnues :

$$\begin{aligned}
 d_1 &= \sqrt{(x_1 - x_r)^2 + (y_1 - y_r)^2 + (z_1 - z_r)^2} + b_r \text{ (m)} \\
 d_2 &= \sqrt{(x_2 - x_r)^2 + (y_2 - y_r)^2 + (z_2 - z_r)^2} + b_r \text{ (m)} \\
 d_3 &= \sqrt{(x_3 - x_r)^2 + (y_3 - y_r)^2 + (z_3 - z_r)^2} + b_r \text{ (m)} \\
 d_4 &= \sqrt{(x_4 - x_r)^2 + (y_4 - y_r)^2 + (z_4 - z_r)^2} + b_r \text{ (m)}
 \end{aligned}
 \tag{3.13}$$

où:

- $d_i$  représente la distance d'un satellite (m),
- $i$  représente la référence d'un satellite donné,
- $(x_i, y_i, z_i)$  représente la position d'un satellite (m),
- $(x_r, y_r, z_r, b_r)$  représente la position/biais du récepteur (m).

La vitesse du récepteur est calculée en comparant la valeur de position entre les itérations du calcul de position/temps. Comme ce calcul s'effectue à un taux régulier, il est possible de transposer cette différence en vitesse comme le montre l'équation 3.14.

$$\begin{aligned}\dot{x} &= (x_{r2} - x_{r1}) \cdot T \text{ (m/s)} \\ \dot{y} &= (y_{r2} - y_{r1}) \cdot T \text{ (m/s)} \\ \dot{z} &= (z_{r2} - z_{r1}) \cdot T \text{ (m/s)} \\ \dot{b} &= (b_{r2} - b_{r1}) \cdot T \text{ (m/s)}\end{aligned}\tag{3.14}$$

où:

- $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{b})$  représente la vitesse/dérive d'horloge du récepteur (m/s),
- $r_2$  et  $r_1$  représente deux échantillons consécutifs,
- $T$  représente le taux du calcul de la solution de navigation (s).

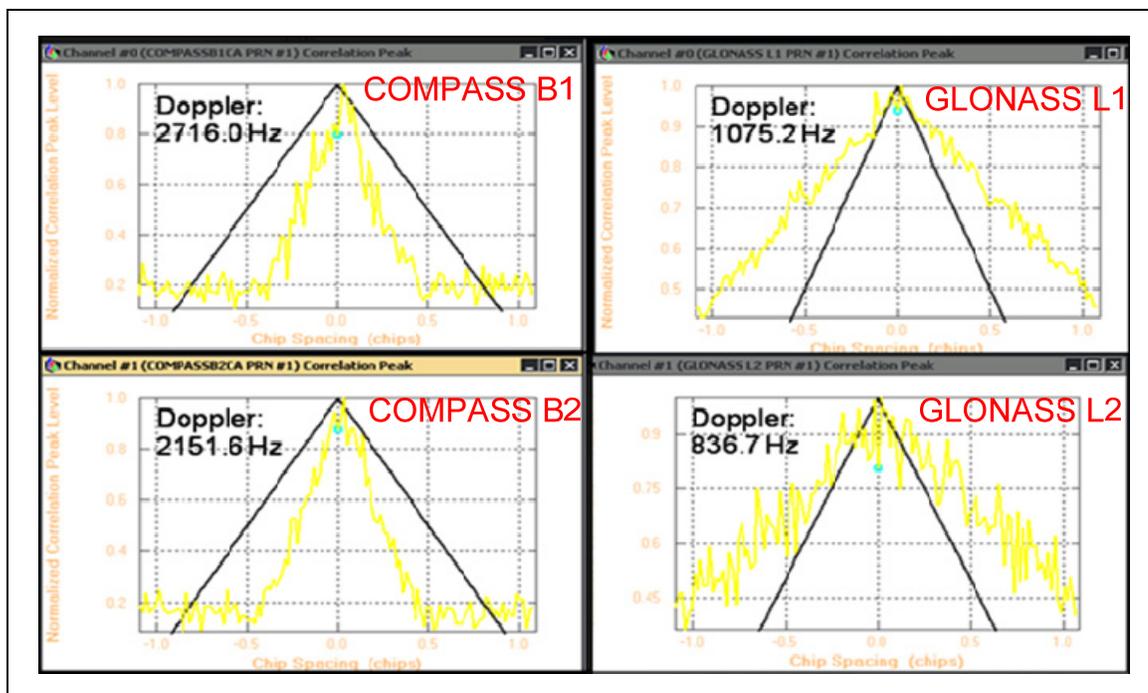
Ce système d'équations est résolu à l'aide d'un filtre de Kalman dans le récepteur. Le filtre de Kalman est un estimateur récursif permettant d'estimer l'état actuel d'après l'état précédent et les mesures actuelles. Il permet ainsi de combiner les quatre variables de position/temps et les quatre variables de vitesse/dérive d'horloge du récepteur. Toutefois, ces notions de mathématique stochastique dépassent l'objectif de ce mémoire et ne seront pas approfondies. Le lecteur est invité à lire Kaplan pour plus d'informations sur ce sujet (Kaplan et Hegarty, 2005).

Un petit ajout a été fait au récepteur afin de lui permettre de calculer simultanément trois solutions de navigation. Cet ajout permettra de comparer différents algorithmes dans l'analyse des chapitres à venir.

### 3.7 Résultats préliminaires du canal BPSK

Le Chapitre 6 présentera une analyse détaillée des résultats du canal de démodulation BPSK. Toutefois, il peut être intéressant de démontrer le bon fonctionnement des modifications

apportées au récepteur. La Figure 3.18 présente ces résultats préliminaires en montrant les pics d'auto-corrélation de quatre signaux GNSS. Les signaux dont la poursuite est représentée par cette figure sont : COMPASS B1, COMPASS B2, GLONASS L1 et GLONASS L2.



**Figure 3.18** Pics d'auto-corrélation des signaux GLONASS L1, GLONASS L2 et d'un satellite test de la constellation Compass.

Tirée de Fortin, Guay et Landry Jr (2009, p.12)

Ces pics d'auto-corrélation ont été obtenus via un outil implémenté dans le récepteur qui permet de visualiser ceux-ci en temps réel (Fortin, Guay et Landry Jr, 2009a; Sauriol, 2008). On constate que deux des signaux ne figurent pas parmi les signaux ciblés par ce mémoire. La raison de ne pas considérer ces signaux dans ce mémoire est qu'ils ne sont que des signaux de test pour la constellation Compass et n'ont donc aucun intérêt à long terme. Les caractéristiques de ces deux signaux sont présentées dans le tableau ci-dessous.

Tableau 3.11 Paramètres des signaux tests COMPASS B1 et COMPASS B2

Signaux	Fréquence de la porteuse (MHz)	Type de modulation	Fréquence du code d'étalement (MHz)
Compass 1	1561,098	BPSK(2)	2,046
Compass 2	1207,14	BPSK(2)	2,046

Les deux signaux ont une modulation de type BPSK(2) c'est-à-dire que la fréquence du code d'étalement est le double de celui de GPS L1 C/A. Effectivement, le pic d'auto-corrélation de ces deux signaux (à gauche dans la Figure 3.18) est deux fois plus étroit que celui de la référence GPS L1 C/A représentée en noir. De plus, les deux pics d'auto-corrélation de droite montrent que pour GLONASS L1/L2, ces pics sont deux fois plus larges que pour GPS L1 C/A.

Bref, les modifications apportées aux canaux de démodulation et à la tête RF permettent de faire la poursuite de signaux GNSS de plusieurs fréquences et de plusieurs constellations.

### 3.8 Conclusion de la mise en œuvre d'un canal de démodulation BPSK

Ce chapitre met fin à la première partie du mémoire, c'est-à-dire la mise en œuvre d'un canal de démodulation SBAS-GNSS. Il y a été présenté une revue des travaux précédents en mentionnant les points vérifiés ou modifiés afin d'obtenir ce canal de démodulation BPSK. De plus, des résultats préliminaires ont été présentés comme preuve de concept du nouveau canal de démodulation BPSK.

D'autres résultats sont à venir au Chapitre 6 sur ce canal BPSK. Toutefois, la mise en œuvre d'une solution complète SBAS sera d'abord effectuée afin d'améliorer la solution de navigation de GPS L1 C/A. De plus, une analyse approfondie des erreurs de positionnement est effectuée au prochain chapitre. Ces deux chapitres forment la deuxième partie de ce mémoire visant l'amélioration de la solution de navigation du récepteur.

## CHAPITRE 4

### ANALYSE DES SOURCES D'ERREURS D'UN RÉCEPTEUR GNSS

#### 4.1 Introduction

Le chapitre précédent a présenté le calcul de la solution de navigation. La précision de cette solution dépend principalement de deux facteurs :

- Erreurs de mesure des pseudo-distances;
- Géométrie de la constellation visible des satellites.

Il existe plusieurs facteurs qui influencent la mesure des pseudo-distances occasionnant une mauvaise estimation de celle-ci. La distribution de ces erreurs de mesures suit généralement une probabilité gaussienne centrée sur 0. La moyenne quadratique de ces erreurs est définie dans la littérature par un terme représentant l'erreur de mesure de distance (UERE - *User Equivalent Range Error*), tandis que le facteur représentant la géométrie est défini par le terme dilution de précision (DOP - *Dilution Of Precision*) (Navstar, 2008). Ce chapitre présente ce qui compose ces deux termes, leurs impacts théoriques ainsi que leurs impacts réels mesurés à l'aide du récepteur SBAS-GNSS. Uniquement une étude sur GPS L1 C/A sera considérée lors de cette analyse puisqu'au moment de ce travail, il s'agissait du seul signal utilisé pour le calcul de la solution de navigation.

L'équation de la mesure de distance géométrique est d'abord définie comme suit

$$d_k = c \cdot (t_r - t_e) \quad (4.1)$$

où:

- $d_k$  est la mesure de distance du satellite  $k$  (m),
- $c$  est la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),

- $t_r$  est le temps de réception (s),
- $t_e$  est le temps d'émission (s).

Cette distance géométrique mesurée est malheureusement affectée par diverses erreurs. Ces erreurs seront décrites lors des sous-sections à venir et sont :

- Mauvaise estimation de la position des satellites,
- Désynchronisation d'horloges,
- Délais atmosphériques,
- Bruits du récepteur,
- Multitrajets.

La prochaine sous-section présente la méthodologie utilisée pour la prise de mesure et présente quelques résultats préliminaires de performances. Le lecteur est invité à lire l'Annexe II pour une présentation des concepts statistiques utilisés dans ce mémoire.

## **4.2 Méthodologie pour la prise des mesures présentées**

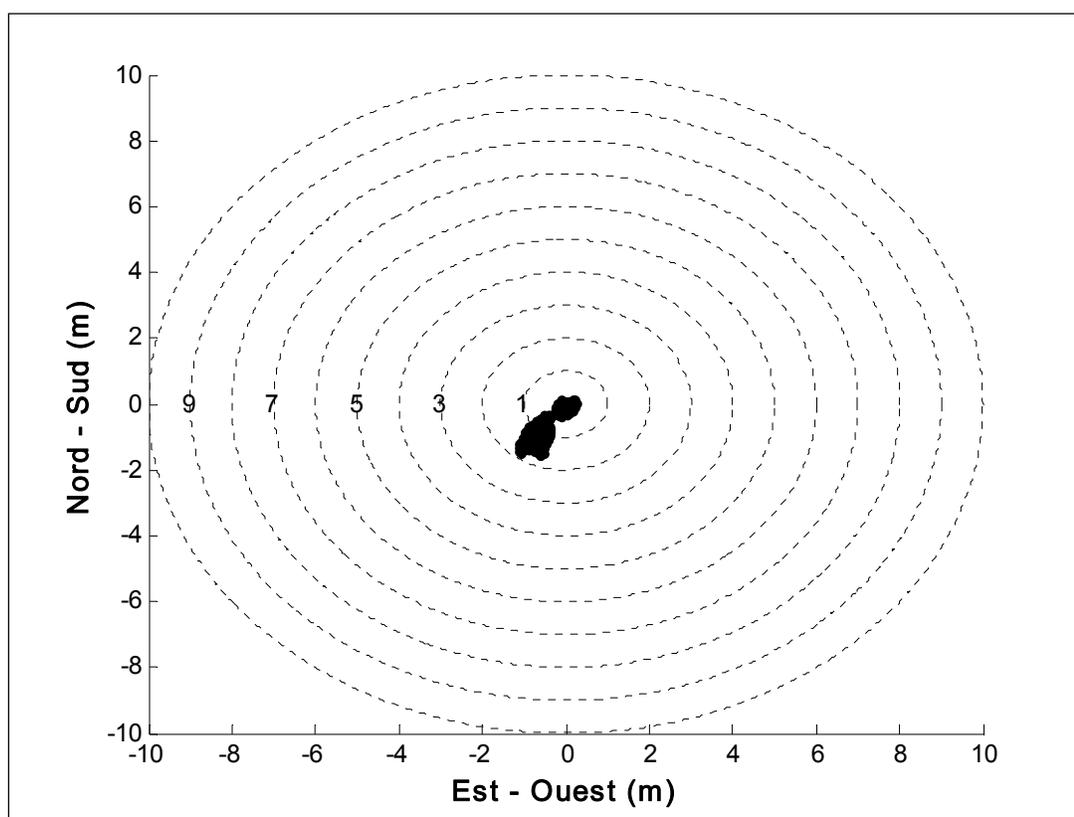
Pour ce chapitre, deux prises de mesures ont été réalisées. La première dans un environnement simulé sans erreur afin de caractériser les performances possible du récepteur SBAS-GNSS. La deuxième dans un environnement réel afin de voir l'impact des différentes erreurs sur la solution de navigation. Il est important de mentionner que ces mesures ont été effectuées avant la modification du récepteur hybride GPS-Galileo.

### **4.2.1 Performance du récepteur dans un environnement simulé sans erreur**

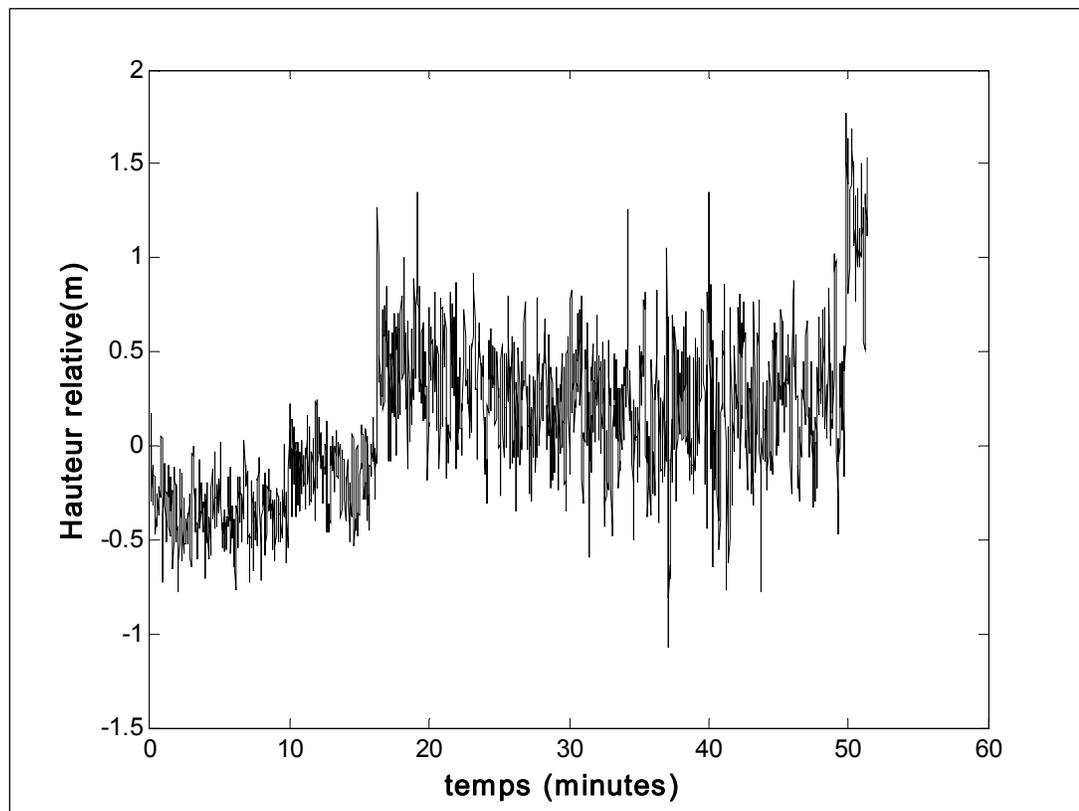
Dans un premier temps, un test d'une heure a été effectué avec le simulateur GS7700 de Spirent afin de simuler un environnement sans erreur. L'objectif de ce test est de montrer comment le récepteur réagit dans une telle situation. De plus, ce test permet d'établir la limite de performance du récepteur qui a été développé initialement. De toute évidence, le récepteur

a été modifié pour que celui-ci n'applique pas les corrections normalement utilisées : ionosphérique et troposphérique.

La référence utilisée est la position déterminée lors de la simulation (N 45° 29'00''; W 73° 33'00''; 0,0m). Cette référence est utilisée pour calculer le biais de la solution de navigation du récepteur tandis que l'écart-type est calculé par rapport à la moyenne des points calculés. Les figures ci-dessous présentent la distribution verticale et la distribution horizontale de cette prise de mesure.



**Figure 4.1 Distribution horizontale du test d'une heure avec un simulateur Spirent dans un environnement sans erreur à N 45° 29'00'', W 73° 33'00'', 0,0m.**



**Figure 4.2 Distribution verticale du test d'une heure avec un simulateur Spirent dans un environnement sans erreur à N 45° 29'00'', W 73° 33'00'', 0,0m.**

Les résultats présentés à la Figure 4.1 et à la Figure 4.2 peuvent sembler étonnants puisqu'aucune erreur n'aurait dû perturber les résultats. On pourrait s'attendre à observer une position sans aucune déviation et sans aucun biais ce qui n'est effectivement pas le cas. Ce résultat peut être expliqué en partie par le bruit thermique affectant les boucles de poursuites. Le saut à 18 minutes est expliqué par un changement de satellite dans la constellation GPS visible. Le Tableau 4.1 permet de constater qu'un écart-type de 40 cm a pu être observé dans ce test. De plus, une erreur moyenne de 1,02 m pour l'axe Nord-Sud, de 34,8 cm pour l'axe Est-Ouest et de 1,52 m pour l'altitude ont été mesurées. Il peut s'avérer difficile de bien identifier la provenance de ces biais, surtout que plusieurs facteurs peuvent influencer ceux-ci.

Tableau 4.1 Erreur de positionnement dans un environnement sans erreur

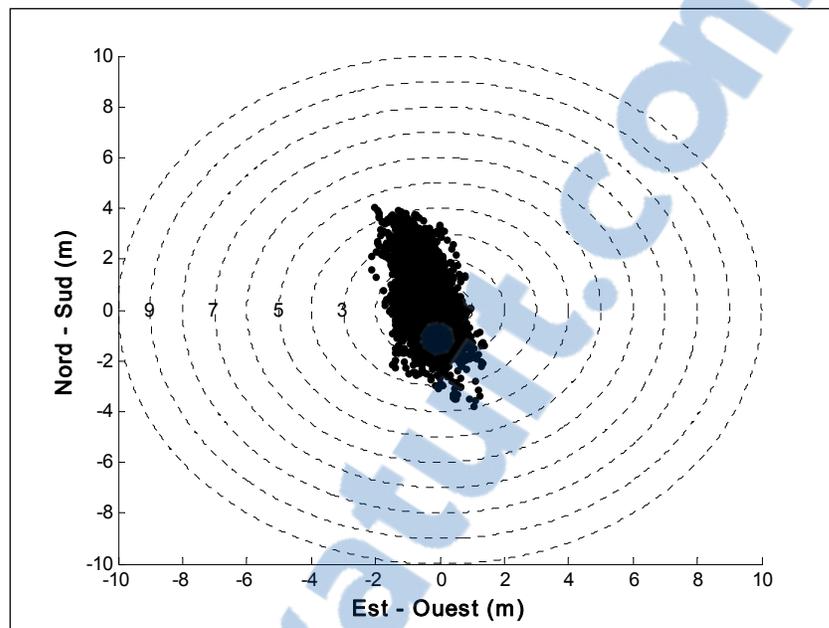
	<b>Récepteur initial hybride GPS-Galileo</b>	
	<b><math>\mu</math> (m)</b>	<b><math>\sigma</math> (m)</b>
<b>Nord-Sud</b>	1,0248	0,3990
<b>Est-Ouest</b>	-0,3483	0,3026
<b>Vertical</b>	2,5196	0,4058

Bref, ce test permet de donner une vision à quoi pourrait ressembler les performances du récepteur si toutes les erreurs des mesures de distance géométrique étaient corrigées. La prochaine sous-section présente un test dans un environnement réel.

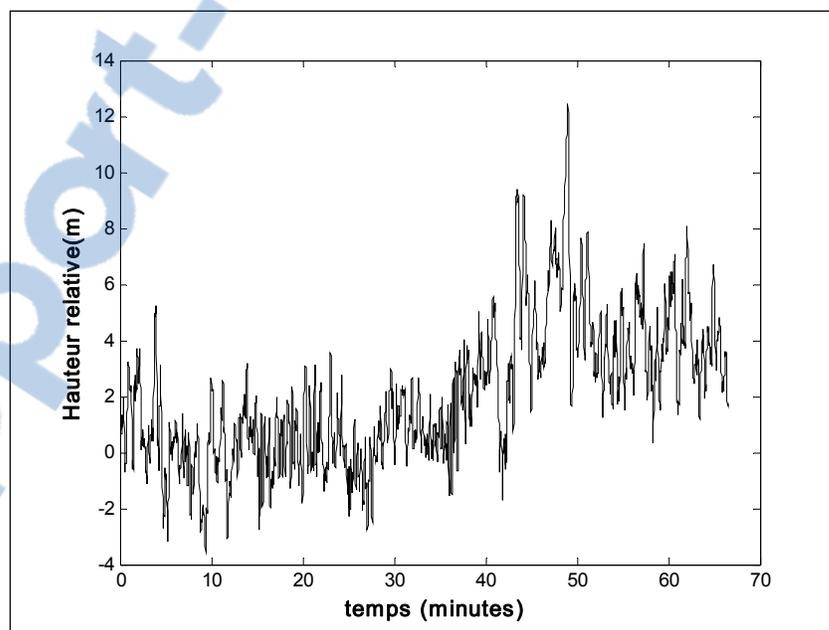
#### **4.2.2 Performance du récepteur dans un environnement réel**

Dans un deuxième temps, un test d'une heure avec les signaux réels a été effectué. L'objectif de ce test est de montrer l'impact des erreurs présentées dans ce chapitre. Pour ce test, aucune modification n'a été apportée au récepteur GPS-Galileo initial. Les corrections utilisées ont été laissées telles que présentées dans le mémoire « Mise en œuvre en temps réel d'un récepteur hybride GPS-Galileo » (Sauriol, 2008).

La référence utilisée pour ce test est la position calculée à l'aide d'un récepteur Novatel DL-4plus sur une période de 24 heures. Les coordonnées de cette référence correspondent à une antenne située sur le toit de l'ÉTS (N 45° 29'39''; W 73° 33'46''; 9,5354m). Les deux figures qui suivent présentent la distribution verticale et la distribution horizontale de cette prise de mesure.



**Figure 4.3** Distribution horizontale du test d'une heure avec les signaux réels réalisé le 18 décembre 2008 à l'ÉTS.



**Figure 4.4** Distribution verticale du test d'une heure avec les signaux réels réalisé le 18 décembre 2008 à l'ÉTS.

Les résultats obtenus pour ce deuxième test montrent l'impact majeur que peuvent avoir les différentes erreurs sur la solution de navigation. Malgré qu'une correction soit effectuée sur les mesures de pseudo-distance, on constate un écart-type de 1,33 m pour l'axe Nord-Sud, de 0,50 m pour l'axe Est-Ouest et de 2,52 m pour l'altitude contrairement à environ 40 cm pour la simulation sans erreur. On constate également un biais par rapport à la solution de navigation du récepteur Novatel DL4plus de l'ordre de 90 cm. Le Tableau 4.2 résume les performances du récepteur pour ce deuxième test.

Tableau 4.2 Erreur de positionnement dans un environnement réel

	<b>Récepteur hybride initial GPS-Galileo du GRN</b>	
	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)
<b>Nord-Sud</b>	1,4429	1,3359
<b>Est-Ouest</b>	-0,5632	0,5005
<b>Vertical</b>	-0,7313	2,5157

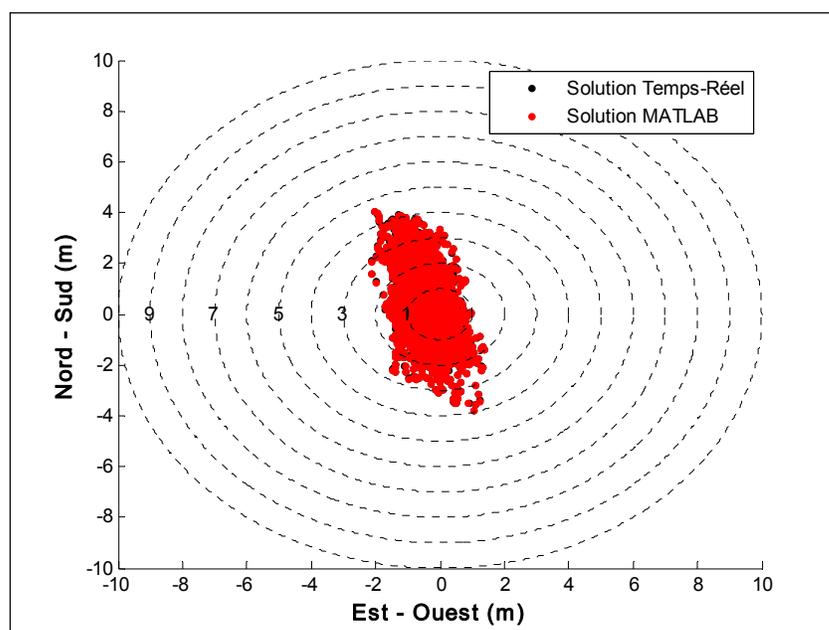
Bref, ce test permet de constater l'impact des erreurs de mesures bien qu'une correction soit appliquée d'où l'importance de bien caractériser ces erreurs. Les prochaines sous-sections présentent les différentes erreurs ainsi que l'impact des corrections initialement utilisées pour la solution de navigation, mais pour ce faire un traitement via Matlab a été nécessaire afin de comparer une même série de mesures en post-traitement. La prochaine partie présente la méthodologie utilisée pour ce post-traitement.

#### 4.2.3 Calcul de la solution de navigation via Matlab en post-traitement

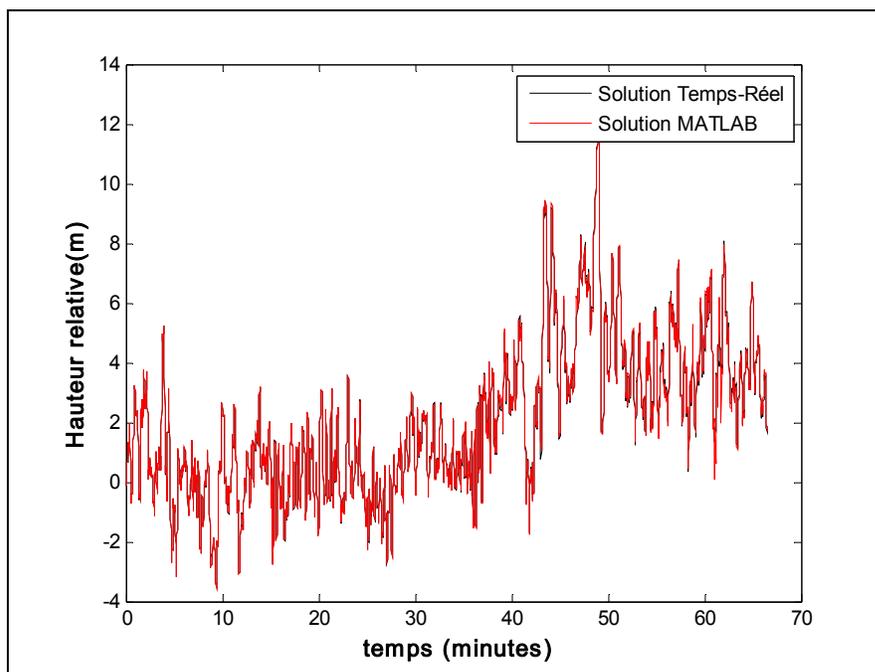
Afin d'analyser l'influence de chacune des erreurs plus facilement, le calcul de la solution de navigation des données brutes du récepteur SBAS-GNSS est effectué en post-traitement via Matlab. Pour ce faire, le même algorithme a été utilisé pour le calcul de la solution de navigation que dans le récepteur. Le post-traitement permet de constater plus aisément l'influence d'une erreur puisque la comparaison est effectuée sur une même série de mesure.

De plus, ce post-traitement offre une flexibilité quant à la sélection des satellites utilisés pour le calcul de la solution de navigation.

En examinant les figures ci-dessous, on remarque que cette procédure ne modifie aucunement les performances obtenues et qu'elles sont fidèles à ce que nous aurions obtenu en temps réel.



**Figure 4.5 Distribution horizontale de la solution en temps réel versus la solution en post-traitement via Matlab.**



**Figure 4.6 Distribution verticale de la solution en temps réel versus la solution via Matlab.**

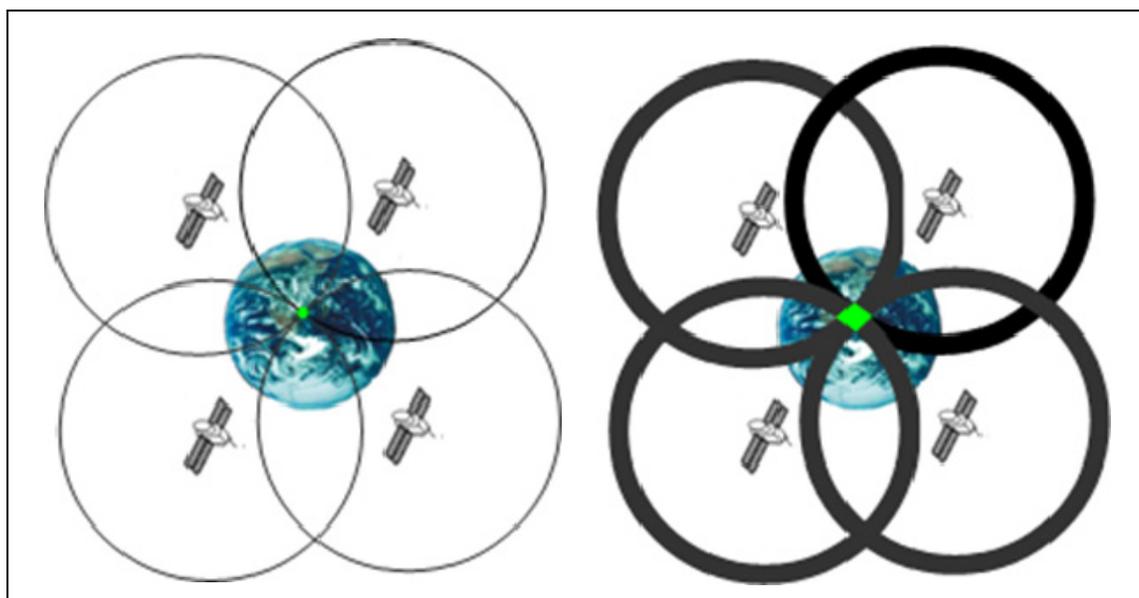
Une première analyse de l'influence des erreurs a été effectuée dans cette sous-section. De plus, il a été démontré que le post-traitement des mesures brutes via Matlab arrivait aux mêmes résultats qu'en temps réel. Les sous-sections à venir présentent ce qui influence la précision de la solution de navigation en débutant avec la géométrie de la constellation des satellites visibles.

### **4.3 Erreurs liées à la géométrie de la constellation de satellites visibles**

La géométrie de la constellation de satellites visibles n'aurait aucun impact si nous considérons des mesures de distance géométrique représentées par l'équation 4.1. Cependant, cette distance est dégradée par différents facteurs ayant pour effet d'introduire une marge d'incertitude.

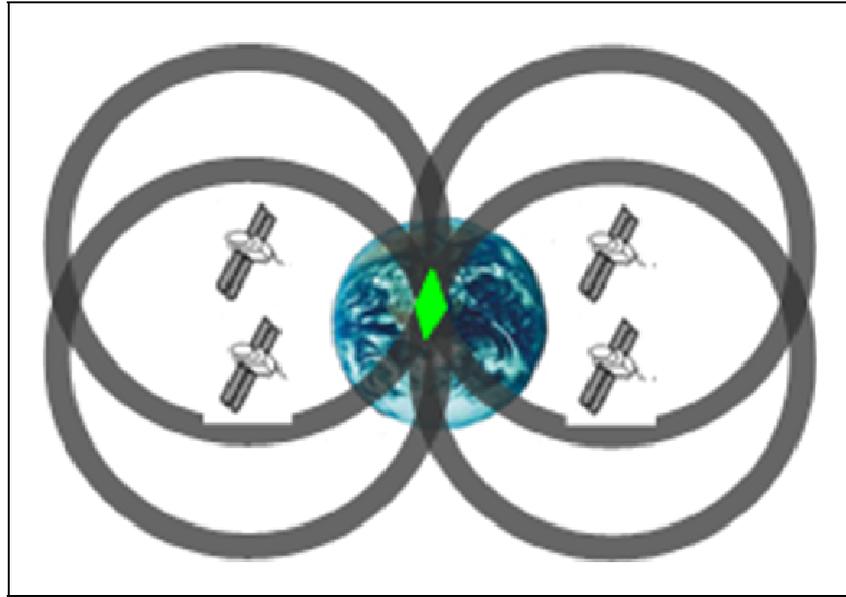
### 4.3.1 Principe de la dilution de précision

La géométrie des satellites influence la précision de la solution de navigation puisque les mesures de distance géométrique sont erronées. Le principe de la dilution de précision est représenté dans la figure ci-dessous.



**Figure 4.7 Précision de positionnement dépendant de la géométrie de la constellation de satellites visibles.**

Cette représentation permet de constater comment l'UERE a un impact sur la précision du positionnement. En fait, cet impact est lié à la géométrie des satellites visibles. Cette géométrie est spécifique à l'emplacement géographique de l'utilisateur et elle change dans le temps puisque les satellites, et potentiellement le récepteur, sont en perpétuel mouvement. La prochaine figure montre comment la géométrie des satellites influence cette marge d'erreur. On constate que la zone en vert, l'intersection des quatre cercles représentant l'incertitude de position, est plus élevée lorsque les satellites sont plus près l'un de l'autre.



**Figure 4.8 Influence de la géométrie de la constellation de satellites visibles sur l'incertitude de précision.**

Afin de mieux analyser les erreurs de positionnement, il est intéressant de connaître l'ordre de grandeur de cette incertitude. Cet ordre de grandeur est généralement caractérisé par le terme GDOP, Dilution de Précision Géométrique, et est défini par l'équation (Tsui, 2005) :

$$GDOP = \frac{1}{\sigma_{URE}} \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_b^2} \quad (4.2)$$

où:

- $\sigma_{URE}$  est l'erreur quadratique moyenne mesurée de pseudo-distance,
- $\sigma_x^2$  est la variance calculée de position de l'utilisateur en x,
- $\sigma_y^2$  est la variance calculée de position de l'utilisateur en y,
- $\sigma_z^2$  est la variance calculée de position de l'utilisateur en z,
- $\sigma_b^2$  est la variance calculée de l'horloge de l'utilisateur exprimé en mètre.

L'objectif de ce chapitre étant de caractériser l'impact des erreurs de pseudo-distance sur la solution de navigation, il est possible de modifier cette équation afin de connaître la précision

possible en fonction de l'UERE et en fonction de la géométrie de la constellation des satellites visibles :

$$\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_b^2} = GDOP \cdot \sigma_{UERE} \quad (4.3)$$

Le calcul du facteur GDOP provient d'une démonstration mathématique dépassant l'objectif de ce mémoire, mais le lecteur est invité à lire (Kaplan et Hegarty, 2005) pour voir cette démonstration. Brièvement, la covariance des erreurs de positionnement est un multiple de la matrice de géométrie G tel que :

$$\text{cov}(dx) = (G^T G)^{-1} \cdot \sigma_{UERE}^2 \quad (4.4)$$

où:

- dx est l'erreur de la solution de navigation,
- conv() est la covariance,
- G est la matrice de géométrie
- $\sigma_{UERE}$  est l'erreur quadratique moyenne mesurée de pseudo-distance.

Ces facteurs géométriques sont exprimés dans le système de coordonnées cartésiennes qui n'est pas le système habituellement utilisé pour représenter la position de l'utilisateur. Il peut s'avérer plus intéressant de transposer ces facteurs dans le système de coordonnées géodésiques : latitude, longitude et altitude. Le lecteur est invité à lire (Misra et Enge, 2006) pour plus d'informations. L'équation 4.3 devient donc :

$$\sqrt{\sigma_N^2 + \sigma_E^2 + \sigma_H^2 + \sigma_b^2} = GDOP \cdot \sigma_{UERE} \quad (4.5)$$

où:

- $\sigma_{UERE}$  est l'erreur quadratique moyenne mesurée de pseudo-distance,

- $\sigma_N^2$  est la variance Nord-Sud calculée de position de l'utilisateur,
- $\sigma_E^2$  est la variance Est-Ouest calculée de position de l'utilisateur,
- $\sigma_H^2$  est la variance de l'altitude calculée de position de l'utilisateur,
- $\sigma_b^2$  est la variance calculée de l'horloge de l'utilisateur exprimé en mètre.

Sachant que c'est la géométrie qui distribue l'UERE sur les erreurs de positionnement  $\sigma_N$ ,  $\sigma_E$ ,  $\sigma_H$ , et  $\sigma_b$ , il est intéressant de décomposer le facteur GDOP afin de connaître l'influence de la géométrie sur chacun des axes.

- $TDOP \cdot \sigma_{UERE} = \sigma_b$  : Dilution de précision du temps
- $NDOP \cdot \sigma_{UERE} = \sigma_N$  : Dilution de précision Nord-Sud
- $EDOP \cdot \sigma_{UERE} = \sigma_E$  : Dilution de précision Est-Ouest
- $VDOP \cdot \sigma_{UERE} = \sigma_H$  : Dilution de précision verticale
- $HDOP \cdot \sigma_{UERE} = \sqrt{\sigma_N^2 + \sigma_E^2}$  : Dilution de précision horizontale
- $PDOP \cdot \sigma_{UERE} = \sqrt{\sigma_N^2 + \sigma_E^2 + \sigma_H^2}$  : Dilution de précision de la position

Ces différents DOP s'obtiennent à l'aide des azimuts et des angles d'élévations des satellites utilisés pour le calcul de la solution de navigation. Dans un premier temps, il faut déterminer la matrice de géométrie G qui tient compte de la position spatiale de chaque satellite utilisé dans la solution (Misra et Enge, 2006) :

$$G = \begin{bmatrix} \cos(elev_1) \cdot \sin(azim_1) & \cos(elev_1) \cdot \cos(azim_1) & \sin(azim_1) & 1 \\ \cos(elev_2) \cdot \sin(azim_2) & \cos(elev_2) \cdot \cos(azim_2) & \sin(azim_2) & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \cos(elev_k) \cdot \sin(azim_k) & \cos(elev_k) \cdot \cos(azim_k) & \sin(azim_k) & 1 \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

Ensuite, on définit la matrice H comme étant :

$$H = (G^T G)^{-1} \quad (4.7)$$

Finalement, on trouve directement les facteurs de géométrie à partir de la matrice H :

$$H = \begin{bmatrix} EDOP^2 & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & NDOP^2 & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & VDOP^2 & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & TDOP^2 \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

Les facteurs géométriques qui seront utilisés dans ce mémoire lors de la présentation des résultats sont EDOP, NDOP et VDOP puisqu'ils permettent rapidement de voir l'effet de la géométrie sur chacun des axes de la solution de navigation.

#### 4.3.2 Valeur généralement observée des facteurs géométriques

La géométrie de la constellation des satellites par rapport à l'utilisateur a un impact plus que significatif sur la précision de la solution de navigation (Ahmed El-Rabbany, 2002). Dans cette perspective, il est pertinent de bien analyser les valeurs limites ainsi que les valeurs moyennes que prennent les différents facteurs géométriques.

D'après le document officiel du département de la défense des États-Unis sur le standard de performance du GPS (Navstar, 2008), le facteur géométrique PDOP devrait être en dessous de 6 pour 98 % du temps. Cela implique que pour une variance de 1 m de l'UERE, une variance de 6 m pourrait être observée sur la position résultante de la solution de navigation. Heureusement, le facteur géométrique PDOP est généralement inférieur à cette valeur.

Le prochain tableau montre les valeurs typiques des facteurs VDOP et HDOP (Milbert, 2008). Ces mesures ont été observées avec trois masques d'élévations différents aux coordonnées suivantes : 38° 53' 22,08258'' N et 77° 02' 6,86520'' W. Le masque

d'élévation 5, 10 et 15 degrés est généralement utilisé pour éliminer les satellites trop bas à l'horizon dans la solution de navigation puisque ces satellites ont un UERE plus élevé<sup>1</sup>. De plus, le tableau présente la probabilité des valeurs pour différents percentiles.

Tableau 4.3 Percentile des facteurs géométriques observés le  
20 juillet 2007 à Washington  
Tirée de Milbert (2008, p.70-72)

Percentile	Masque d'élévation de 5°		Masque d'élévation de 10°		Masque d'élévation de 15°	
	HDOP	VDOP	HDOP	VDOP	HDOP	VDOP
90%	1,15	1,77	1,36	2,18	1,67	2,99
95%	1,24	1,92	1,50	2,39	1,90	3,61
99%	1,44	2,36	1,83	3,04	2,84	5,76
99,9%	1,77	2,83	2,66	4,77	4,87	10,25

L'analyse de ce tableau, nous permet de constater que le facteur VDOP est presque le double du facteur HDOP. De plus, on remarque que le masque d'élévation affecte beaucoup plus le facteur VDOP que le HDOP. Cela s'explique par le fait que la région d'incertitude de l'altitude est beaucoup plus grande lorsqu'il n'y a pas de satellite à basse élévation.

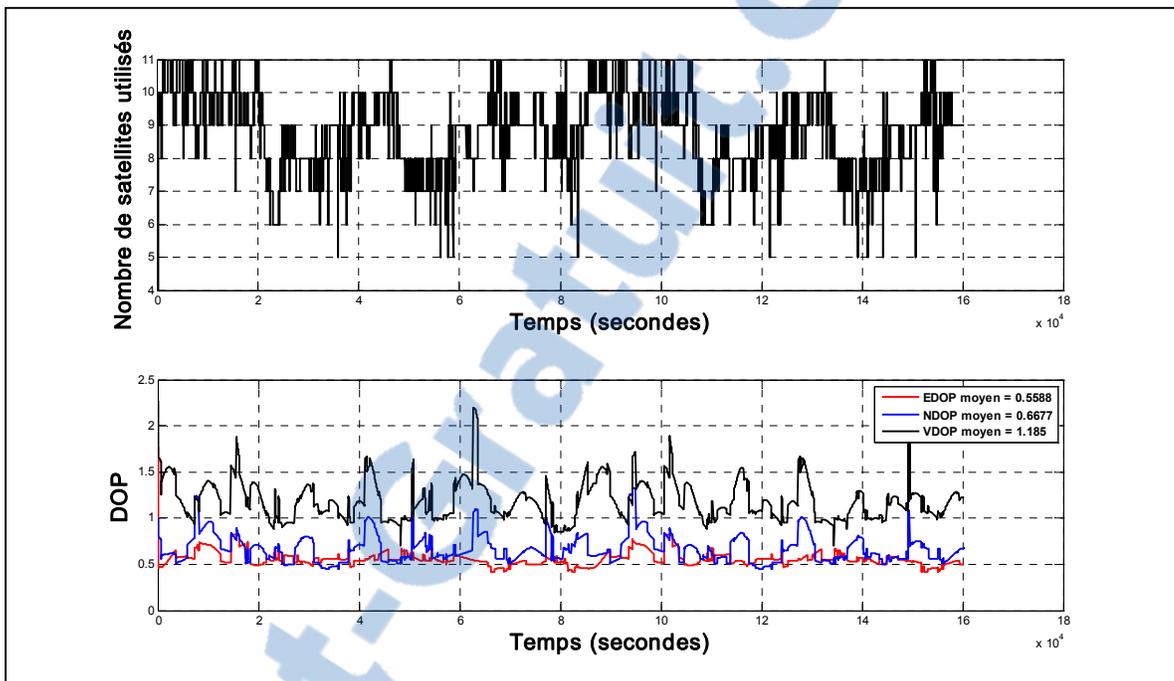
Brièvement, les valeurs des facteurs géométriques varient de manière significative selon le scénario. La prochaine sous-section présente les valeurs des facteurs géométriques mesurés par le récepteur.

### 4.3.3 Mesure des différents facteurs géométriques de dilution de précision

La valeur des facteurs géométriques évolue grandement dans le temps et selon l'emplacement de l'utilisateur. Un test d'environ 44 heures a été réalisé afin de voir l'évolution de ces valeurs dans le temps à l'ÉTS. La figure qui suit présente cette évolution. On constate qu'au milieu de la prise de mesures, le facteur VDOP a eu une valeur maximum d'environ

<sup>1</sup> La dégradation du signal est principalement occasionnée par les délais atmosphériques (voir Section 4.6).

2,2. Une telle valeur dégrade grandement la précision de la solution de navigation. Il est primordial dans une telle situation d'avoir des UERE minimums pour ne pas trop affecter la solution de navigation.



**Figure 4.9 Nombre de satellites utilisés pour la solution de navigation (haut) et Valeurs des facteurs géométriques correspondants (bas) pour un récepteur situé à l'ÉTS les 08-09 janvier 2009.**

Le Tableau 4.4 présente la valeur moyenne des facteurs VDOP, EDOP et NDOP pour différents percentiles avec un masque d'élévation de  $5^\circ$ . On constate que ces valeurs sont similaires à celles présentées au Tableau 4.3. La petite différence s'explique par le fait que la visibilité de Washington et celle à l'ÉTS ne sont pas identiques et par le fait que tous les satellites visibles ne sont pas nécessairement utilisés dans la solution de navigation.

Tableau 4.4 Percentile des facteurs géométriques utilisé pour la solution de navigation les 08-09 janvier 2009 à l'ÉTS

Percentile	Masque d'élévation de 5°			
	HDOP	VDOP	EDOP	NDOP
90%	1,0842	1,7215	0,7052	0,8236
95%	1,1531	1,8412	0,7403	0,8841
99%	1,2717	2,0688	0,8113	0,9794
99,9%	1,3518	2,3000	0,8309	1,0663

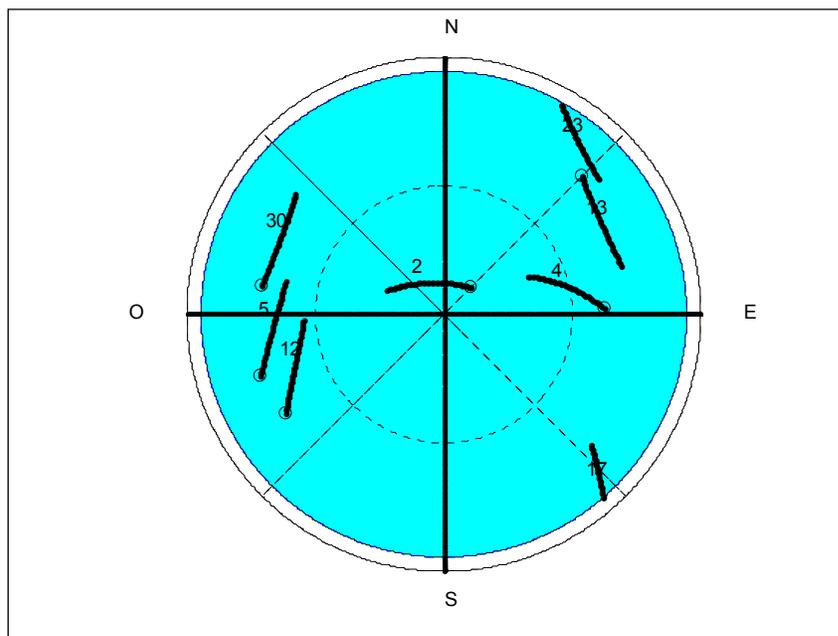
En résumé, les valeurs des facteurs géométriques sont à 99,9 % du temps inférieures à 1,35 pour le facteur HDOP et inférieures à 2,30 pour le facteur VDOP, d'après les mesures effectuées sur le toit de l'ÉTS. Ces valeurs seraient tout autre dans un canyon urbain puisque le masque d'élévation serait d'au moins 25° (Alexander Steingass, 2008). La prochaine sous-section présente l'impact de ces valeurs sur la solution de navigation.

#### 4.3.4 Impact de la géométrie sur la solution de navigation

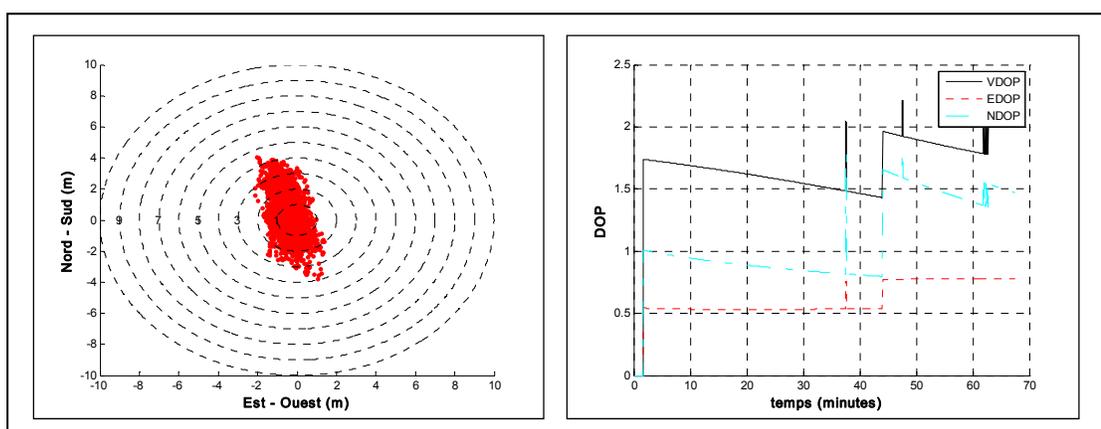
Pour montrer l'influence de la géométrie de la constellation des satellites sur la solution de navigation, les mesures brutes enregistrées dans un environnement réel de la sous-section 4.2.2 sont réutilisées en post-traitement dans cette sous-section.

Tout d'abord, la Figure 4.10 permet de voir la trajectoire des satellites lors de ce test. On constate que huit satellites, identifiés dans le graphe par leur PRN, ont été visibles durant cette période. Les satellites utilisés pour le calcul de la solution de navigation se retrouvent dans la zone foncée tandis que la zone blanche représente le masque d'élévation de 5°. La Figure 4.11 fait un rappel de la distribution horizontale et présente les valeurs des facteurs géométriques obtenus lors de ce test. On remarque que la distribution horizontale correspond très bien aux facteurs EDOP et NDOP. En effet, le facteur Nord-Sud est plus élevé que le facteur Est-Ouest engendrant ainsi une position moins précise sur l'axe nord-Sud. De plus,

on remarque certains sauts dans la valeur des facteurs géométriques. Ces sauts sont occasionnés par un changement de la constellation utilisée pour la solution de navigation.



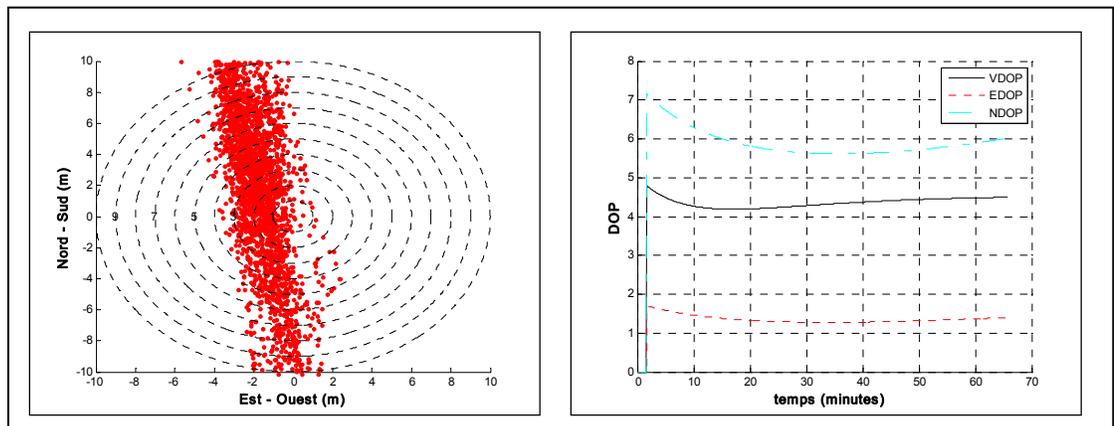
**Figure 4.10 Satellites visibles lors des prises de mesure dans un environnement réel avec un masque d'élévation de 5°.**



**Figure 4.11 Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droite) lors du test dans un environnement réel.**

Ensuite, une démonstration de l'impact de la géométrie sera effectuée. Pour ce faire, un traitement des données brutes via Matlab est effectué, permettant ainsi de sélectionner adéquatement les satellites. Une sélection de seulement quatre satellites est utilisée afin d'amplifier l'effet à démontrer. De plus, trois scénarios sont présentés pour voir l'effet de la géométrie des satellites sur l'axe Nord-Sud, sur l'axe Est-Ouest et un dernier pour démontrer que le nombre de satellites n'est pas en cause pour les performances obtenues.

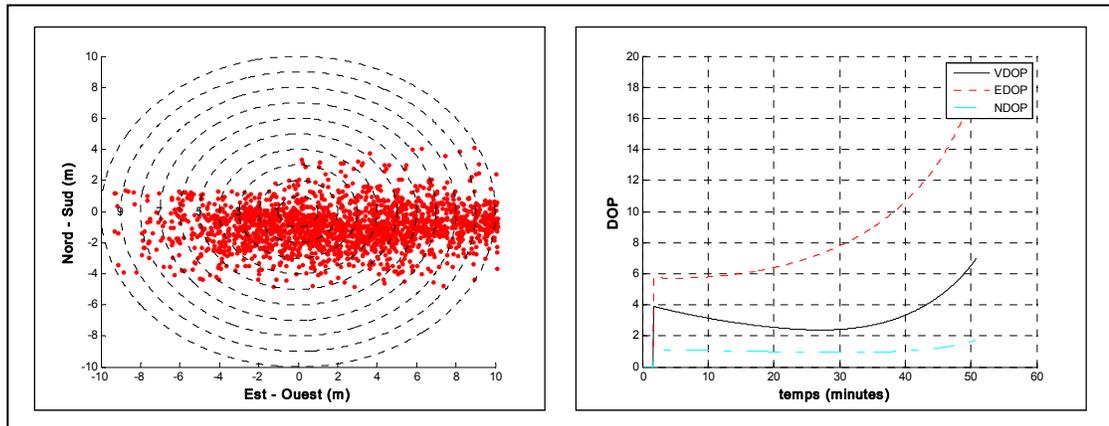
Le premier scénario considère les satellites (PRN 2, 4, 5 et 12) initialement alignés sur l'axe Est-Ouest (Voir Figure 4.10). En examinant la Figure 4.12, on peut voir que le facteur NDOP est effectivement beaucoup plus élevé que le facteur EDOP. La figure de gauche permet de voir l'effet d'une telle géométrie de satellites sur la solution de navigation. Bien que les satellites 5 et 12 se dirigent vers le sud, améliorant ainsi un peu la géométrie, cela n'améliore pas significativement le facteur NDOP. Cela est expliqué par le fait que les deux satellites, 5 et 12, sont sensiblement à la même position.



**Figure 4.12 Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droite) lors d'une mauvaise géométrie sur l'axe Nord-Sud (scénario 1).**

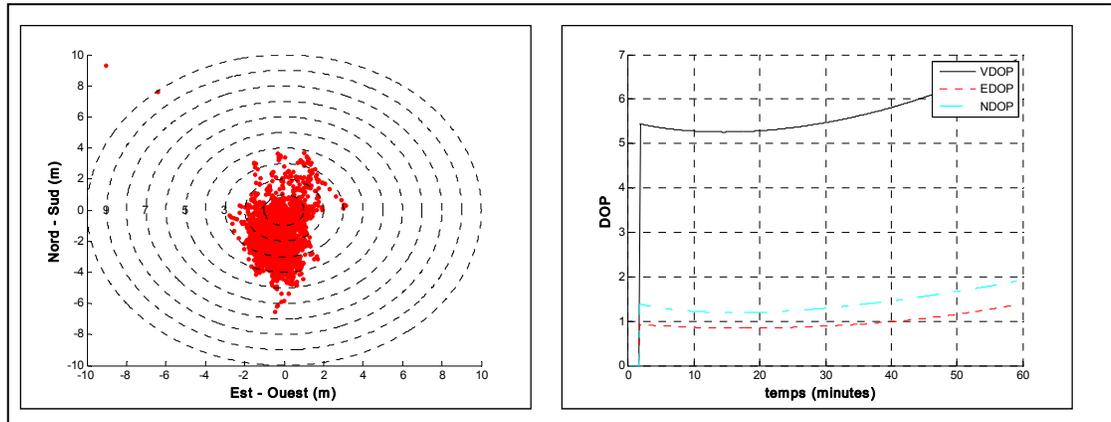
Le deuxième scénario utilise les satellites 4, 13, 17 et 23. Ces quatre satellites sont alignés sur l'axe Nord-Sud. La Figure 4.13 permet de montrer qu'effectivement le facteur EDOP est bel et bien plus élevé que le facteur NDOP. De plus, la distribution horizontale permet de constater l'effet significatif de la géométrie sur la solution de navigation. Un autre fait

important à noter est la valeur croissante du facteur EDOP correspondant à l'approche du satellite 4 sur l'axe créé par les satellites 13, 17 et 23. On constate que le facteur EDOP s'approche de la valeur 20 multipliant ainsi radicalement l'UERE Nord-Sud. Cette valeur peut sembler inhabituelle, mais dans des environnements sévères, tel qu'un canyon urbain, il n'est pas rare de voir une telle valeur et même plus élevée.



**Figure 4.13 Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droites) lors d'une mauvaise géométrie sur l'axe Est-Ouest (scénario 2).**

Le dernier scénario a pour objectif de démontrer que le nombre de satellites n'est pas en cause sur les performances obtenues précédemment. Les satellites 30, 12, 17, et 13 ont été utilisés afin d'avoir la meilleure géométrie possible avec seulement quatre satellites. La Figure 4.14 présente les résultats obtenus pour ce scénario. On constate que les performances horizontales sont très similaires à la solution avec tous les satellites visibles.



**Figure 4.14 Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droites) lors d'une bonne géométrie sur les axes verticaux (scénario 3).**

Les résultats de ces trois scénarios sont résumés dans le tableau ci-dessous. Ce tableau permet de comparer le biais moyen ( $\mu$ ) et l'écart type ( $\sigma$ ) des différentes solutions de navigation. Les zones hachurées dans les deux premiers scénarios font ressortir l'influence de la géométrie sur la solution de navigation. On constate que le biais sur l'axe Nord-Sud du scénario 1 est deux fois plus élevé que pour les scénarios avec une bonne géométrie. On constate également que le biais sur l'axe Est-Ouest du scénario 2 est beaucoup plus élevé que pour les scénarios avec une bonne géométrie. Bref, la géométrie de la constellation des satellites considérés dans la solution de navigation influence énormément la précision de celle-ci.

Tableau 4.5 Erreurs de positionnement dues à la géométrie des satellites pour les trois scénarios

Axes	Bonne géométrie sur les axes verticaux (8 satellites)		Scénario 1 Mauvaise géométrie sur l'axe Nord-Sud (4 satellites)		Scénario 2 Mauvaise géométrie sur l'axe Est-Ouest (4 satellites)		Scénario 3 Bonne géométrie sur les axes verticaux (4 satellites)	
	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)
<b>Nord-Sud</b>	0,0	1,3359	-1,7651	5,8885	0,9604	1,2398	0,7934	1,2308
<b>Est-Ouest</b>	0,0	0,5005	-0,3412	1,1915	3,1615	5,1112	0,2178	0,6272
<b>Vertical</b>	0,0	2,5157	4,0152	6,0600	0,6242	2,9868	3,3558	5,6092

Enfin, l'influence de la géométrie des satellites sur la solution de navigation a été démontrée. Bien que les récepteurs d'aujourd'hui possèdent généralement assez de canaux pour ne pas avoir à sélectionner les signaux GPS L1 C/A en fonction de la géométrie, il demeure intéressant de connaître l'impact de cette géométrie sur la solution de navigation, surtout pour les récepteurs GNSS (Liu, Fortin et Landry Jr, 2009). Ces facteurs géométriques permettent ainsi de borner notre solution avec un niveau de confiance. Bien sûr, il faut considérer qu'une certaine erreur est présente sur les mesures de pseudo-distances sans quoi la géométrie n'a plus aucune influence. Les prochaines sous-sections analysent ce qui dégrade la précision des mesures de pseudo-distances.

#### 4.4 Erreur liée à l'estimation de la position des satellites

Les performances du positionnement par satellites dépendent en grande partie de l'estimation de la position des satellites GNSS eux-mêmes. Cette sous-section analyse les perturbations sur le mouvement des satellites artificiels, leurs estimations et leur effet sur la précision de la solution de navigation.

#### 4.4.1 Estimation de la position des satellites

Le mouvement des satellites est possible grâce à la force d'attraction de la Terre définie par la loi de gravité de Newton. L'orbite de ceux-ci peut être prédite par les trois lois de Kepler permettant de modéliser le mouvement des planètes (Gérard Maral et Michel Bousquet, 2002):

- **Loi des orbites** : les planètes décrivent une ellipse dont le soleil occupe l'un des foyers.
- **Loi des aires** : le rayon soleil-planète balaie des aires égales pendant des intervalles de temps égaux.
- **Loi des périodes** : le carré de la période de révolution est proportionnel au cube de la distance soleil-planète.

Ces trois lois permettent aussi de modéliser la trajectoire des différents satellites. Par contre, de nombreuses perturbations viennent erroner cette première estimation. Par exemple, la force d'attraction créée par la lune a une influence sur l'inclinaison du satellite par rapport à l'équateur (Fortescue, Stark et Swinerd, 2003). Les autres sources de perturbations sont la pression des radiations solaires, les autres astres célestes et les forces relativistes. Bien que la plupart de ces perturbations soient comprises et maîtrisées, il en demeure une qui pose problème : les radiations solaires.

En effet, les radiations solaires sont fonction de différents paramètres du satellite comme son altitude, sa géométrie, les propriétés matérielles qui le compose, le flux de la radiation ainsi que des particules qui se retrouvent dans les radiations (Gérard Maral et Michel Bousquet, 2002). Les plus grandes perturbations sont occasionnées lorsque le satellite passe d'une zone éclairée à une zone non éclairée et vice-versa. Même s'il existe plusieurs modèles pour caractériser cet effet, aucun n'élimine complètement cette perturbation.

La somme des perturbations peut occasionner une mauvaise estimation de la mesure de pseudo-distance d'environ 2 m à un  $\sigma$  (Sima et al., 2005). Autrement dit, l'erreur de l'estimation de la position des satellites dans le système de coordonnées WGS-84 (x, y, z) suit une loi normale d'espérance nulle avec une variance de 1,2 m à un  $\sigma$  sur chacun des axes. Cette mauvaise estimation de la position des satellites influence l'équation 4.1 de la mesure de pseudo-distance telle que :

$$\rho_k = c \cdot (t_r - t_e) + \delta_{Sat_k} \quad (4.9)$$

où:

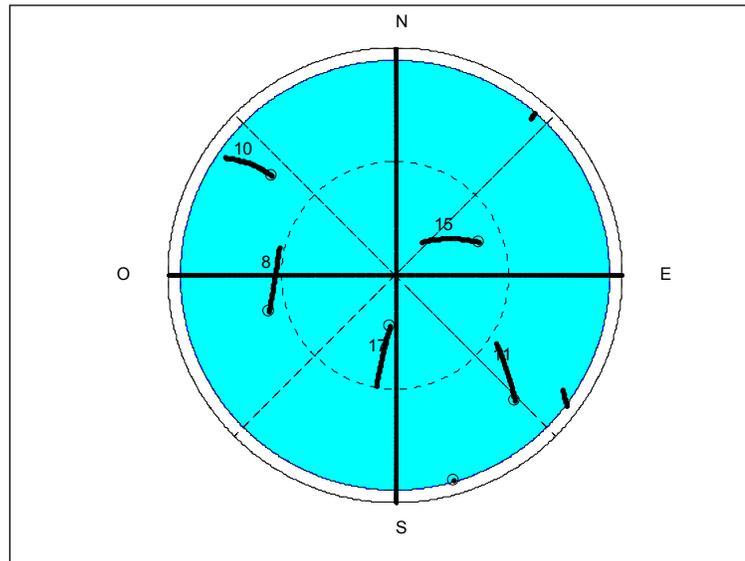
- $\delta_{Sat_k}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de la position du satellite k (m),
- $\rho_k$  est la mesure de pseudo-distance du satellite k (m),
- c est la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),
- $t_r$  est le temps de réception (s),
- $t_e$  est le temps d'émission (s).

#### 4.4.2 Impact d'une mauvaise estimation de la position des satellites sur la solution de navigation

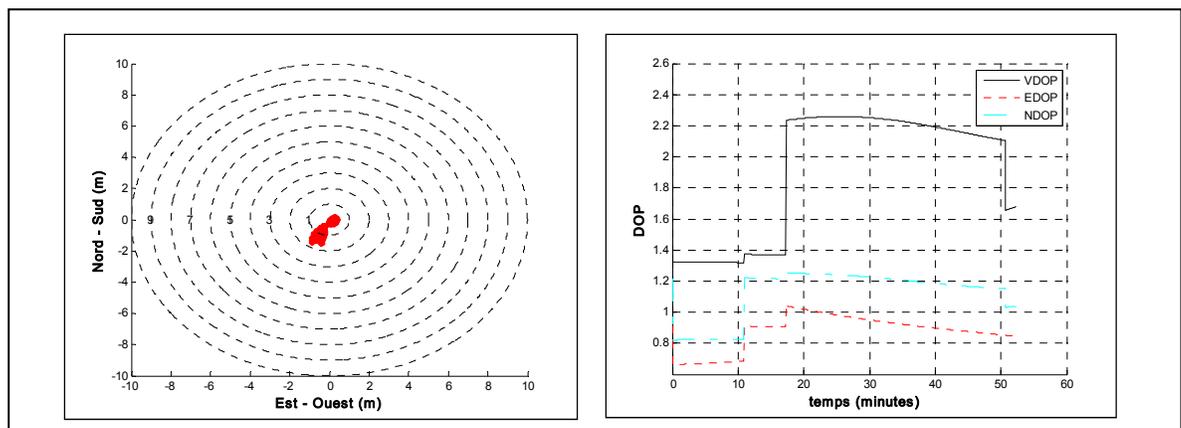
Pour montrer l'influence d'une mauvaise estimation de la position des satellites sur la solution de navigation, les mesures brutes enregistrées dans un environnement simulé sans erreurs de la sous-section 4.2.1 sont utilisées dans celle-ci.

Tout d'abord, la Figure 4.15 permet de voir la trajectoire des satellites lors de la prise de mesures. On constate que principalement cinq satellites ont été visibles durant ce test. La Figure 4.16 fait un rappel de la distribution horizontale et présente les valeurs des facteurs géométriques obtenus lors de ce test. On remarque un saut dans les valeurs des facteurs géométriques sur la partie droite de la figure, cela concorde avec la disparition d'un des satellites de la visibilité du récepteur. Comme les signaux générés sont censés être sans erreur, la géométrie des satellites n'a aucun effet sur la solution de navigation. Effectivement,

on constate que la distribution sur l'axe Nord-Sud et la distribution sur l'axe Est-Ouest est sensiblement identique, malgré des facteurs géométriques différents.



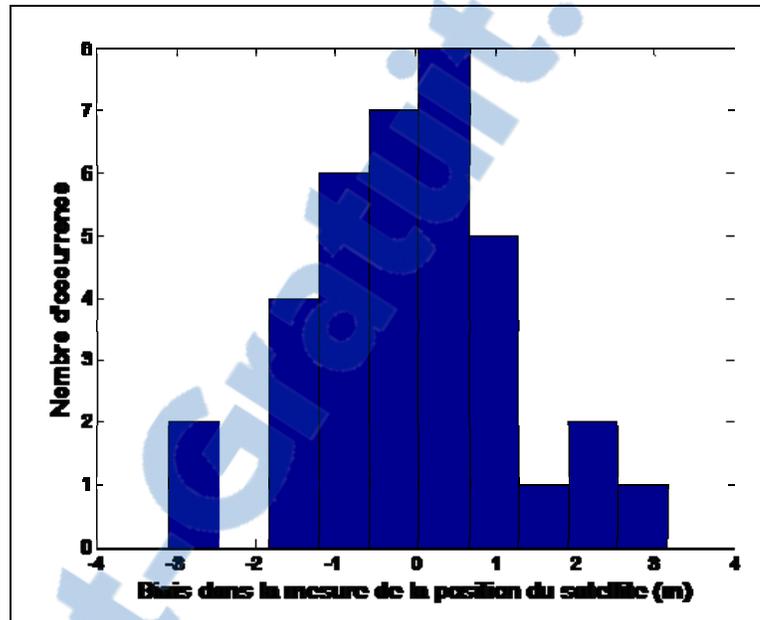
**Figure 4.15 Satellites visibles lors de la simulation dans un environnement sans erreur avec un masque d'élévation de 5°.**



**Figure 4.16 Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droite) lors de la simulation dans un environnement simulé sans erreur.**

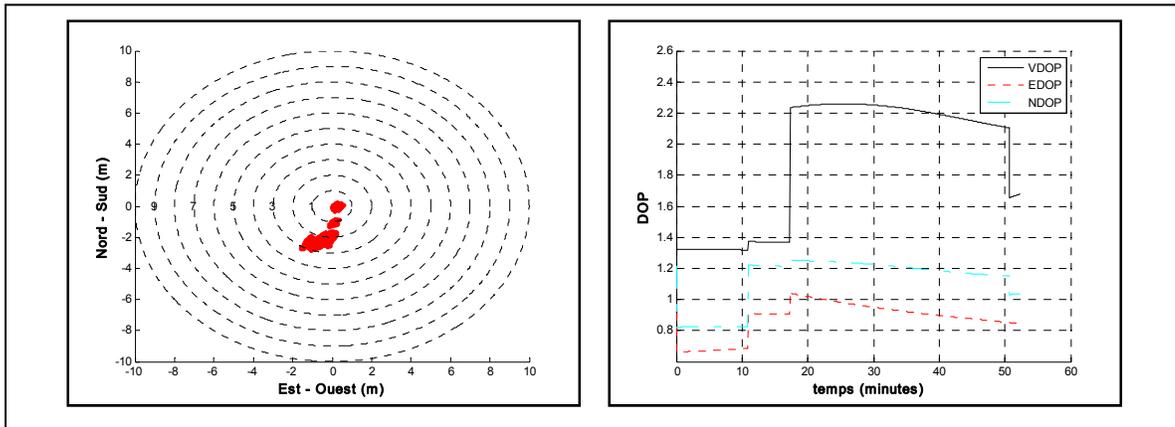
Un post-traitement via Matlab a été effectué sur ces mesures brutes. La position x, y, z mesurée des satellites a été biaisée d'une valeur constante suivant une loi normale

d'espérance nulle avec une variance de 1,2 m à  $1\sigma$  pour simuler un biais de 2 m à  $1\sigma$  sur la mesure de pseudo-distance. La Figure 4.17 permet de voir que la distribution des biais correspond bien à ces spécifications. Un total de 36 biais ont été générés, c'est-à-dire un biais pour chaque axe (x, y, z), et cela pour les 12 satellites.



**Figure 4.17** Distribution des biais simulés sur les mesures de positions des satellites.

Suite à cela, une solution de navigation a été calculée avec ces mesures brutes légèrement modifiées. Le fait d'avoir légèrement modifié la position des satellites ne devrait avoir aucune influence sur les facteurs géométriques. La Figure 4.18 permet de constater que les facteurs géométriques n'ont effectivement pas été affectés. De plus, elle permet de voir l'impact des erreurs d'estimations de la position des satellites sur la distribution horizontale de la solution de navigation. On constate que la distribution horizontale est moins dense que pour les mêmes mesures sans erreur. Un autre élément important à noter est que la distribution des positions obtenues de cette solution sont étalées sur l'axe Nord-Sud comme le laissaient présager les facteurs NDOP et EDOP.



**Figure 4.18 Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droite) avec les mesures de positions des satellites biaisés.**

Le tableau qui suit présente les erreurs de positionnement engendrées par les erreurs d'estimation de la position des satellites. La position de référence (N 45° 28'60''; W 73° 33'00''; 0,0m) est celle calculée par le récepteur avec les mesures non biaisées, d'où l'absence de biais pour ces mesures. On remarque que ces erreurs d'estimation impliquent un biais de -2,57 m pour l'axe Nord-Sud, de -0,22 m pour l'axe Est-Ouest et de 1,86 m pour l'altitude ce qui est loin d'être négligeable. Cependant, il faut mentionner que cet impact aurait été moindre si plus de satellites avaient été utilisés dans la solution de navigation. De plus, on remarque que l'écart-type de la position calculée a lui aussi considérablement augmenté.

Tableau 4.6 Erreur de positionnement due à une mauvaise estimation de la position des satellites

Axes	Position calculée avec les satellites sans erreur		Position calculée avec les satellites biaisés	
	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)
Nord-Sud	0,0	0,3990	-2,5742	0,9093
Est-Ouest	0,0	0,3026	-0,2235	0,4786
Vertical	0,0	0,4058	1,8598	0,7428

Bref, une bonne estimation de la position des satellites est essentielle pour l'obtention d'une solution de navigation précise.

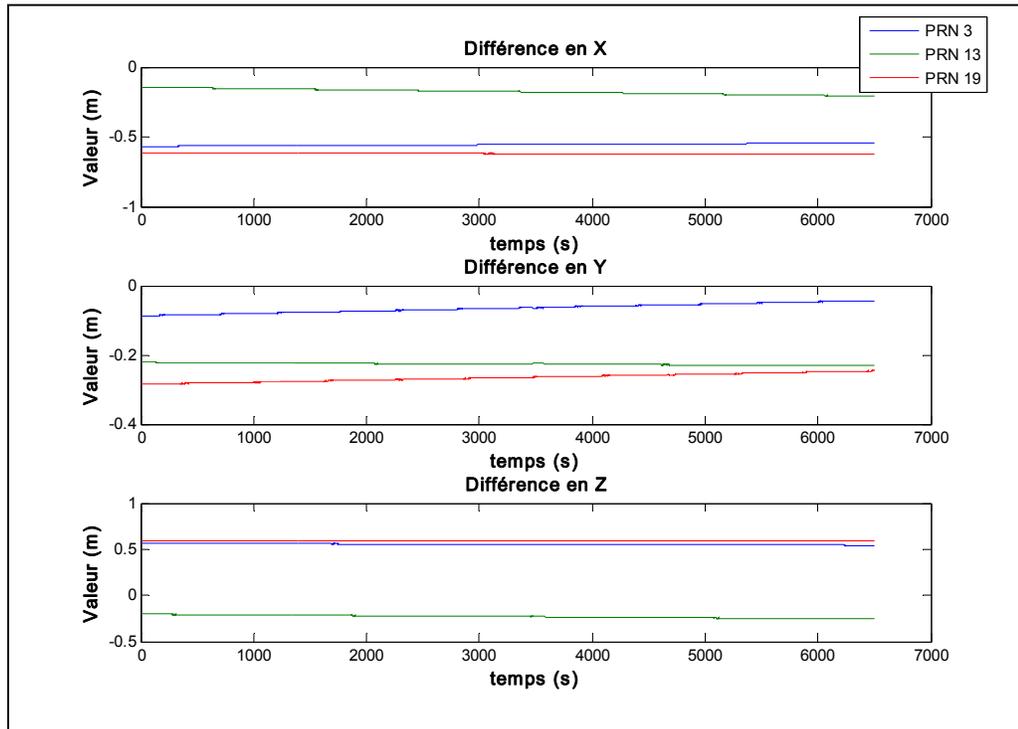
#### 4.4.3 Analyse comparative du modèle d'estimation de la position des satellites

L'estimation de la position des satellites à un moment donné peut varier légèrement d'un récepteur à un autre. Il a été dit que la position des satellites est estimée à partir des messages de navigation reçus. Les messages contiennent différents paramètres orbitaux képlériens servant au calcul de cette position. En plus de ces paramètres orbitaux, le temps d'émission des signaux est aussi transmis. Ces informations permettent d'estimer la position des satellites au moment de la transmission des signaux. Toutefois, le fait que la Terre tourne durant la transmission des signaux crée un biais dans le système référentiel. Il a été démontré dans Sauriol (2008) que ce biais est de l'ordre d'une centaine de mètres si l'on considère que la vitesse de rotation de la Terre est environ  $72,921 \mu\text{rad/s}$  et que le temps d'émission est d'environ 67,3 ms à 90 degrés d'élévation d'un satellite. Or, le calcul de ce déplacement a un impact sur l'estimation de la position du satellite au moment de l'émission du signal

Une comparaison de l'estimation de la position des satellites calculés par le récepteur SBAS-GNSS du GRN et par celui de Novatel est donc effectuée. Cette comparaison permet de vérifier que l'estimation de la position d'un satellite est bien calculée au sein du récepteur. Afin de comparer la position des satellites entre les deux récepteurs, un post-traitement en Matlab a été nécessaire pour synchroniser les mesures. En effet, le récepteur DL-4plus enregistre les mesures à chaque seconde du temps GPS tandis que le récepteur SBAS-GNSS ne possède pas un tel algorithme d'alignement. De plus, le récepteur SBAS-GNSS ne considère pas la rotation de la Terre avant l'enregistrement de la position des satellites tandis que le DL-4plus considère cette rotation.

Suite à ces deux post-traitements sur les enregistrements, il a été possible de comparer l'estimation de la position des satellites. La Figure 4.19 présente cette différence en X, Y, Z

pour trois satellites : PRN 3, PRN 13 et PRN 19. On constate qu'il demeure une erreur maximale de 0,6 m.



**Figure 4.19** Comparaison de l'estimation de la position des satellites entre le récepteur du GRN et le récepteur DL-4 de Novatel.

#### 4.5 Erreur liée à la précision des horloges

Si la précision de l'estimation de la position des satellites est primordiale pour le calcul de la solution de navigation, il en va de même pour la précision des horloges. De fait, le calcul des mesures de pseudo-distance est directement lié au temps. On retrouve des horloges à bord des satellites et sur les récepteurs.

Le biais d'horloge entre un récepteur et les satellites est l'une des variables que la solution de navigation cherche à résoudre. Ce biais n'est donc pas considéré comme une erreur, c'est

pourquoi cette sous-section ne présente que la précision et la synchronisation des horloges des satellites.

#### 4.5.1 Précision et synchronisation des horloges des satellites

Aucun compromis n'a été fait sur le choix des horloges à bord des satellites; chaque satellite possède une horloge atomique au césium ou au rubidium. Même si la précision de celle-ci est exceptionnelle, il est très difficile de conserver la synchronisation de ces horloges en tout temps. La moyenne des erreurs d'horloge varie entre 8,64 ns et 17,28 ns sur une journée (Ahmed El-Rabbany, 2002). Cette erreur peut donc induire une erreur pouvant atteindre 5,18 m sur la mesure de pseudo-distance selon l'équation suivante :

$$\delta t_{sv_k} = c \cdot \delta_{\text{horloge}_k} \quad (4.10)$$

où:

- $\delta t_{sv_k}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de l'horloge du satellite k (m),
- $c$  est la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),
- $\delta_{\text{horloge}}$  est l'erreur d'horloge du satellite (s).

Les éphémérides transmises permettent de corriger cette désynchronisation à l'aide des paramètres de correction d'horloge. Cette correction,  $\Delta t_{sv}$ , est représentée par une équation quadratique. Le lecteur est invité à lire l'IS-GPS-200D, pour les détails de cette correction (ARINC Engineering Services, 2006). À l'aide de cette correction, il est possible de réduire L'UERE  $\delta t_{sv}$  comme suit :

$$\delta t_{sv_k} = c \cdot (\delta_{\text{horloge}_k} - \Delta t_{sv_k}) \quad (4.11)$$

où:

- $\delta t_{sv_k}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de l'horloge du satellite k (m),
- $c$  est la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),
- $\delta_{\text{horloge}}$  est l'erreur d'horloge du satellite (s),

- $\Delta t_{SVk}$  est la correction d'horloge du satellite k (s).

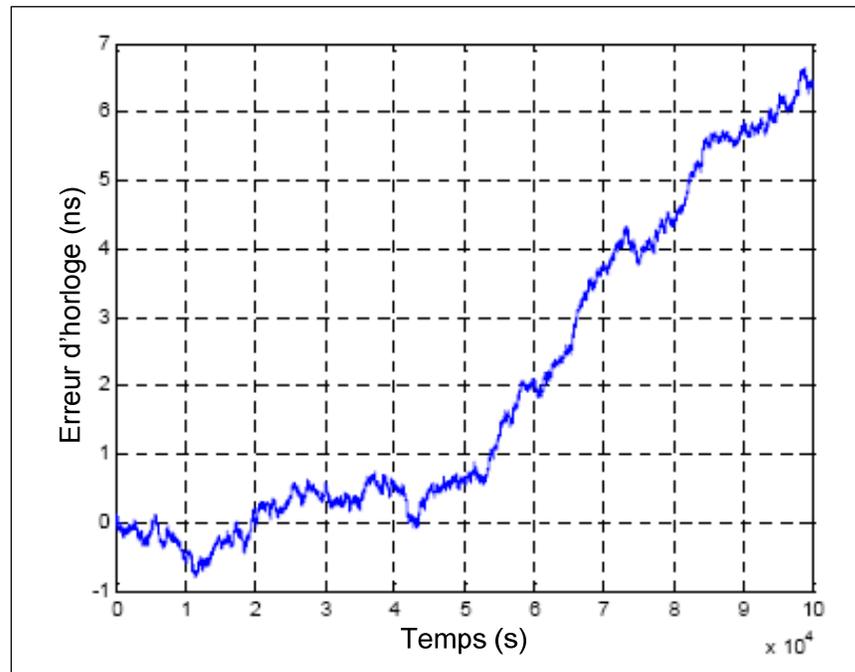
Malgré tout, l'erreur de synchronisation d'horloges des satellites demeure aux alentours de 5 ns à  $1\sigma$  ou encore de 1,5 m à  $1\sigma$  une fois transposée sur la mesure de pseudo-distance (Senior, Ray et Beard, 2008). Cette mauvaise estimation de l'horloge influence l'équation 4.1 telle que :

$$\rho_k = c \cdot (t_r - t_e) + \delta_{Sat_K} + \delta t_{sv_k} \quad (4.12)$$

où:

- $\delta_{Satk}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de la position du satellite k (m),
- $\delta t_{sv_k}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de l'horloge du satellite k (m),
- $\rho_k$  est la mesure de pseudo-distance du satellite k (m),
- $c$  est la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),
- $t_r$  est le temps de réception (s),
- $t_e$  est le temps d'émission (s).

La modélisation de cette erreur peut s'avérer laborieuse puisque le modèle diffère d'un satellite à l'autre. Toutefois, certaines publications présentent des modèles permettant de bien représenter cette erreur (Diez, D'Angelo et Fernandez, 2006; Senior, Ray et Beard, 2008). Brièvement, l'erreur de synchronisation des horloges est modélisée par du bruit blanc et du bruit rose (sautillement) et ce, en phase et en fréquence. Ces différents bruits impliquent que l'erreur générée est un biais bruité qui varie lentement dans le temps comme le montre la figure qui suit.



**Figure 4.20 Exemple d'une erreur d'horloge modélisée selon un modèle complexe.**

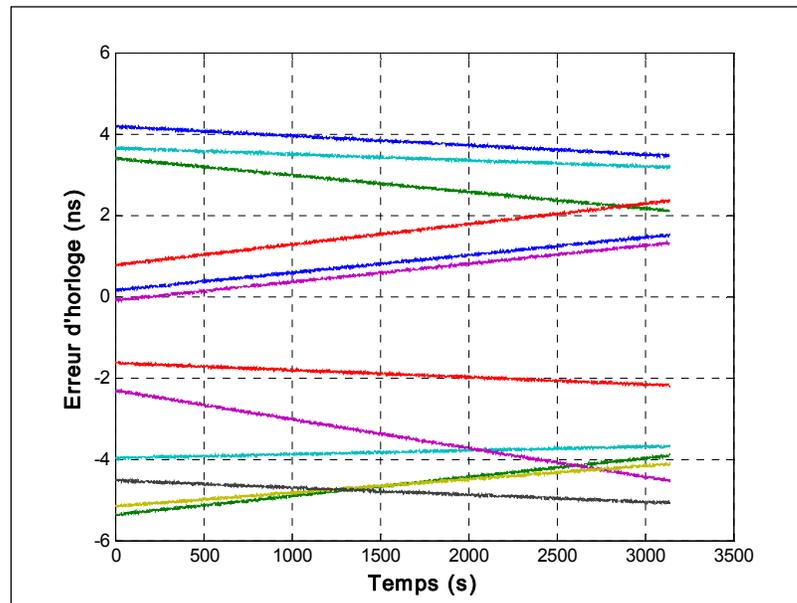
Bien que, plusieurs publications traitent de cette modélisation, aucune ne présente une modélisation de l'erreur résiduelle. L'auteur de ce mémoire considère raisonnable de prétendre que l'erreur résiduelle des horloges sera distribuée de la même manière que l'erreur non corrigée. La prochaine sous-section présente l'impact de cette erreur résiduelle.

#### **4.5.2 Impact de l'erreur de synchronisation d'horloges des satellites sur la solution de navigation**

Afin de montrer l'impact de l'erreur de synchronisation d'horloges, les mesures brutes enregistrées dans un environnement sans erreurs, c'est-à-dire à l'aide du simulateur de constellation Spirent, sont utilisées pour cette sous-section.

Dans un premier temps, les mesures brutes ont été dégradées selon un modèle plus simple que ce qui a été présenté précédemment à la Figure 4.20. Ce modèle implique un biais variant

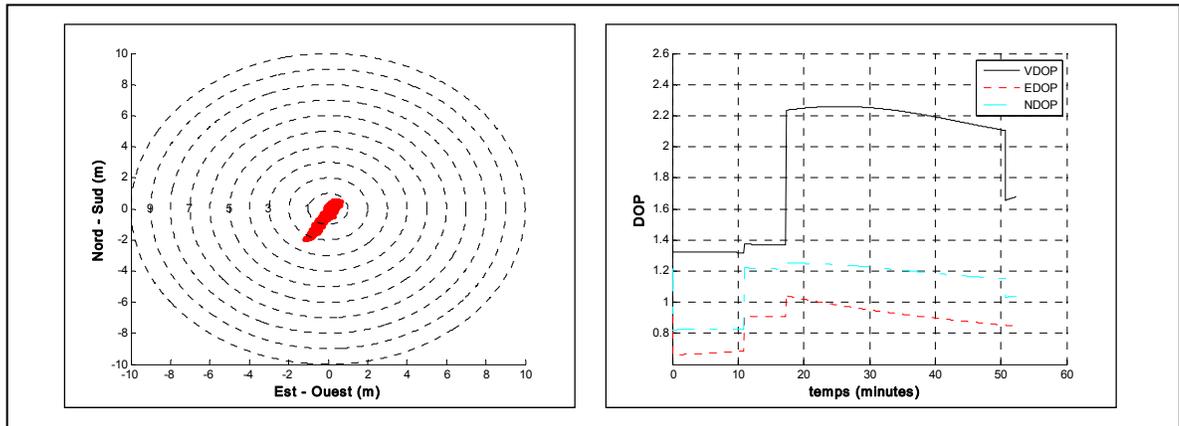
linéairement suivant une loi normale d'espérance nulle avec une variance de 4,96 ns à  $1\sigma$  sur chacun des satellites. De plus, un léger bruit aléatoire de 0,04 ns à  $1\sigma$  y a été ajouté. Les valeurs déterminées pour ce modèle ont été choisies de manière approximative par l'auteur afin d'être similaire au modèle présenté précédemment. La figure ci-dessous permet de visualiser l'erreur qui a été simulée sur chacun des 12 canaux. On constate que ce modèle ne représente que grossièrement la réalité, mais il permet tout de même de déterminer un ordre de grandeur de son influence sur la solution de navigation.



**Figure 4.21 Erreur de synchronisation d'horloges modélisées selon un modèle simple.**

Dans un deuxième temps, les mesures de pseudo-distances ont été modifiées selon l'équation 4.12. Ensuite, la solution de navigation a été calculée avec ces mesures de pseudo-distances détériorées et dont le résultat est présenté à la Figure 4.22. Bien sûr, cette modification n'a aucun impact sur les facteurs géométriques comme le montre cette figure. Quant à la précision de la solution de navigation, celle-ci est altérée sensiblement de la même

façon que pour une mauvaise estimation de la position des satellites. Ce résultat était prévisible puisque l'UERE de chacune de ces deux erreurs est sensiblement la même.



**Figure 4.22 Distribution horizontale (gauche) et valeurs des facteurs géométriques (droite) avec une mauvaise synchronisation d'horloges des satellites simulés.**

Les performances de cette solution sont présentées au Tableau 4.7. On remarque que le biais moyen est de l'ordre de 0,95 m sur l'axe Nord-Sud, de 0,17 m sur l'axe Est-Ouest et de 1,39 m sur l'axe vertical. De plus, l'écart-type est légèrement affecté par rapport à la solution calculée avec les satellites sans erreur.

Tableau 4.7 Erreur de positionnement due à une mauvaise synchronisation d'horloges des satellites

Axes	Position calculée avec les satellites sans erreur		Position calculée avec les horloges biaisées	
	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)
Nord-Sud	0,0	0,3990	0,9512	0,6003
Est-Ouest	0,0	0,3026	0,1715	0,3889
Vertical	0,0	0,4058	1,3908	0,6151

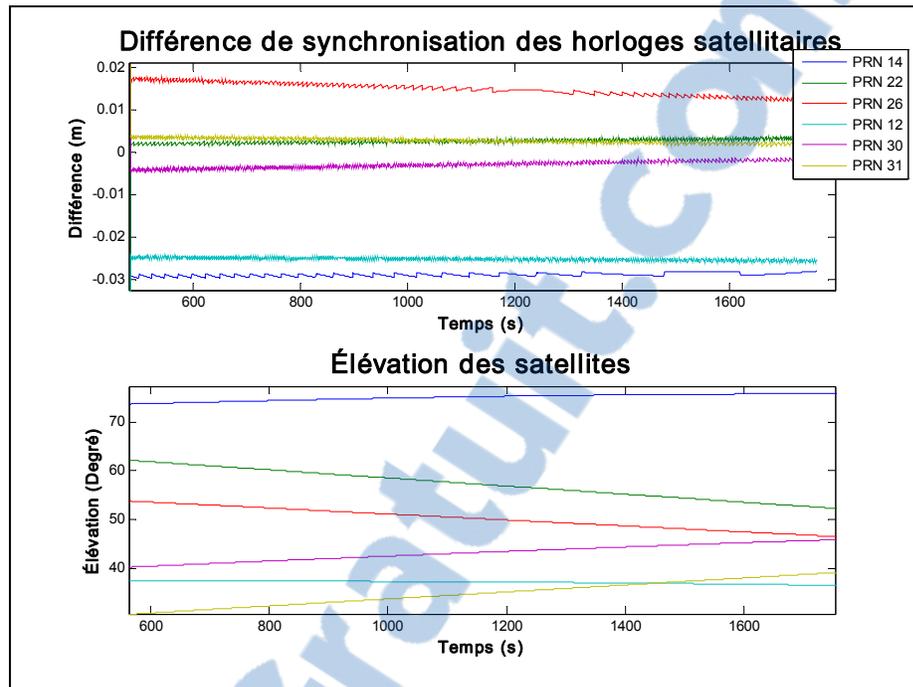
Bref, l'erreur d'une mauvaise synchronisation d'horloges des satellites a sensiblement le même impact qu'une mauvaise estimation de la position des satellites. En effet, chacune de

ces erreurs peut être transposée sur la mesure de pseudo-distance dont l'UERE est pratiquement de la même valeur.

### **4.5.3 Analyse comparative du modèle de synchronisation d'horloges**

La synchronisation d'horloges des satellites devrait être identique d'un récepteur à un autre lorsque celle-ci est effectuée sans aide externe. En effet, cette synchronisation s'effectue uniquement au moyen de certains paramètres du message de navigation. Même si ces paramètres proviennent seulement des messages de navigation, il peut être intéressant de s'assurer que cette synchronisation est bien effectuée dans le récepteur. Pour ce faire, une comparaison des corrections d'horloges d'un satellite calculé par le récepteur du GRN et par celui de Novatel est présentée dans cette sous-section.

La Figure 4.23 présente une prise de mesure de 15 minutes effectuée simultanément sur le récepteur du GRN et celui du Novatel, le 2 août 2009. On y constate que les différences de synchronisation d'horloges sont inférieures à 3 cm pour les six satellites considérés dans ce test. Ce résultat n'est pas très surprenant étant donné que cette correction est effectuée à partir de paramètres provenant des mêmes messages de navigation. Cette légère différence pourrait être expliquée par une mauvaise synchronisation des enregistrements, une erreur induite par de la troncature ou d'arrondi sur l'un ou l'autre des récepteurs.

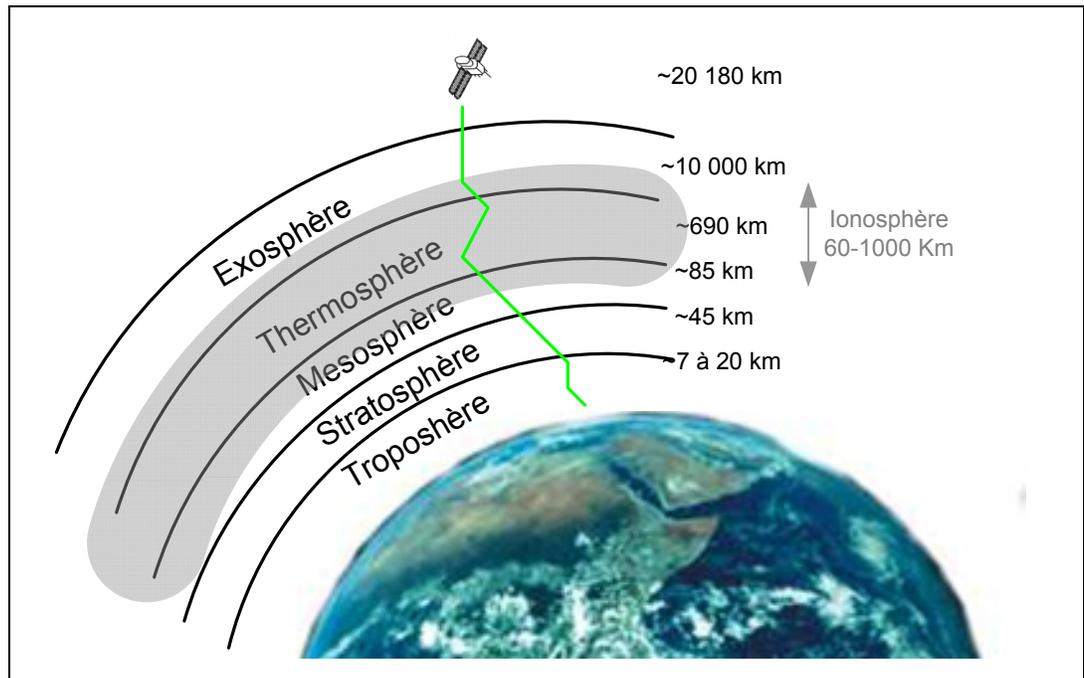


**Figure 4.23 Comparaison des corrections d'horloges des satellites entre le récepteur du GRN et le récepteur DL-4 de Novatel.**

#### 4.6 Erreurs liées aux délais atmosphériques

Jusqu'ici, nous assumons que le signal transmis voyageait en ligne droite à la vitesse de la lumière. Cependant, le signal est perturbé lorsqu'il traverse les quelques 20 000 km séparant le satellite de l'utilisateur. Le signal parcourt ainsi environ 10 000 km dans le vide spatial et 10 000 km dans l'atmosphère.

L'atmosphère est une couche gazeuse dont l'épaisseur est difficile à préciser, car le nombre de molécules de gaz par mètre cube diminue progressivement avec l'altitude, sans jamais totalement s'annuler. Les couches atmosphériques sont les suivantes: troposphère, stratosphère, mésosphère, thermosphère et exosphère et elles sont représentées à la figure ci-dessous.



**Figure 4.24 Représentation des couches de l'atmosphère.**

Les ondes électromagnétiques sont affectées principalement par la troposphère ainsi que par la zone ionisée des couches mésosphère, thermosphère et exosphère. Les effets sur les signaux de navigation sont expliqués dans les deux sous-sections qui suivent.

#### 4.6.1 Délai troposphérique

La troposphère est la couche la plus basse de l'atmosphère. Elle est principalement constituée d'azote (78 %) et d'oxygène (21 %) en considérant seulement l'air sec. On y retrouve aussi un fort taux de vapeur d'eau ( $H_2O$ ), variant de 1 % dans les régions polaires à 4 % dans les régions équatoriales. Elle représente 80 % de la masse totale de l'atmosphère contre 1,5 % du volume. C'est pour cette raison que la troposphère est la principale couche de perturbation des signaux.

De par sa composition, la troposphère retarde le signal transmis selon l'indice de réfraction du chemin parcouru. Plus le signal parcourt un long chemin, plus celui-ci sera retardé. L'effet de la troposphère est donc proportionnellement plus accentué sur les satellites à basse élévation. D'où l'importance du masque d'élévation présenté à la section sur la géométrie des satellites pour limiter les satellites présentant un risque de perturbation élevé ou encore la création d'un modèle permettant de tenir compte de cette perturbation. Par exemple, le délai induit par la troposphère est de l'ordre de 2,3 m à  $1\sigma$  au zénith, près de 9,3 m à  $1\sigma$  pour une élévation de  $15^\circ$  et jusqu'à 28 m à  $1\sigma$  pour une élévation de  $5^\circ$  (Ahmed El-Rabbany, 2002).

L'indice de réfraction peut être divisé en deux composants : sec et humide. La composante sèche est principalement fonction de la pression atmosphérique et est responsable d'environ 90 % du délai. Heureusement, il existe plusieurs modèles permettant de réduire cette erreur afin d'atteindre un délai de quelques centimètres au zénith (Misra et Enge, 2006). D'un autre côté, l'indice de réfraction humide est plus difficile à modéliser. En effet, lorsque l'on connaît les difficultés qu'ont les météorologues à prédire le temps qu'il fera demain, on peut imaginer qu'il n'y a pas un modèle qui corresponde parfaitement à la réalité. Tout de même, il existe des modèles permettant de réduire cette erreur, mais des informations météorologiques supplémentaires sont nécessaires (Parkinson et al., 1996).

Le modèle initialement utilisé dans le récepteur hybride GPS-Galileo permet de réduire l'erreur induite par la troposphère à environ 1 m à  $1\sigma$  (Sauriol, 2008). Le modèle utilisé est celui proposé par SBAS (RTCA, 2001). Cette erreur résiduelle causée par la troposphère influence la mesure de pseudo-distance:

$$\rho_k = c \cdot (t_r - t_e) + \delta_{Sat_k} + \delta t_{sv_k} + \delta_{tropo} \quad (4.13)$$

où:

- $\delta_{tropo}$  est l'UERE causé par la troposphère du satellite k (m),
- $\delta_{Satk}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de la position du satellite k (m),

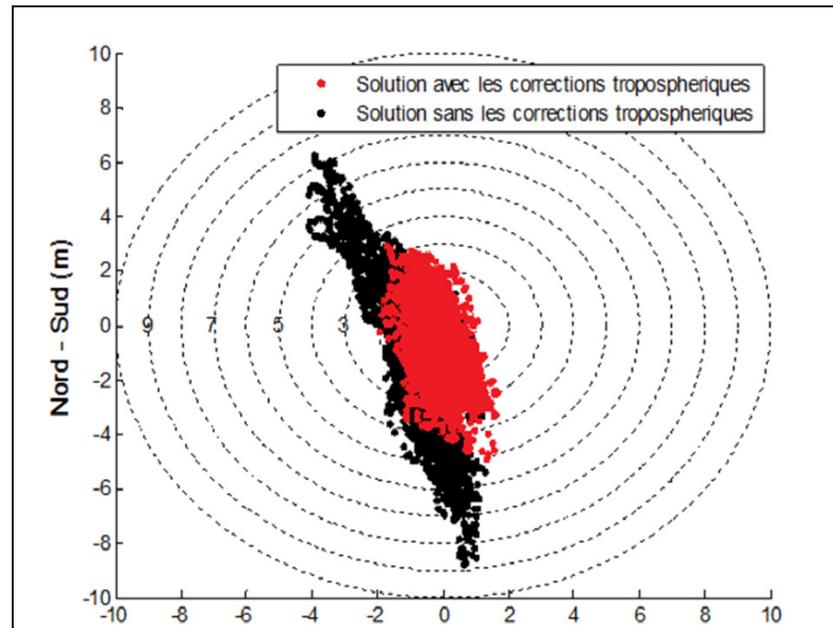
- $\delta t_{SVx}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de l'horloge du satellite k (m),
- $\rho_k$  est la mesure de pseudo-distance du satellite k (m),
- $c$  est la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),
- $t_r$  est le temps de réception (s),
- $t_e$  est le temps d'émission (s).

La sous-section qui suit montre l'impact de la correction troposphérique utilisée par le récepteur SBAS-GNSS.

#### **4.6.2 Impact de la correction troposphérique sur la solution de navigation**

L'impact de l'erreur résiduelle due à la troposphère est très similaire aux deux erreurs présentées précédemment, estimation de la position du satellite et synchronisation des horloges. Pour cette raison, cette sous-section se concentre uniquement sur l'impact de la correction troposphérique utilisée dans le récepteur au lieu de revoir l'impact d'une erreur non corrigée.

Pour ce faire, les mesures brutes enregistrées dans un environnement réel sont utilisées. Il est intéressant de noter que le récepteur enregistre toutes les corrections utilisées lors du calcul de la solution de navigation. Il est donc possible de ne pas appliquer cette correction lors du traitement via Matlab. La Figure 4.25 présente la distribution horizontale des deux solutions. En examinant cette figure, on remarque que la correction troposphérique utilisée pour les délais troposphériques améliore grandement la solution.



**Figure 4.25 Distribution horizontale de la solution avec et sans les corrections troposphériques.**

En fait, cette amélioration est encore plus marquée si l'on considère la performance verticale comme le montre le tableau ci-dessous. Le délai troposphérique induit un biais de 9,31 m pour la hauteur par rapport à la solution calculée avec le récepteur Novatel DL-4plus. Ce résultat n'est pas surprenant; il a été mentionné que le délai troposphérique est grandement supérieur pour les satellites à basse élévation. De plus, le facteur géométrique VDOP étant supérieur aux facteurs géométriques NDOP et EDOP, cela accentue cette différence.

Tableau 4.8 Erreur de positionnement due aux délais troposphériques non corrigés

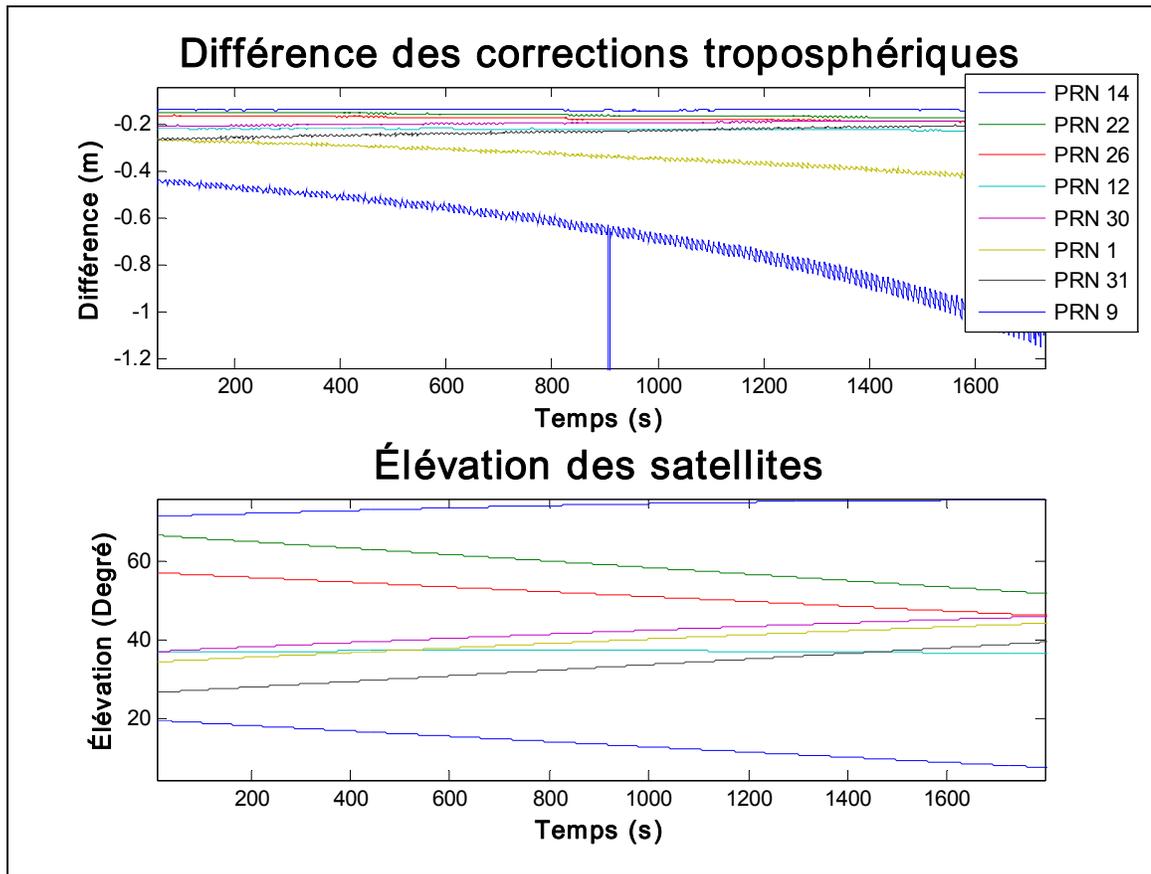
Axes	Position calculée avec les corrections troposphériques		Position calculée sans les corrections troposphériques	
	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)
Nord-Sud	1,4429	1,3359	0,9303	2,6274
Est-Ouest	-0,5632	0,5005	-0,8163	0,9503
Vertical	-0,7313	2,5157	9,3182	4,0226

En résumé, une bonne correction du délai troposphérique est actuellement employée pour des conditions sèches. Toutefois, celle-ci pourrait être moins efficace lorsque l'air est plus humide. Dans des applications de haute précision, il peut être intéressant de tenir compte de l'humidité environnante pour accroître davantage la précision du modèle.

#### **4.6.3 Analyse comparative du modèle de correction du délai troposphérique**

La correction des délais troposphériques sans aide externe d'un récepteur à l'autre peut varier légèrement. En effet, les corrections appliquées proviennent de modèles mathématiques qui sont implémentés dans le récepteur et peuvent différer d'un récepteur à un autre. Le modèle utilisé par le récepteur du GRN et celui de Novatel sont donc comparés afin d'observer la différence entre les deux.

La Figure 4.26 présente un test de 30 minutes en environnement réel effectué simultanément sur le récepteur du GRN et celui de Novatel, le 2 août 2009. On y constate que la différence est d'environ 0,2 m pour les satellites au-dessus du récepteur et jusqu'à 1,1 m pour un satellite à basse élévation. Cette différence marquée pour le satellite à basse élévation coïncide avec le fait que les signaux de satellites à l'horizon sont plus affectés par les délais troposphériques. Le modèle implémenté dans le récepteur n'est peut-être pas optimal lorsque les satellites sont à l'horizon.



**Figure 4.26 Comparaison des corrections troposphériques entre le récepteur du GRN et le récepteur DL-4 de Novatel.**

En résumé, la correction troposphérique utilisée dans le récepteur du GRN améliore grandement la solution de navigation. Par contre, celle-ci pourrait être améliorée si on assume que la correction du récepteur Novatel est meilleure. La prochaine section présente le concept du délai ionosphérique.

#### 4.6.4 Concept et analyse du délai ionosphérique

La section précédente a montré l'impact des délais occasionnés par la troposphère où l'effet sur la solution de navigation était très significatif. Par contre, cet effet peut être considérablement réduit avec l'implémentation d'un modèle de correction troposphérique. En

ce qui a trait aux délais occasionnés par les couches ionisées de l'atmosphère, ceux-ci induisent une erreur encore plus grande parce qu'ils sont plus difficile à modéliser et donc à corriger.

L'ionosphère est incluse dans les couches mésosphère, thermosphère et exosphère. L'ionisation de ces couches est le résultat du passage des rayons solaires et cosmiques dans l'atmosphère. À partir de 60 km, l'atmosphère n'agit plus comme un filtre puisqu'elle est beaucoup moins dense, ce qui permet l'ionisation des molécules. Ce phénomène se produit jusqu'à environ 1000 km d'altitude, où la présence de molécules devient pratiquement nulle. Toutefois, cette limite supérieure n'est pas déterminée de manière précise (Ahmed El-Rabbany, 2002).

L'effet de l'ionosphère sur les ondes des satellites de navigation est plus complexe que l'effet de la troposphère. Non seulement elle retarde les signaux qui la traversent, mais elle peut aussi modifier la phase et l'amplitude des signaux. L'influence de l'ionosphère varie principalement selon l'activité solaire et les perturbations géomagnétiques. Le cycle solaire, d'une période approximative de 11 ans, joue un rôle important dans cette variation. Il est intéressant de noter que l'activité solaire sera à son maximum vers 2011-2012 (Morcone et Gutro, 2008). De plus, il y a aussi des effets imprévisibles de courte période qui viennent influencer l'effet de l'ionosphère.

Le délai ionosphérique au zénith se situe entre 1 et 3 m à  $1 \sigma$  durant la nuit et entre 5 à 15 m à  $1 \sigma$  durant le jour (Misra et Enge, 2006). Mais ce délai peut atteindre 36 m lors d'activités solaires maximales. Tout comme le délai troposphérique, ce délai est plus important pour les satellites à basse élévation, où le délai peut atteindre 50 m à  $1 \sigma$  (Grewal, Weill et Andrews, 2001).

Le modèle initialement utilisé dans le récepteur permet de réduire l'erreur induite par l'ionosphère à environ 5 m à  $1 \sigma$  (Sauriol, 2008). Cette erreur résiduelle causée par l'ionosphère influence la mesure de pseudo-distance tel que :

$$\rho_k = c \cdot (t_r - t_e) + \delta_{Sat_K} + \delta t_{sv_k} + \delta_{tropo} + \delta_{iono} \quad (4.14)$$

où:

- $\delta_{iono}$  est l'UERE causé par l'ionosphère du satellite k (m),
- $\delta_{tropo}$  est l'UERE causé par la troposphère du satellite k (m),
- $\delta_{Satk}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de la position du satellite k (m),
- $\delta t_{svx}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de l'horloge du satellite k (m),
- $\rho_k$  est la mesure de pseudo-distance du satellite k (m),
- $c$  est la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),
- $t_r$  est le temps de réception (s),
- $t_e$  est le temps d'émission (s).

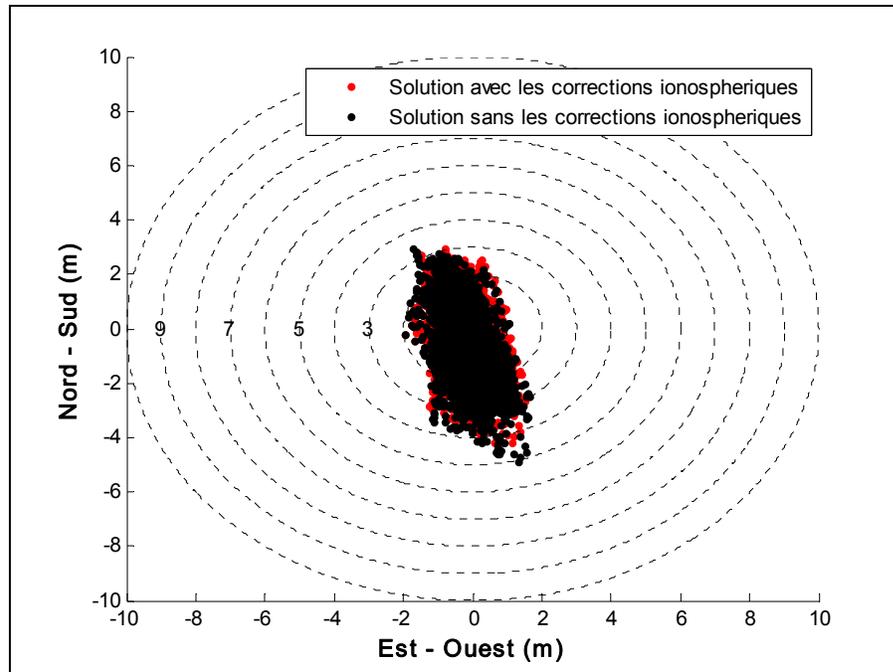
La section qui suit montre l'impact de la correction ionosphérique utilisée dans le récepteur.

#### 4.6.5 Impact de la correction ionosphérique initiale sur la solution de navigation

Tout comme la sous-section sur l'impact de la correction troposphérique sur la solution de navigation, cette sous-section se concentre sur l'impact de la correction ionosphérique utilisée dans le récepteur.

Pour ce faire, les mesures brutes enregistrées dans un environnement réel sont utilisées. La Figure 4.27 présente la distribution horizontale des deux solutions : avec et sans correction ionosphérique. En examinant cette figure, on remarque que la correction ionosphérique utilisée pour les délais ionosphériques n'améliore pas réellement la solution. Ce résultat est

très surprenant étant donné que l'erreur induite par les délais ionosphériques est censée être dominante par rapport aux autres erreurs, c'est-à-dire de l'ordre de 5 à 15 m à  $1 \sigma$ . Plusieurs facteurs peuvent expliquer ce résultat. Par exemple, il se peut que l'activité solaire ne soit pas assez grande pour induire une erreur significative.



**Figure 4.27 Distribution horizontale de la solution avec et sans correction ionosphérique.**

Néanmoins, une amélioration peut être constatée sur le biais moyen de la hauteur. Le Tableau 4.9 permet d'observer qu'une erreur moyenne de 2,93 m sur l'axe vertical est présente lorsque la correction n'est pas appliquée comparativement à -0,73 m. Sinon, les performances sans erreur versus avec les délais ionosphériques sont très similaires.

Tableau 4.9 Erreur de positionnement due aux délais ionosphériques

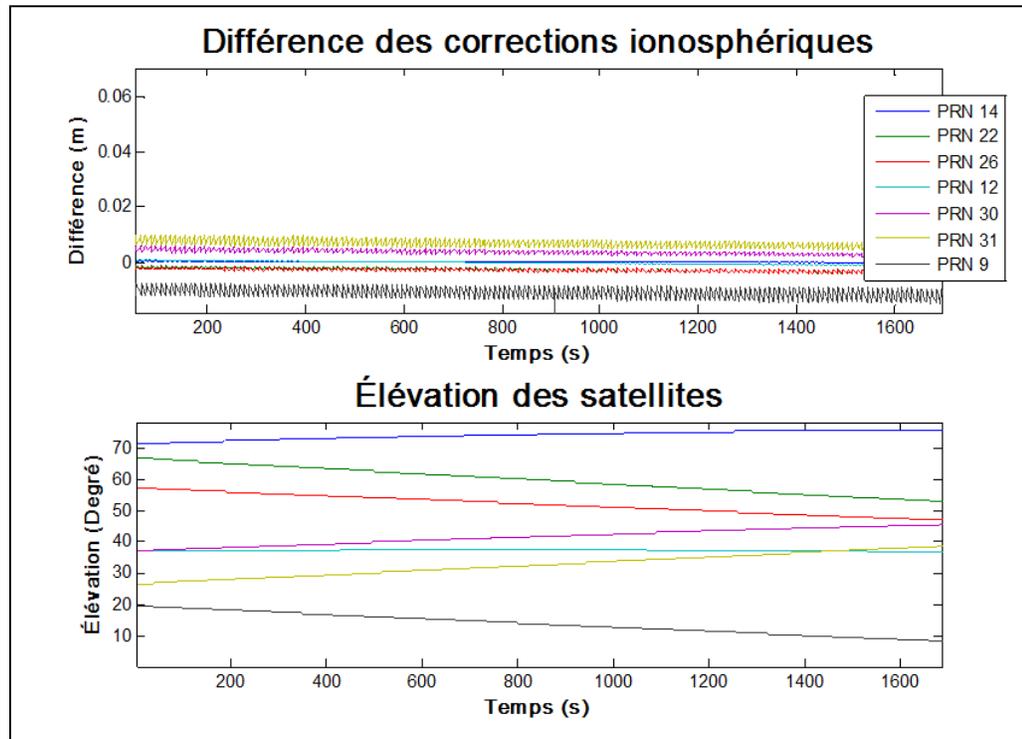
Axes	Position calculée avec les satellites sans erreur		Position calculée avec les délais ionosphérique	
	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)
Nord-Sud	1,4429	1,3359	1,7938	1,1977
Est-Ouest	-0,5632	0,5005	-0,5776	0,4936
Vertical	-0,7313	2,5157	2,9294	2,4230

Bref, la correction ionosphérique actuellement utilisée ne permet pas d'améliorer les performances de manière significative. Afin de valider les conclusions de ce test, une autre série de mesures a été réalisée mais en temps réel. Cette prise de mesure est présentée à l'Annexe III et permet de conclure également que le modèle Klobuchar n'a pas un impact très significatif sur la solution de navigation.

#### 4.6.6 Analyse comparative du modèle de correction du délai ionosphérique

La correction des délais ionosphériques d'un récepteur à l'autre devrait être identique. En effet, les corrections appliquées proviennent des messages de navigation utilisant le modèle de M. Klobuchar (Klobuchar, 1975). Bien entendu, ceci est seulement vrai pour les récepteurs utilisant une seule fréquence. Les récepteurs utilisant plusieurs fréquences peuvent profiter du fait que les délais ionosphériques sont liés à la fréquence du signal. Pour cette sous-section, une comparaison du modèle Klobuchar du récepteur du GRN implémenté et celui de Novatel est présentée.

La Figure 4.28 présente un test de 30 minutes effectué simultanément en environnement réel sur le récepteur du GRN et celui du Novatel le 2 août 2009. Comme le récepteur Novatel DL-4 utilise une correction ionosphérique bi-fréquence, une antenne L1 a été utilisée afin de forcer ce récepteur à utiliser le modèle Klobuchar. On remarque que la différence entre le récepteur du GRN et celui de Novatel est en-dessous de 2 cm pour tous les satellites. Ce résultats n'est pas surprenant étant donné que le modèle est le même pour les deux récepteurs.



**Figure 4.28** Comparaison des corrections ionosphériques provenant du modèle Klobuchar entre le récepteur du GRN et le récepteur DL-4 de Novatel.

Bref, la correction ionosphérique utilisée dans le récepteur du GRN n'améliore pas vraiment la solution de navigation. Afin de compenser cette grande différence, le modèle ionosphérique SBAS est implémenté au Chapitre 5. La prochaine section présente les différentes erreurs liées au récepteur.

#### 4.7 Analyse des erreurs liées au récepteur

Les erreurs liées au récepteur rassemblent toutes les erreurs entourant l'équipement du récepteur ainsi qu'évidemment le récepteur lui-même. Le bruit du récepteur, la tête RF, la résolution, les paramètres de conception du récepteur (bande passante, corrélateur,

discriminateur, filtre de Kalman, etc.), le bruit thermique, les sauts de phases et la variation du centre de phase de l'antenne sont tous des exemples d'erreurs liées au récepteur.

L'influence de la somme de ces erreurs sur la mesure de pseudo-distance est de l'ordre de 0.6 m à  $1 \sigma$  (Ahmed El-Rabbany, 2002). La grande majorité de ces erreurs ne peut être corrigée lors du calcul de la solution de navigation. C'est lors de la conception du récepteur que l'optimisation doit être effectuée. Comme l'objectif de ce mémoire est d'améliorer la solution de navigation avec les signaux SBAS, cette section n'analysera pas chacune des erreurs individuellement, mais uniquement l'erreur résultant de la somme de celles-ci :

$$\rho_k = c \cdot (t_r - t_e) + \delta_{Sat_k} + \delta t_{sv_k} + \delta_{tropo} + \delta_{iono} + \delta_{RX} \quad (4.15)$$

où:

- $\delta_{RX}$  est l'UERE causé par les erreurs du récepteur (m),
- $\delta_{iono}$  est l'UERE causé par l'ionosphère du satellite k (m),
- $\delta_{tropo}$  est l'UERE causé par la troposphère du satellite k (m),
- $\delta_{Sat_k}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de la position du satellite k (m),
- $\delta t_{sv_k}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de l'horloge du satellite k (m),
- $\rho_k$  est la mesure de pseudo-distance du satellite k (m),
- $c$  est la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),
- $t_r$  est le temps de réception (s),
- $t_e$  est le temps d'émission (s).

La sous-section qui suit caractérise l'ordre de grandeur des erreurs induites par le récepteur.

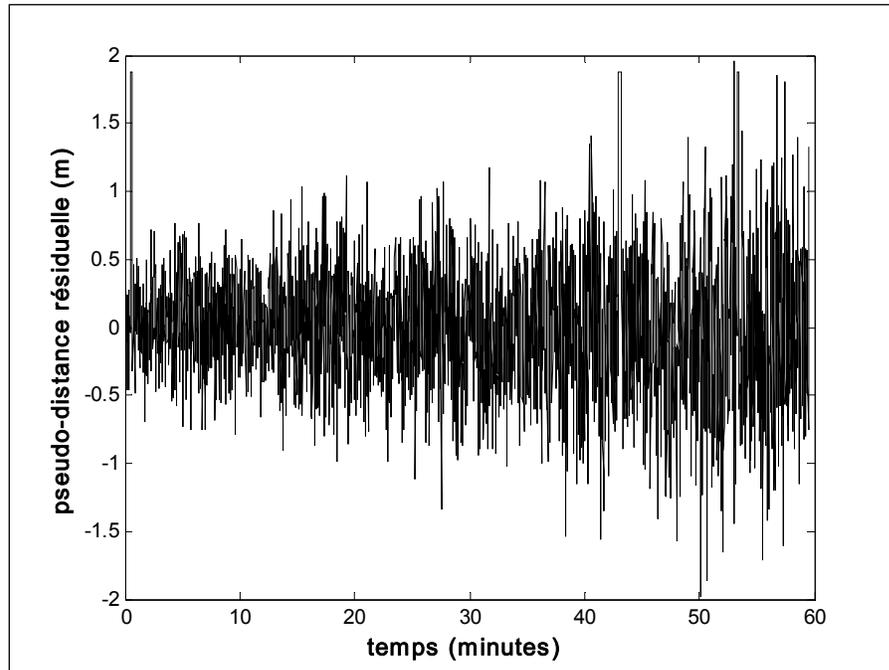
#### 4.7.1 Analyse comparative des erreurs du récepteur

Pour caractériser les bruits du récepteur, un test nommé « *zero baseline* » est utilisé. Ce test permet de détecter les différents bruits affectant le récepteur. Le test consiste à relier deux

récepteurs à une même antenne afin d'obtenir une distance théorique nulle entre les deux récepteurs. La différence des mesures de pseudo-distance est donc attribuée au bruit du récepteur en supposant que les sources d'erreurs évoquées précédemment sont traitées de façon identique dans ces deux récepteurs.

Pour la réalisation de ce test, la flexibilité du récepteur a été primordiale. En effet, l'architecture du récepteur permet d'intégrer plusieurs récepteurs dans le même FPGA permettant ainsi d'avoir deux récepteurs sur la même plateforme. Ce test devient ainsi très pertinent puisque les deux mesures de pseudo-distance sont traitées de la même manière, mais simplement sur des canaux de poursuite différents. C'est donc dire que la différence entre les deux mesures est directement imputée au bruit inter-canaux ainsi qu'au matériel électronique utilisé, telles que les têtes RF.

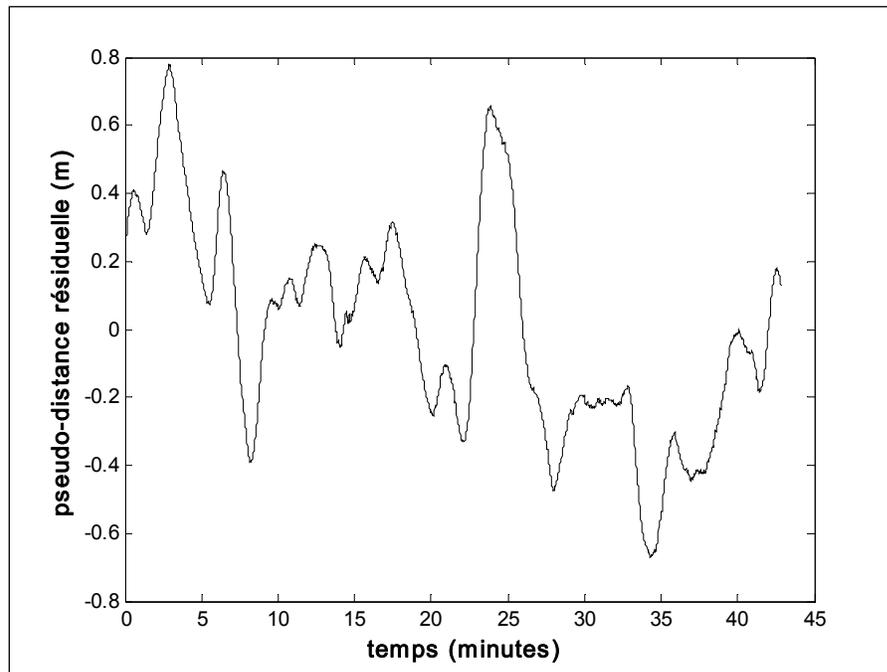
Une nouvelle prise de mesures a été utilisée pour cette section. Cependant, l'analyse de la performance de positionnement n'est pas nécessaire pour la caractérisation de l'ordre de grandeur des erreurs du récepteur. C'est pourquoi les différents résultats de positionnement, de facteurs géométriques et de visibilité des satellites ne sont pas présentés ici. Un post-traitement via Matlab a été effectué pour faire la différence entre la mesure de pseudo-distance d'un même satellite telle que mesurée par deux canaux différents placés à l'intérieur du même FPGA. Le résultat obtenu est présenté à la figure qui suit.



**Figure 4.29 Erreur résiduelle en simple différence sur le PRN 12.**

D'entrée de jeu, la Figure 4.29 confirme les résultats obtenus lors de la prise de mesure dans un environnement simulé sans erreur. En effet, on constate que l'erreur résiduelle n'est pas nulle et que la différence atteint des sommets de près de 2 m. En fait, un écart-type de 0,4638 m a été mesuré lors de cette prise de mesure, ce qui coïncide avec la valeur théorique de 0,6 m à  $1 \sigma$  présentée au début de la section 4.7. Cela démontre que les erreurs liées aux récepteurs peuvent bel et bien détériorer les résultats de la solution de navigation.

Pour des fins de comparaison, le même test a été effectué sur deux récepteurs Novatel DL-4plus distincts. La Figure 4.30 permet de constater que l'erreur résiduelle est beaucoup moins élevée par rapport au récepteur SBAS-GNSS. De plus, elle est beaucoup moins bruitée. Cette différence entre les deux récepteurs provient du fait que les mesures de pseudo-distance du récepteur Novatel DL-4plus sont adoucies à l'aide d'un algorithme de lissage par la porteuse. Cet algorithme a d'ailleurs été implémenté au Chapitre 5.

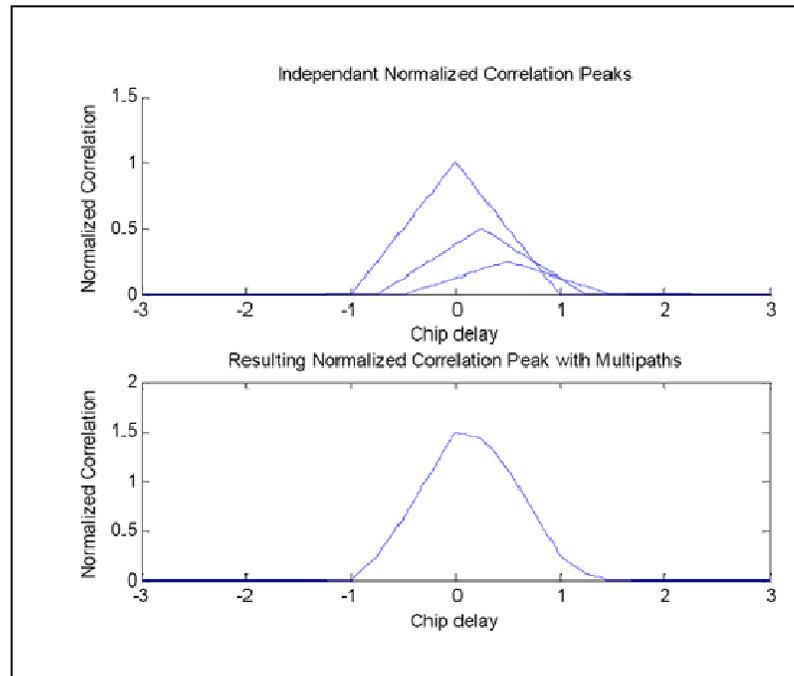


**Figure 4.30 Erreur résiduelle en simple différence de deux récepteurs Novatel DL-4.**

Bref, les erreurs liées au récepteur correspondent à la valeur théorique. Bien que certaines optimisations puissent être effectuées pour réduire cette erreur, son effet est tout de même acceptable. La prochaine section présente la dernière cause d'erreur traitée dans ce chapitre, soit les erreurs liées aux multitrajets.

#### **4.8 Analyse de l'erreur liée à la propagation par trajets multiples (multitrajets)**

La propagation par trajets multiples (multitrajets) se produit lorsque le signal atteint le récepteur via différents chemins. Le récepteur traite la combinaison de ces signaux comme un seul signal, ce qui a pour effet d'affecter la performance des boucles de poursuite. Dans les faits, la combinaison des signaux réfléchis et du signal en ligne directe crée une distorsion sur la forme du pic de corrélation, empêchant la boucle de poursuite de se stabiliser sur le pic de corrélation du signal en ligne de visée. Cette distorsion peut être observée à la Figure 4.31.



**Figure 4.31 Effet de deux multitrajets sur le pic de corrélation GPS L1 C/A dans une simulation sans bruit avec une largeur de bande infinie.**

Tirée de Guay, Sauriol et Fortin (2008, p.3)

Les multitrajets observés par un récepteur dépendent de l'environnement dans lequel se trouve le récepteur. Par exemple, un récepteur dans une prairie n'observera pas du tout la même ampleur de multitrajets que dans un canyon urbain. La modélisation de ces multitrajets en fonction de l'environnement est un sujet très effervescent (Alexander Steingass, 2008; Jan P. Weiss, 2007; Steingass et Lehner, 2004). L'erreur typique due aux multitrajets varie de 1 m à  $1 \sigma$  pour les environnements favorables à 10 m à  $1 \sigma$  dans les environnements sévères (Misra et Enge, 2006) dans le cas du signal GPS L1 C/A.

L'erreur de mesure de pseudo-distance induite par les multitrajets est donc intimement liée à l'environnement du récepteur. Toutefois, cette erreur est aussi dépendante de la conception du récepteur. Par exemple, il a été démontré que de réduire l'espacement de corrélateurs des boucles de poursuite permet de réduire l'erreur induite par le multitrajet (Dierendonck, Fenton et Ford, 1992). Malgré les efforts soutenus pour diminuer l'impact des multitrajets, ce

problème demeure l'une des principales causes d'erreurs sur la mesure de pseudo-distance (Fortin, Guay et Landry Jr, 2009a; Sahmoudi et Landry, 2008). Dans la conception initiale du récepteur, seulement la réduction de l'espacement des corrélateurs<sup>1</sup> a été utilisée pour réduire l'erreur à un maximum de 10 m (Sauriol, 2008).

Les multitrajets influencent la mesure de pseudo-distance:

$$\rho_k = c \cdot (t_r - t_e) + \delta_{Sat_K} + \delta t_{sv_k} + \delta_{tropo} + \delta_{iono} + \delta_{RX} + \delta_{MT} \quad (4.16)$$

où:

- $\delta_{iono}$  est l'UERE causé par les erreurs de multitrajet (m),
- $\delta_{iono}$  est l'UERE causé par les erreurs du récepteur (m),
- $\delta_{iono}$  est l'UERE causé par l'ionosphère du satellite k (m),
- $\delta_{tropo}$  est l'UERE causé par la troposphère du satellite k (m),
- $\delta_{Satk}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de la position du satellite k (m),
- $\delta t_{sv_x}$  est l'UERE causé par une mauvaise estimation de l'horloge du satellite k (m),
- $\rho_k$  est la mesure de pseudo-distance du satellite k (m),
- $c$  est la vitesse de la lumière (299 729 458 m/s),
- $t_r$  est le temps de réception (s),
- $t_e$  est le temps d'émission (s).

La prochaine sous-section permet d'évaluer l'impact des multitrajets sur la solution de navigation.

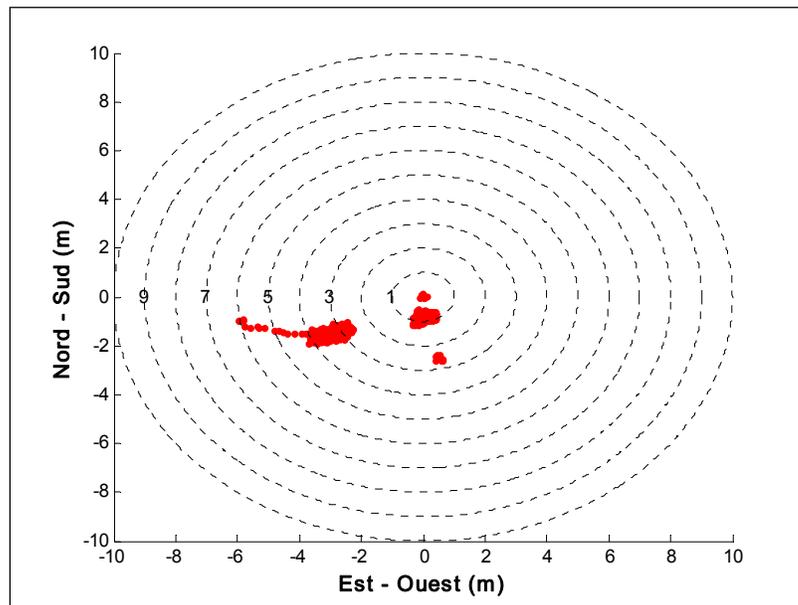
---

<sup>1</sup> Réduction de l'espacement des corrélateurs de la boucle de poursuite du code d'étalement (DLL). Il s'agit de rapprocher la réplique du code d'étalement en avance et en retard à celle en phase. (Dierendonck, Fenton et Ford, 1992)

#### 4.8.1 Impact des multitrajets sur la solution de navigation

Afin de présenter l'impact des multitrajets sur la solution de navigation, le scénario en environnement simulé sans erreur a été utilisé. Par contre, une autre prise de mesure a été nécessaire pour cette section afin de simuler les multitrajets.

Lors de la prise de mesure, le signal du satellite PRN #11 a été dégradé à l'aide de deux autres signaux afin de simuler le cas typique représenté par la Figure 4.31. Le signal du satellite #11 a été composé avec un signal en ligne directe à -144 dBm, un signal espacé de 0,5 bribe à -151 dBm et un signal espacé de 0,25 bribe à -154,5 dBm. La distribution horizontale est présentée à la Figure 4.32. En examinant cette figure, on remarque que l'impact du multitrajet sur la solution de navigation est énorme lorsque l'on compare ce résultat à celui de la section 4.2.1. Les sauts représentent l'ajout ou le retrait de satellite dans la solution de navigation créant une perturbation dans le filtre de Kalman.



**Figure 4.32 Distribution horizontale de la solution de navigation affectée par du multitrajet simulé.**

Tableau 4.10 Erreur de positionnement due aux multitrajets

Axes	Position calculée avec les satellites sans erreur		Position calculée avec le satellite biaisé (PRN #11)	
	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)	$\mu$ (m)	$\sigma$ (m)
Nord-Sud	0,0	0,3990	2,6969	0,3766
Est-Ouest	0,0	0,3026	-0,8121	1,5838
Vertical	0,0	0,4058	-9,8343	1,8718

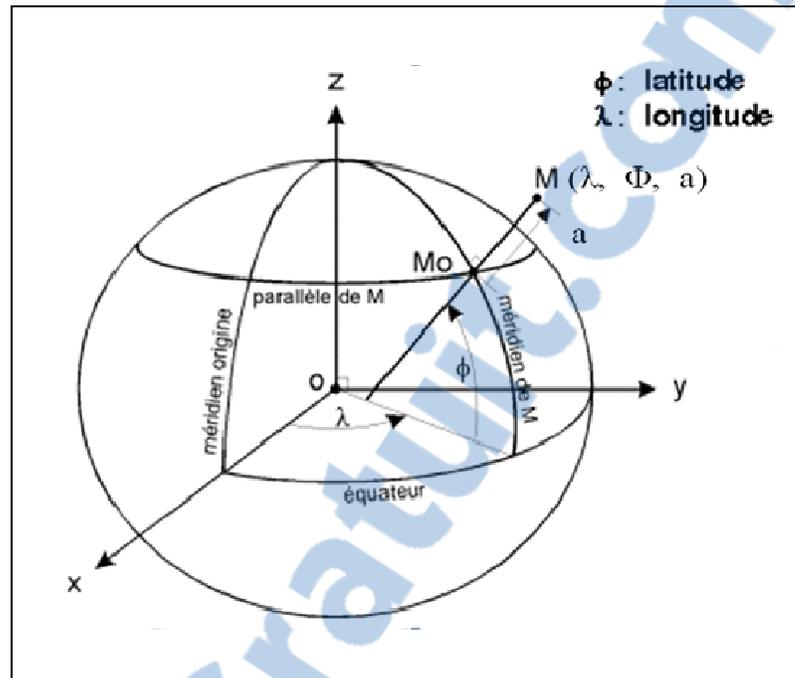
#### 4.9 Analyse des erreurs liées aux modèles de représentation géodésique

L'avant dernière source d'erreur qui sera considérée dans ce chapitre est celle liée aux modèles de représentation géodésique. Pour une grande majorité d'applications, l'objectif du positionnement par satellites est de pouvoir se situer sur une carte ou, au minimum, par rapport à une référence.

Le système géodésique mondial, datant de 1984, (WGS-84 – *World Geodetic System 1984*) est le système référentiel du GPS. Il s'agit en fait d'une sphère légèrement aplatis aux pôles dont l'origine est le centre de masse de la Terre. Comme les satellites gravitent autour du centre de masse de la Terre, la logique était d'utiliser une telle référence. La Figure 4.33 présente ce système, on y constate que :

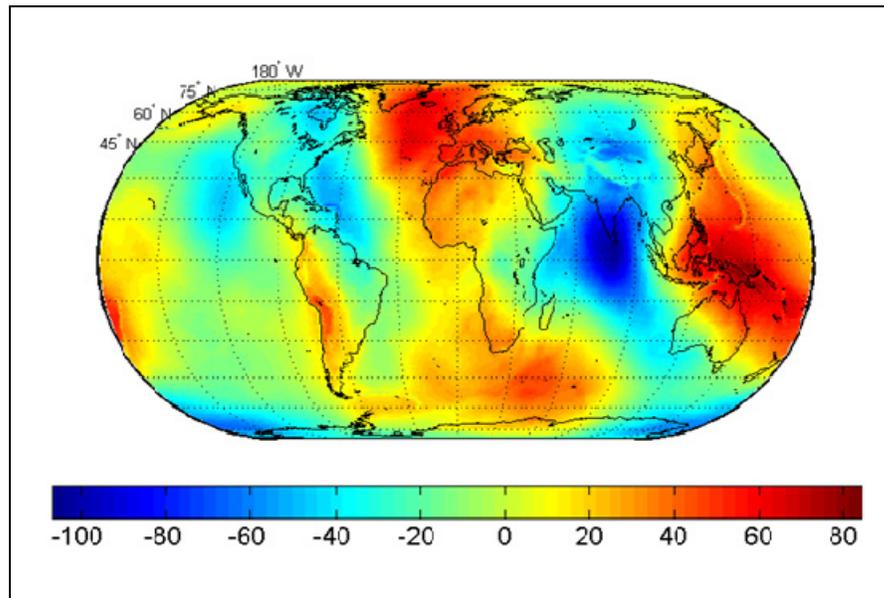
- l'axe z est l'axe de rotation de la Terre;
- l'axe x passe par le méridien de Greenwich et l'équateur;
- l'axe y passe par la mer Indienne et l'équateur.

Il est souvent plus commode de représenter les coordonnées (x, y, z) avec une représentation angulaire dite : longitude, latitude et altitude ( $\lambda$ ,  $\Phi$ , a). Ce changement de système d'axe permet de situer l'un d'eux perpendiculairement à notre position, facilitant la représentation de l'altitude à notre position. Cette transposition est visible à la Figure 4.33.



**Figure 4.33** Système d'axe selon la norme WGS-84 et représentation selon la latitude  $\Phi$ , longitude  $\lambda$  et altitude  $a$ .

De manière générale, l'altitude est représentée par rapport au niveau de la mer. Bien que cette référence puisse sembler banale, cela complexifie la représentation de l'altitude en un point donné. De fait, le niveau de la mer n'est pas le même sur tout le globe. Le champ gravitationnel terrestre, n'étant pas uniforme, crée une irrégularité du niveau de la mer non négligeable. La Figure 4.34 présente le modèle EGM96 utilisé par le récepteur afin de représenter cette déformation (Sauriol, 2008). On remarque que le différentiel atteint près de 200 m, c'est-à-dire que deux endroits sur le globe peuvent avoir un niveau de mer différent de 200 m.

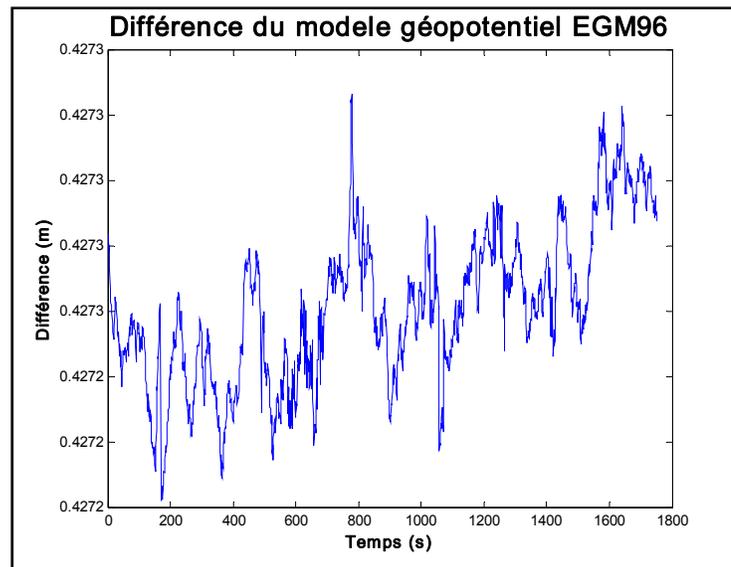


**Figure 4.34 Différence de hauteur du niveau de la mer (EGM96).**

#### **4.9.1 Analyse comparative du modèle géopotentiel EGM96**

Le modèle géopotentiel EGM96 est aussi utilisé par le récepteur de Novatel. Il peut s'avérer intéressant de comparer la correction du géoïde des deux récepteurs. On peut s'attendre à certaines variations puisque celles-ci proviennent de modèles qui ne sont pas transmis par les messages de navigation et peut être fonction de son implémentation.

La Figure 4.35 présente un test de 30 minutes effectué simultanément sur les récepteurs du GRN et de Novatel, le 2 août 2009. En examinant cette figure, on constate une erreur de 0,43 m pour une antenne située sur le toit de l'ÉTS (N 45° 29'39''; W 73° 33'46''). Le paramètre comparé est celui de l'ondulation permettant de corriger l'effet décrit à la Figure 4.34.



**Figure 4.35 Comparaison du modèle géopotential EGM96 utilisé par le récepteur du GRN et par celui de Novatel.**

Toutefois, cette grande différence, de 40 cm, ne perturbe pas la solution de navigation si on la représente en  $x$ ,  $y$ ,  $z$ .

#### 4.10 Analyse de l'implémentation du filtre étendu de Kalman

La dernière source d'erreur qui sera considérée dans ce chapitre est celle liée au calcul de la solution de navigation. L'objectif de cette sous-section n'est pas de présenter la théorie entourant le filtre de Kalman, mais de valider son implémentation. Pour ce faire, une solution des moindres carrés (LMS – *Least Mean Square*) a également été implémentée pour des fins de comparaison.

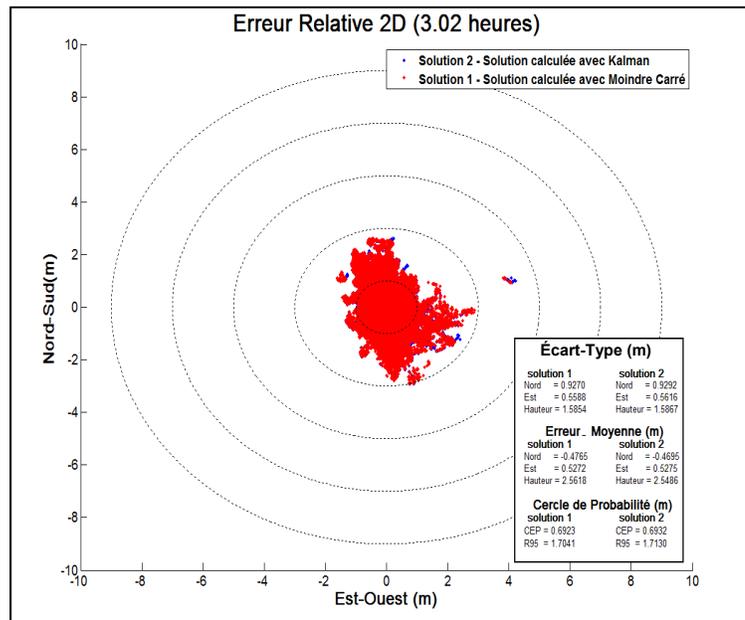
La méthode LMS est très bien décrite dans les travaux de M. Sauriol (Sauriol, 2008) dont ceux-ci font références aux travaux de M. Tsui (Tsui, 2005). Le lecteur est donc invité à lire ces ouvrages pour plus d'informations. Toutefois, le concept de base pour résoudre l'équation de navigation présenté au Chapitre 3 (équation 3.13) réside en sa linéarisation. L'équation 4.17 présente l'équation utilisée pour la validation du filtre de Kalman.

$$\begin{bmatrix} \delta x_u \\ \delta y_u \\ \delta z_u \\ \delta b_u \end{bmatrix} = [H^T \cdot H]^{-1} \cdot H^T \cdot \delta p \quad (4.17)$$

où:

- H est la matrice d'observabilité de dimension 4 par le nombre de satellites,
- $\delta p$  est la matrice des mesures de pseudo-distances de dimension 1 par le nombre de satellites.

La validation de l'implémentation du filtre de Kalman a été réalisée à l'aide d'une prise de mesure en environnement réel. Celle-ci a été réalisée le 19 avril 2010 sur le toit de l'ÉTS sur une durée de 3 heures. La Figure 4.36 présente la comparaison de la solution LMS versus la solution du filtre de Kalman. En analysant cette figure, on constate que la différence pour l'écart-type, pour l'erreur moyenne et pour les cercles de probabilité est inférieure à 1 cm laissant croire que le filtre de Kalman est bien implémenté.



**Figure 4.36 Comparaison d'une solution de navigation LMS versus un filtre de Kalman.**

Bref, le filtre de Kalman semble bien implémenté pour un scénario statique. Étant donné que le filtre de Kalman estime la solution de navigation en fonction des informations de vitesse du récepteur, il serait préférable de valider également son implémentation dans un scénario dynamique.

#### 4.11 Conclusion de l'analyse des erreurs d'un récepteur GNSS

En conclusion, la caractérisation du récepteur hybride GPS-Galileo initial a été effectuée en plus d'une présentation des principales erreurs pouvant affecter la solution de navigation. Le tableau 4.11 résume les différentes sources d'erreurs, leur moyenne quadratique telle qu'évaluée au sein du récepteur ainsi que l'écart par rapport au récepteur de référence DL-4 de Novatel. On y constate que les délais ionosphériques et les multitrajets sont les deux principales causes d'erreurs rémanentes. On constate également que l'écart avec le récepteur Novatel de l'estimation de la position des satellites, du délai troposphérique et du bruit du récepteur sont relativement très élevés. En effet, si l'on somme l'écart maximal observé entre les deux récepteurs, une différence de 2,94 m peut être observée.

Tableau 4.11 Résumé des valeurs nominales des erreurs de mesure de pseudo-distance sur le récepteur

Type d'erreurs	UERE	Écart avec le Récepteur DL4-plus maximal
Estimation de la position des satellites	2 m	0,6 m
Synchronisation des horloges	1,5 m	0,03 m
Délai troposphérique	1 m	1,1 m
Délai ionosphérique	5 m	0,01 m
Bruit du récepteur	0,6 m	1,2 m
Multitrajets	1 à 10 m	Non-quantifié
<b>Total</b>	<b>11,1 m à 20,1 m</b>	<b>2,94 m</b>

Afin d'optimiser la solution de navigation, le chapitre 5 présente la mise en œuvre d'une solution SBAS complète permettant de corriger certaines erreurs présentées dans ce chapitre.

## CHAPITRE 5

### MISE EN ŒUVRE D'UNE SOLUTION SBAS

Ce chapitre décrit le travail réalisé pour la mise en œuvre d'une solution SBAS L1 comprenant : l'adaptation des modules d'acquisition et de poursuite, la mise en œuvre d'un décodeur de Viterbi multi-canaux, l'implémentation d'un détecteur d'erreurs CRC-24Q, la réalisation d'un décodeur de message répondant à la norme SBAS et la conception d'un gestionnaire de messages SBAS. De plus, un algorithme de lissage par la porteuse a dû être implémenté pour optimiser l'utilisation des corrections SBAS. Avant de débiter avec la mise en œuvre de la solution SBAS, un survol des concepts essentiels du SBAS est d'abord effectué.

#### 5.1 Concepts essentiels du SBAS

Le chapitre précédent a présenté les différentes erreurs pouvant affecter la précision de la solution de navigation. Le système SBAS permet de corriger une grande partie de ces erreurs. De plus, le système SBAS ajoute de l'intégrité aux informations transmises par les satellites GPS. En effet, il n'y a très peu de moyen de valider si un satellite GPS transmet des informations valides. Pour le GPS, il peut y avoir un délai de six heures avant que des modifications soient apportées aux messages de navigation. Les informations d'intégrité apportées par le SBAS facilitent le développement d'algorithmes de vérification d'intégrité autonome (RAIM - *Receiver Autonomous Integrity Monitoring*).

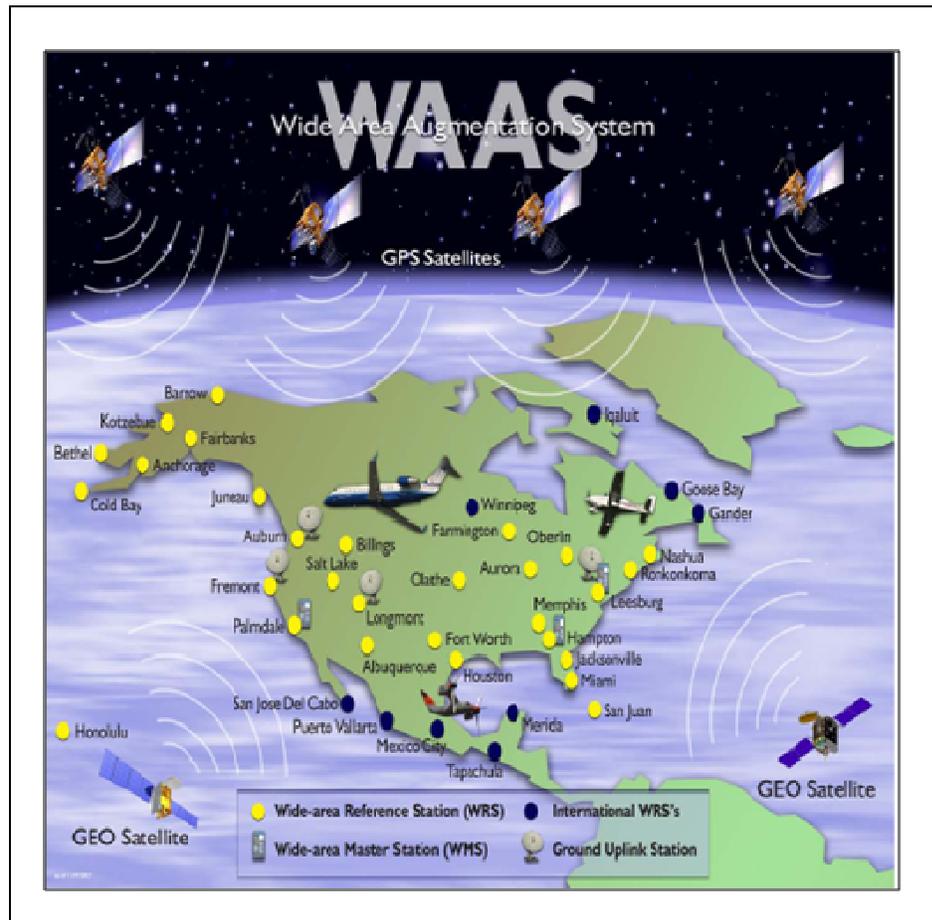
Les différents concepts du SBAS permettant d'effectuer cette augmentation seront discutés dans cette section. Cela comprend l'architecture, les performances et les messages du système SBAS.

### 5.1.1 Architecture du système SBAS

Un système SBAS est constitué de plusieurs stations terrestres couvrant une région du globe pour collecter les informations provenant des satellites. Ces informations brutes sont transmises à un centre de correction qui calculera les corrections spécifiques pour chaque satellite. Les corrections sont assemblées dans une structure de message bien défini par le centre de correction. Ensuite, les messages sont transmis à un autre centre entièrement dédié à la transmission de ces messages aux satellites géostationnaires (GEO). Finalement, ces satellites GEO retransmettent ces messages aux usagers sans aucun traitement supplémentaire via un signal codé de façon similaire aux signaux GPS.

Le système WAAS (Figure 5.1), correspondant au système SBAS nord-américain, est constitué de (FAA, 2009c):

- 38 stations terrestres (WRS – *Wide-area Reference Station*) réparties aux États-Unis, au Canada et au Mexique,
- 3 centres de correction (WMS – *Wide-area Master Station*),
- 4 centres de transmission (GUS – *Ground Uplink Station*),
- 2 satellites GEO,
- et 2 centres d’opération et contrôle.

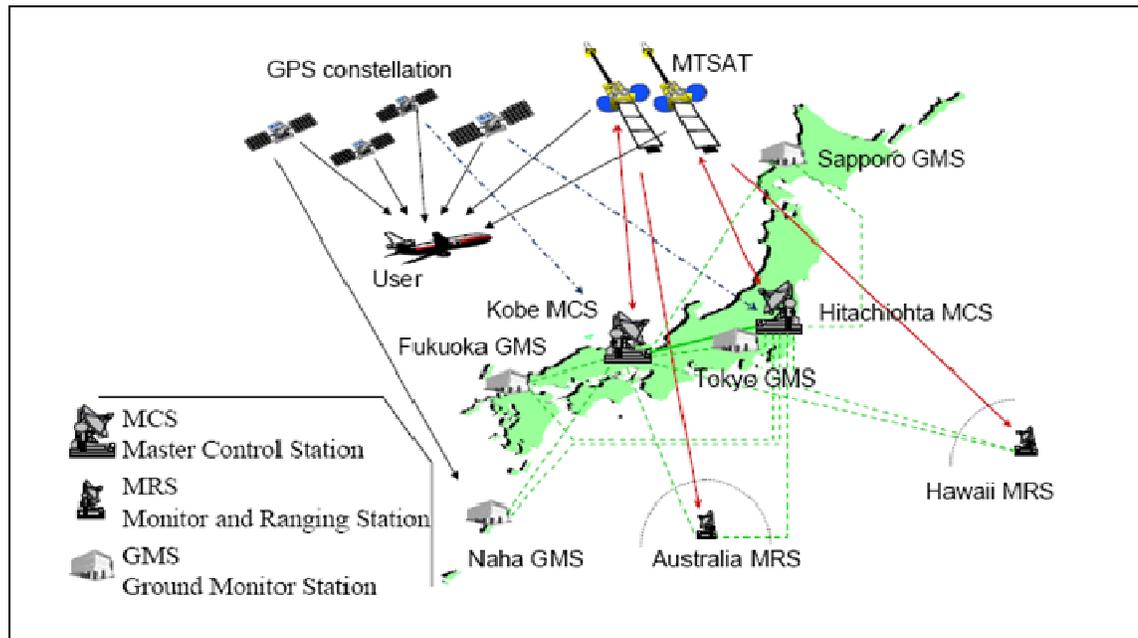


**Figure 5.1 Architecture du système WAAS.**  
Tirée de FAA (2009)

Le système EGNOS (Figure 5.2), correspondant au système SBAS européen, est constitué de (Allien *et al.*, 2009):

- 33 stations terrestres (RIMS – *Ranging and Integrity Monitoring Station*),
- 4 centres de correction (MCC – *Mission Control Center*),
- 6 centres de transmission (NLES – *Navigation Land Earth Station*),
- 3 satellites GEO,
- 2 centres d’opération, contrôle et diffusion (ASQF – *Application Specific Qualification Facility*) (PACF – *Performances Assessment And Check out Facility*).





**Figure 5.3 Architecture du système MSAS.**

Tirée de Saw, Kubo et Pullen (2009)

Finalement, le système GAGAN, correspondant au système SBAS de l'Inde est constitué de (Sarma *et al.*, 2007):

- 8 stations terrestres (INRES – *Indian reference station*),
- 1 centre de correction et contrôle (INMCC – *Indian Master Control Center*),
- 1 centre de transmission (INLUS – *Indian Navigation Land Uplink Station*),
- et 1 satellite GEO.

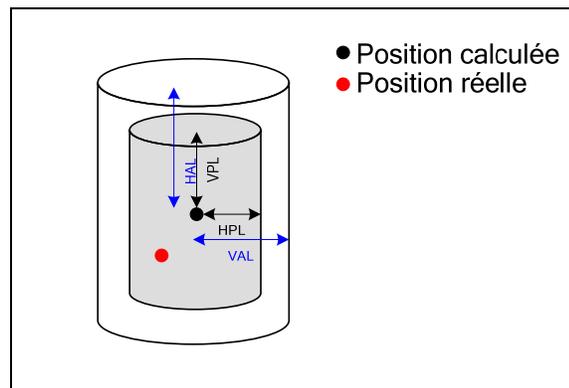
### 5.1.2 Performance du système SBAS (précision et intégrité)

Les corrections transmises par le système SBAS permettent d'améliorer considérablement la solution de navigation à plusieurs niveaux. Cette amélioration est possible grâce à la diffusion de corrections différentielles sur les éphémérides, sur les horloges et sur les délais ionosphériques. Initialement, le système SBAS ciblait principalement la correction de la SA, mais celle-ci a été désactivée en mai 2000.

Un autre apport du système SBAS est l'intégrité qu'il ajoute. En effet, le SBAS diffuse de l'information sur l'intégrité offrant la possibilité de calculer un intervalle de confiance et avertir quand un satellite est défectueux. Il y a quatre paramètres qui caractérisent la notion d'intégrité (RTCA, 2001) :

- La limite d'alarme (VAL/HAL – *Vertical/Horizontal Alarm Limit*),
- Le niveau de protection (VPL/HPL – *Vertical/Horizontal Protection Level*),
- Le risque d'intégrité (HMI - *Hazardously Misleading Information*),
- Le délai d'alarme (TTA – *Time To Alarm*).

La limite d'alarme est prédéfinie par l'utilisateur. Par exemple, le HAL utilisé pour l'aviation varie de 3704 m à 40 m en fonction de la phase de vol (DoT et FAA, 2008). Lorsque le niveau de protection calculé dépasse cette limite, une alarme doit être transmise à l'utilisateur. L'utilisateur doit recevoir cette alarme dans l'intervalle prédéfinie par le délai d'alarme. Ce délai varie de 15 s à 6 s pour l'aviation (DoT et FAA, 2008). La probabilité pour qu'une alarme ne soit pas transmise à l'utilisateur dans ce délai doit être inférieure au risque d'intégrité prédéfini. La probabilité que l'alarme ne soit pas reçue varie de  $10^{-7}$  par heure à  $2 \times 10^{-7}$  par 150 s pour l'aviation (DoT et FAA, 2008). Le concept de protection de l'intégrité est présenté à la Figure 5.4.

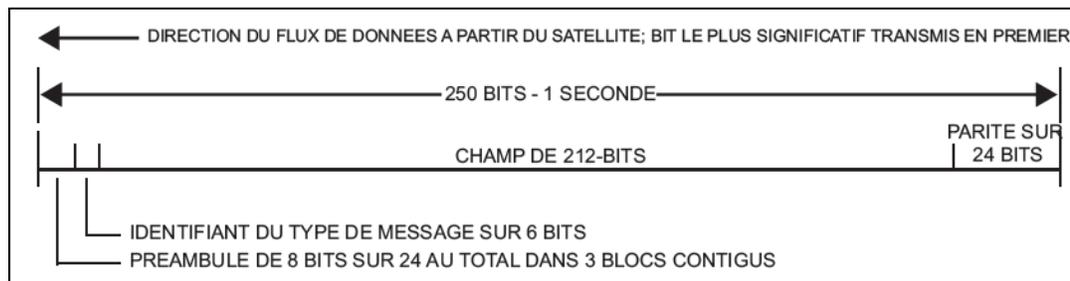


**Figure 5.4 Protection cylindrique de l'intégrité SBAS.**

Autrement dit, le VPL et HPL transmis par le système SBAS bornent la position calculée et la position réelle. Si ces limites dépassent la borne prédéfinie, HAL ou VAL, alors une alarme doit être déclenchée à l'intérieur d'un délai prédéfini.

### 5.1.3 Structure, type et validité des messages SBAS

Les trames SBAS ont une taille de 250 bits, ou 500 symboles. Comme les messages de navigation sont transmis à 500 Hz, il y a un nouveau message à toutes les secondes. Chaque trame a la même structure de base, c'est-à-dire : 8 bits de préambule, 6 bits pour identifier le type de message, 212 bits de données et de 24 bits de parité. La Figure 5.5 présente cette structure.



**Figure 5.5 Structure d'une trame SBAS.**

Un total de 63 types de messages peuvent être transmis, mais pour l'instant seulement 18 sont définis par l'ICD (RTCA, 2001). Une brève description de ces messages est présentée au Tableau 5.1. Chacun de ces messages sera détaillé au fur et à mesure des besoins au cours de ce chapitre. Mais de manière générale, notons qu'il y a trois types de corrections : corrections rapides sur l'observation de distance (2 à 5, 24), corrections lentes sur l'éphéméride (24, 25) et corrections ionosphériques (18, 26). À ces trois types de corrections s'ajoutent : l'information sur l'intégrité (2 à 5, 6, 24, 26, 27, 28), l'information sur un des systèmes SBAS (9, 12, 17) et l'information sur la dégradation des corrections (7, 10).

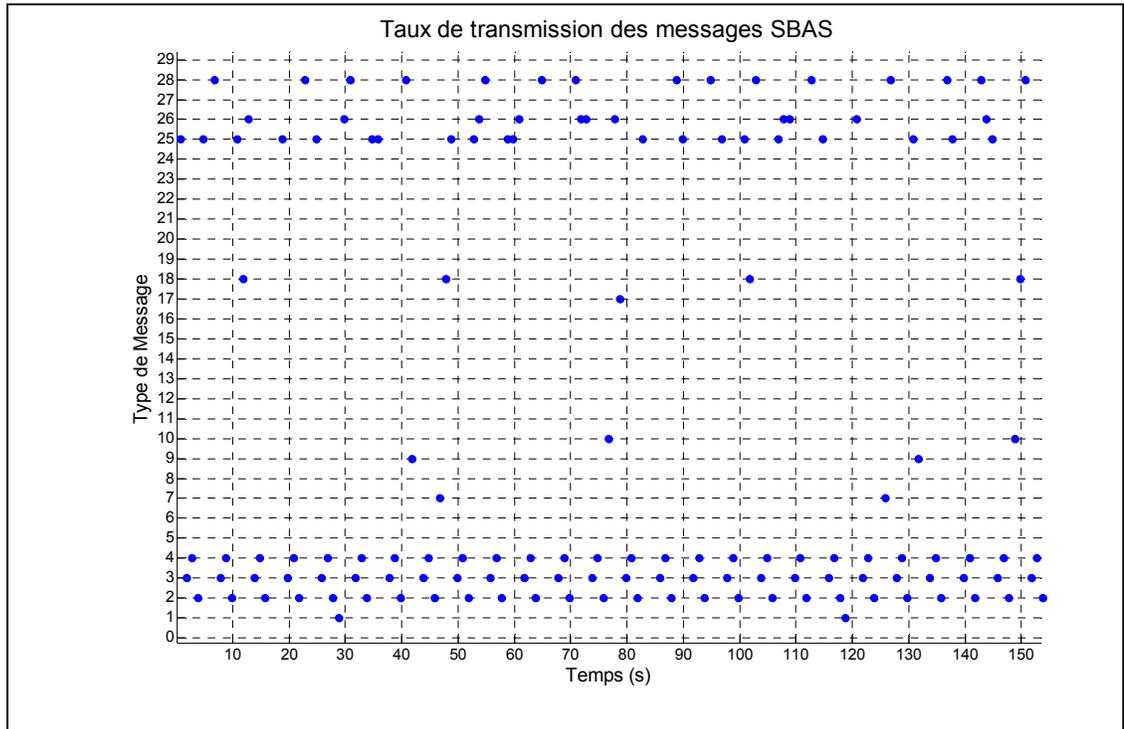
Tableau 5.1 Types de message SBAS

Types	Description
0	Mode de test SBAS
1	Masque des PRN
2 à 5	Corrections rapides
6	Information sur l'intégrité
7	Facteur de dégradation pour les corrections rapides
9	Paramètres de position du satellite (éphéméride)
10	Paramètres de dégradations
12	Temps UTC SBAS
17	Paramètres de position des satellites (Almanach)
18	Masque de la grille ionosphérique
24	Corrections rapides/corrections lentes
25	Corrections lentes
26	Délais ionosphériques
27	Message de service
28	Matrice de covariance d'horloge
63	Nul

Ces messages sont transmis à différents intervalles et sont valides pour une période prédéfinie. Toutefois, les informations sur la dégradation des corrections permettent d'utiliser certains messages plus longtemps dans le cas où un message serait mal reçu. Le Tableau 5.2 présente ces différents intervalles de transmission et les périodes de validité des différents types de messages. La période de validité est celle définie par le document DO-260A du RTCA pour l'aviation (RTCA, 2001). La Figure 5.6 montre les messages WAAS tel que vus par le récepteur SBAS-GNSS à Montréal le 22 décembre 2009 pour une période de 2,5 minutes provenant du PRN 138. On y constate que les messages 2, 3 et 4 reviennent très fréquemment. Ces messages représentent environ 60 % des messages transmis. Le 40 % restant est distribué sur les messages 1, 7, 9, 10, 17, 18, 25, 26, 28.

Tableau 5.2 Intervalles de transmission et périodes de validité des messages SBAS  
Tirée d'Allien et al. (2009, p.37)

Types	Descriptions	Taux de transmission (s)	Périodes de validité	
			En route	En approche
0	Mode de test SBAS	6	-	-
1	Masque des PRN	120	600	600
2 à 6, 24	UDREI	6	18	12
2 à 5, 24	Corrections rapides	Variable	Variable	Variable
24, 25	Corrections lentes	120	360	240
9	Paramètres de position du satellite (éphéméride)	120	360	240
7	Facteur de dégradation pour les corrections rapides	120	360	240
10	Paramètres de dégradations	120	360	240
18	Masque de la grille ionosphérique	300	1200	1200
26	Corrections ionosphériques	300	600	600
12	Temps UTC SBAS	300	86400	68400
17	Paramètres de position des satellites (Almanach)	300	-	-
27	Message de service	300	86400	86400
28	Matrice de covariance d'horloge	120	360	240



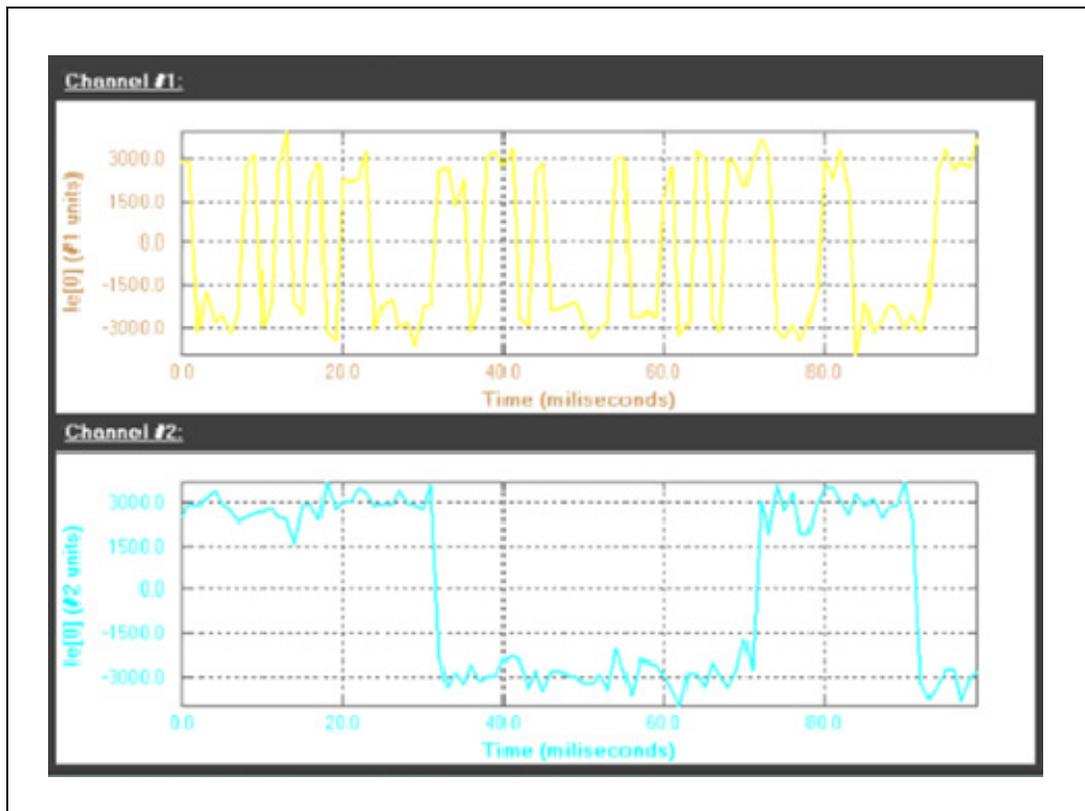
**Figure 5.6 Messages SBAS reçus du système WAAS le 22 décembre 2009.**

Les prochaines sections présentent l'implémentation d'une solution SBAS adaptative sur le récepteur SBAS-GNSS.

## **5.2 Acquisition, poursuite et synchronisation du signal SBAS L1**

Au Chapitre 3, une analyse de l'acquisition et de la poursuite des signaux GNSS considérés dans ce travail a été présentée. Le signal SBAS L1 étant très similaire au signal GPS L1 C/A, très peu de modifications ont été nécessaires afin d'en faire l'acquisition et la poursuite. En fait, les seules différences sont les codes d'étalement et le débit du message de navigation. La fréquence du message de navigation GPS L1 C/A est de 50 Hz contre 500 Hz pour le message de navigation SBAS L1 comme mentionné au Chapitre 2.

L'impact de ce différent débit pour le message de navigation se situe au niveau de la synchronisation des messages de navigation. Pour le signal GPS L1 C/A, un bit du message est modulé avec 20 cycles du code d'étalement. Pour SBAS L1, un symbole du message de navigation est modulé avec seulement 2 cycles du code d'étalement. Il y a donc 10 fois moins d'échantillons par symbole pour SBAS L1 que pour GPS L1 C/A. La Figure 5.7 présente les messages de navigation SBAS L1 et GPS L1 C/A vus par le récepteur du GRN. Cette visualisation est possible grâce à l'oscilloscope interne du récepteur SBAS-GNSS développé lors des travaux précédents (Sauriol, 2008).



**Figure 5.7 Messages de navigation SBAS L1 vs. GPS L1 C/A.**

Contrairement aux données des canaux GPS L1 C/A, les échantillons des symboles sont ensuite transmis au PC pour y être traités. En effet, le décodage des messages de navigation GPS L1 C/A s'effectue dans le microcontrôleur du FPGA. Cette différence provient du fait

que le MicroBlaze, le microcontrôleur, est utilisé pour fermer les boucles de poursuite des canaux limitant ainsi le nombre de canaux maximum pouvant être traités. Or, on ne voulait pas augmenter la charge de calcul du MicroBlaze pour le décodage des messages de navigation des signaux SBAS-GNSS. La transmission des échantillons au PC s'effectue par lots de 1000 échantillons représentant ainsi un message SBAS L1 complet. Toutefois, ces échantillons ne sont pas synchronisés avec le début d'une trame.

Une fois les échantillons de symboles transmis au PC, la prochaine étape est le décodage des symboles afin de retrouver les bits du message.

### **5.3 Correction des erreurs de transmission via l'encodage convolutionnel**

Le message de navigation SBAS L1 est protégé par un encodage convolutionnel. Cet encodage ajoute une redondance aux bits du message, ce qui permet au décodeur de détecter et corriger des erreurs survenues dans la transmission. Les prochaines sections présentent la structure de ce code convolutionnel, le principe du décodeur de Viterbi, les performances du codage/décodage et l'implémentation d'un décodeur de Viterbi pour le signal SBAS L1.

#### **5.3.1 Structure du code convolutionnel**

Le principe du codage convolutionnel consiste à lier le bit à transmettre à ceux déjà transmis. Pour ce faire, un registre à décalage d'une certaine longueur est utilisé pour mémoriser les bits transmis. Ce paramètre est connu sous le nom de longueur de contrainte. La liaison du bit à transmettre aux bits transmis s'effectue à l'aide d'additionneurs modulo-2 (des XOR logiques) dont les poids sont définis par un polynôme. Le dernier paramètre est le taux de codage, qui définit le nombre de symboles utilisés pour représenter un bit. Les paramètres utilisés pour le signal SBAS L1 sont identifiés au Tableau 5.3 et le schéma bloc est présenté à la Figure 5.8 (DoT et FAA, 2001).

Tableau 5.3 Paramètres du codeur convolusionnel pour SBAS L1

Paramètres	Valeur
Longueur de contrainte	7
Taux de codage	1/2
Polynôme 1	$171_8$
Polynôme 2	$133_8$

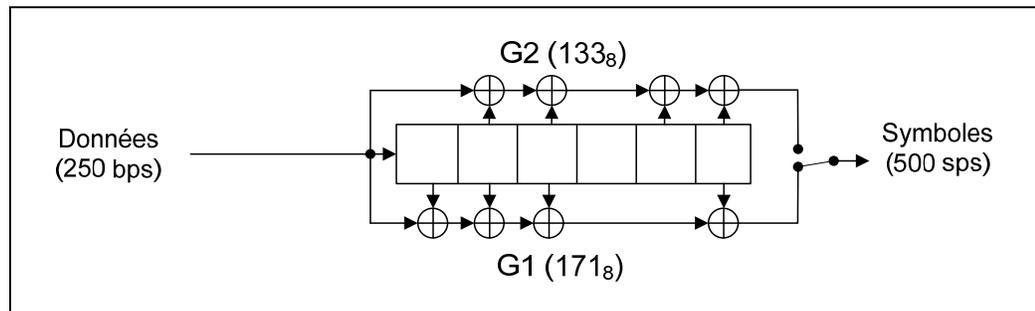
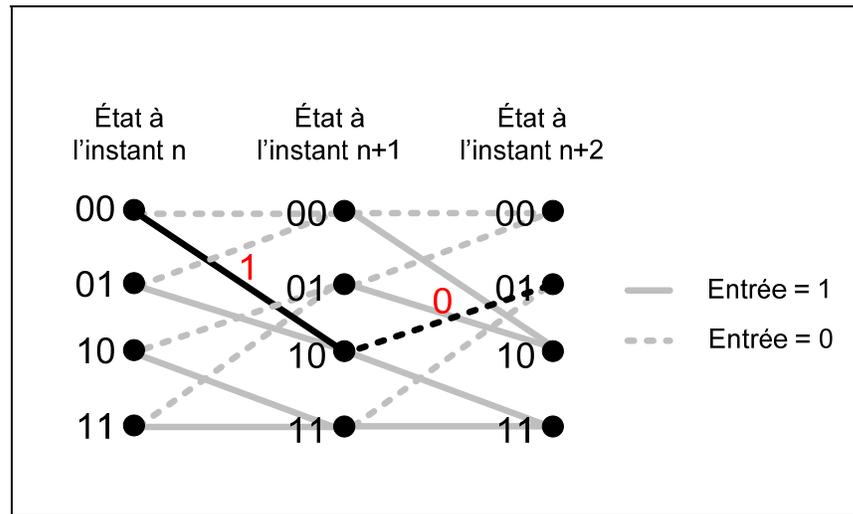


Figure 5.8 Codeur convolusionnel pour SBAS L1.

Il existe trois méthodes pour représenter le code convolusionnel : diagramme en arbre, en treillis et d'états. Pour faciliter l'algorithme de décodage, la représentation la plus courante du codage est la représentation en treillis. Cette représentation permet de visualiser l'état du codeur à un instant donné ainsi que les chemins possibles d'un état à un autre. Par exemple, si la contrainte de longueur est égale à trois (avec 4 états possibles définis par 2 polynômes), alors la représentation du treillis est la suivante :



**Figure 5.9** Diagramme en treillis d'un codeur convolutionnel.

De plus, la Figure 5.9 montre le chemin parcouru du message « 10 » lorsque l'état initial est « 00 ».

### 5.3.2 Principe du décodeur de Viterbi

Le décodage le plus courant est basé sur l'algorithme de Viterbi. Il consiste à explorer le treillis afin de trouver la séquence d'états la plus probable ayant produit la séquence reçue avec l'erreur minimale. La puissance de Viterbi réside dans le fait qu'à la fin de l'algorithme, on reconstitue la séquence qui a été émise même si la séquence reçue est différente de la séquence émise tant que le nombre d'erreurs à la réception n'est pas trop important. Le décodage de Viterbi se décompose en trois opérations : le calcul des métriques des branches, le calcul des métriques des chemins et la remontée des survivants.

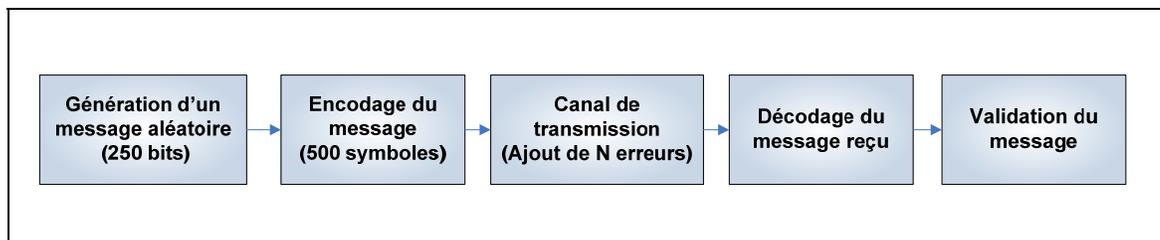
Le calcul des métriques des branches consiste à calculer à la réception de  $n$  symboles (pour un taux de codage de  $1/n$ ), un nombre représentant la vraisemblance des symboles reçus par rapport aux  $2^n$  symboles possibles. La vraisemblance s'exprime en général par le calcul de la distance de Hamming. La distance de Hamming étant le nombre de bits différents entre les mots.

Le calcul des métriques des chemins permet de calculer quel état du registre à décalage est le plus probable. Pour chacun des nœuds du treillis, une nouvelle métrique des chemins est calculée en tenant compte des métriques de chemin du cycle précédent et des métriques des branches courantes. Cela représente les probabilités cumulées pour chaque nœud de faire partie de la séquence émise.

La décision prise lors du choix entre les deux branches est conservée dans une mémoire. Cette décision se réduit à un bit appelé survivant. Ce survivant servira à reconstituer la séquence émise. La remontée des survivants est l'opération qui consiste à effectuer la sortie des bits décodés en "remontant" la mémoire des survivants par une méthode de chaînage arrière. Cette remontée permet, en partant d'un nœud de référence, de retrouver tous les survivants ayant abouti à ce nœud, et ainsi reconstituer la séquence émise (K. Moon, 2005).

### 5.3.3 Analyse de performance du codage/décodage du signal SBAS L1

La structure du code convolutionnel sélectionnée pour le signal SBAS L1 est un standard largement utilisé dans l'industrie aérospatiale. Toutefois, l'impact de ce codage peut varier selon la longueur de la séquence. Une simulation d'un canal de transmission de base a donc été mise en place afin d'observer le nombre d'erreurs qui peut être corrigé. La structure de la simulation est présentée à la Figure 5.10.



**Figure 5.10 Structure de simulation du codage/décodage d'un message SBAS L1.**

Une série de 10 000 itérations a été effectuée par nombre d'erreurs simulées. Les résultats de cette simulation sont présentés au Tableau 5.4 On constate que cet algorithme permet de

corriger jusqu'à 5 erreurs de transmission sans affecter le message reçu à 99,5 % du temps. Les difficultés à retrouver le bon message surviennent lorsque les erreurs affectent trop de symboles collés. Il va de soit que la probabilité d'avoir plusieurs symboles erronés augmente avec le nombre d'erreurs. On constate que le point critique survient autour de 15 erreurs où seulement 78,55% des messages sont bien reçus.

Tableau 5.4 Probabilité de correction d'erreurs du signal SBAS L1

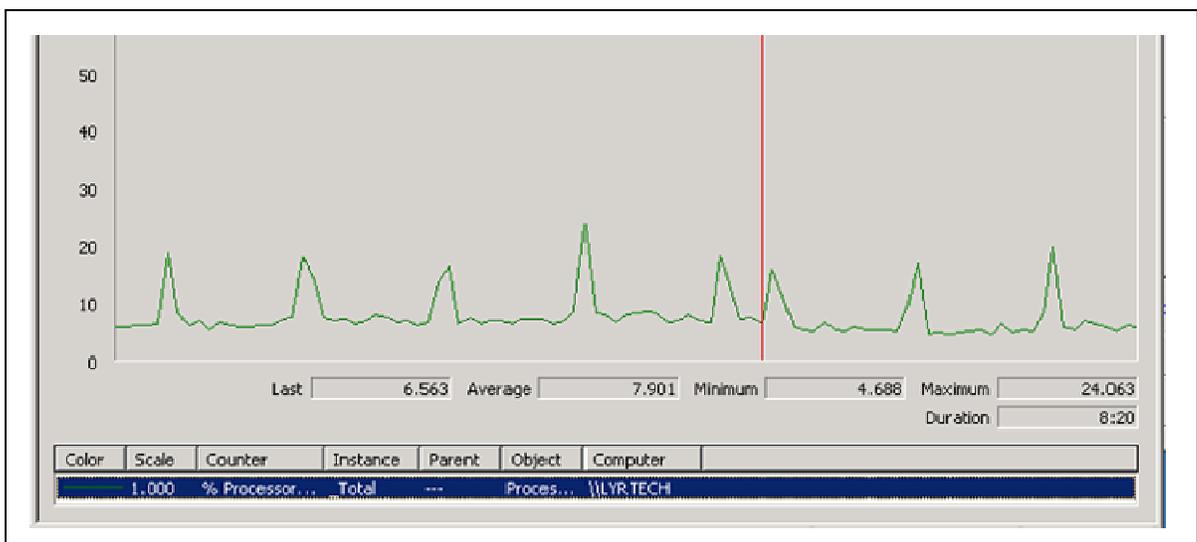
Nombre d'erreurs	Probabilité de correction
1	100%
2	100%
3	99,93%
4	99,77%
5	99,43%
10	93,15%
15	78,55%
20	66,00%
30	13,94%
40	1,12%

#### 5.3.4 Implémentation d'un décodeur de Viterbi

Le décodeur de Viterbi utilisé dans le récepteur du GRN est codé en langage C et est exécuté sur PC. Toutefois, l'auteur n'a pas eu à coder celui-ci puisque plusieurs bibliothèques étaient disponibles. Le choix s'est arrêté sur celle de M. Thierry Brémard pour sa simplicité (Brémard, 2007).

Le point important à valider pour cette implémentation est la charge du processeur que prend cet algorithme. Pour ce faire, l'outil d'analyse des performances de Windows a été utilisé. Une première prise de mesure sans décodeur de Viterbi a d'abord été effectuée. La Figure 5.11 présente la charge sur le processeur du récepteur SBAS-GNSS sans aucune poursuite d'un satellite SBAS. On y constate que la charge moyenne est d'environ 7,9 %. De

cette valeur, on peut soustraire de 1 à 2 % relatif aux autres processus de Windows. Les crêtes de charge sont toutes liées à d'autres processus qui ne proviennent pas du récepteur. Ainsi, la charge réelle du récepteur est d'environ 6,5 %. Il avait été mentionné dans Sauriol (2008) que la charge sur le processeur du récepteur était d'environ 2%. La grande différence est expliquée par l'ajout de deux nouveaux processus du filtre de Kalman calculant la solution de navigation tel que présentée au Chapitre 3.

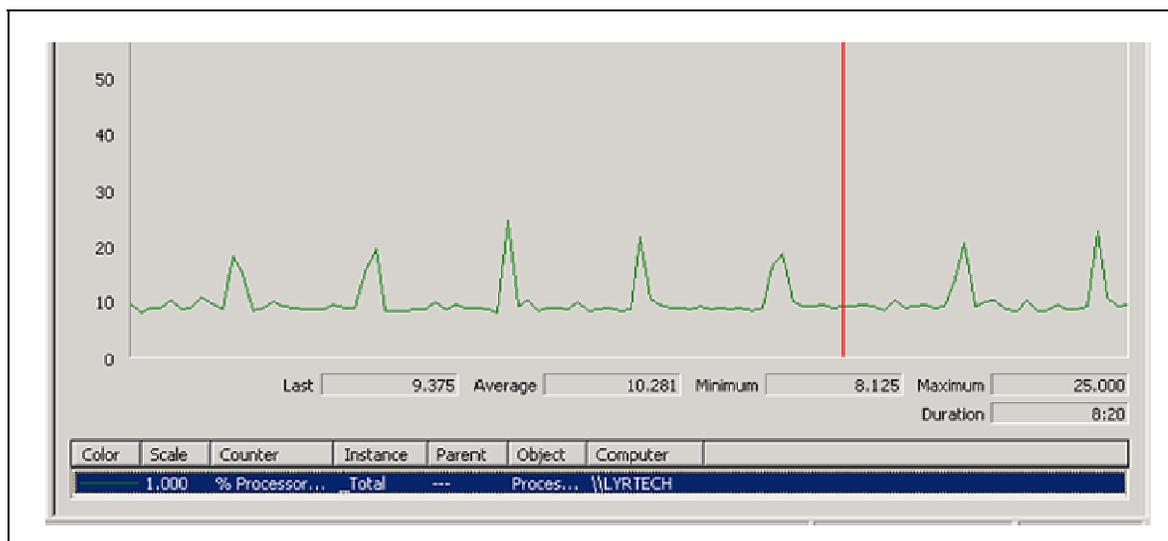


**Figure 5.11 Charge sur le processeur du récepteur SBAS-GNSS sans décodeur de Viterbi.**

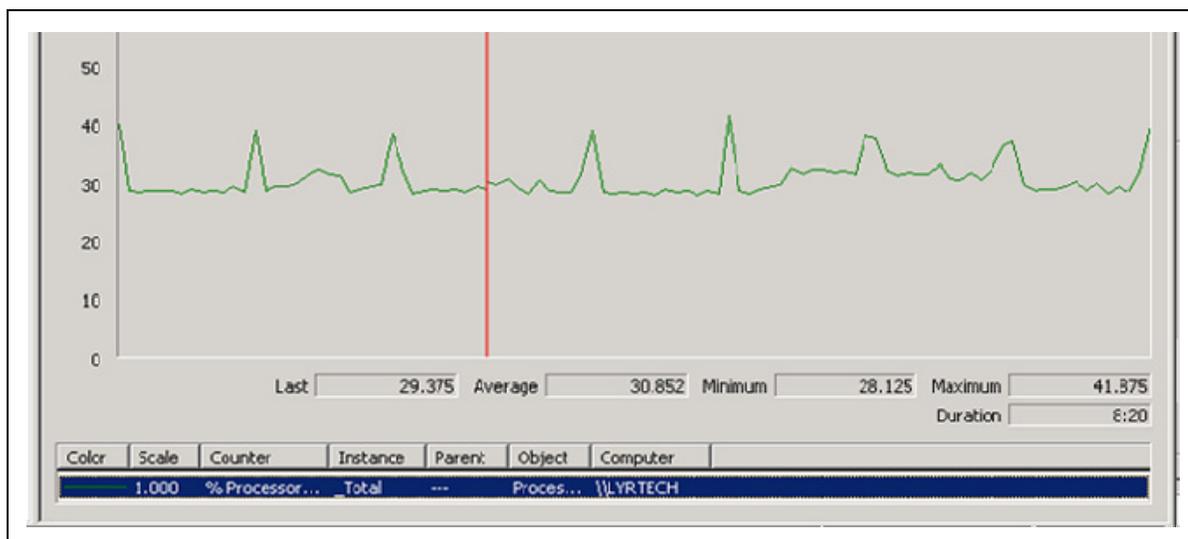
Suite à cette première prise de mesure, un autre test a été réalisé avec la poursuite d'un satellite SBAS. La Figure 5.12 présente ce test. On y constate une différence d'environ 2,4 % lorsque l'on compare la charge avec le test précédent. Cette différence provient principalement du décodeur de Viterbi, ce qui n'est pas négligeable.

Un dernier test a été réalisé, mais cette fois-ci, avec 12 décodeurs de Viterbi. La Figure 5.13 présente ce test. On y constate une charge moyenne de 30,8 % sur le processeur, soit une moyenne de 1,9 % par décodeur. Cela démontre que la procédure utilisée pour mesurer la charge de calcul du décodeur de Viterbi n'est pas très précise. Par contre, l'ordre de grandeur

de la charge est quand même identifié et une amélioration est primordiale pour que le décodeur soit utilisé sur plusieurs canaux du récepteur SBAS-GNSS.



**Figure 5.12 Charge sur le processeur du récepteur SBAS-GNSS avec un seul décodeur de Viterbi.**



**Figure 5.13 Charge sur le processeur du récepteur SBAS-GNSS avec 12 décodeurs de Viterbi.**

Bref, l'implémentation du décodeur de Viterbi dans le récepteur SBAS-GNSS n'est pas optimale. Afin d'optimiser l'implémentation du décodeur de Viterbi, il serait intéressant de réaliser ce décodage en VHDL. D'ailleurs, c'est l'approche qu'a préconisé Javad<sup>TM</sup> pour leur récepteur Triumph<sup>TM</sup> (Javad, 2010). Toutefois, ce décodeur est suffisant pour les besoins actuels du projet. La prochaine section présente l'algorithme de décodage du message SBAS tel qu'implémenté dans le récepteur.

#### **5.4 Décodage en temps réel des messages SBAS**

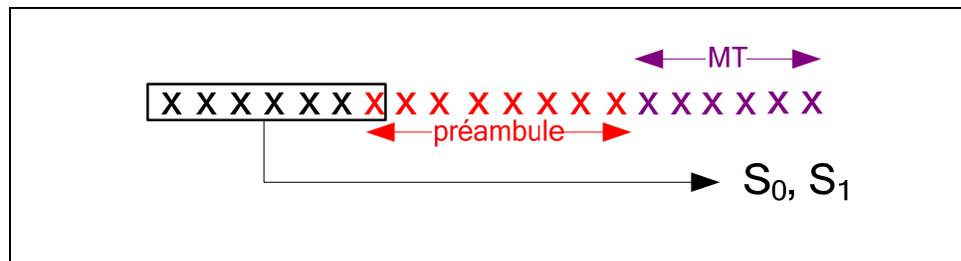
Le décodage des messages de navigation SBAS L1 débute avec la temporisation des échantillons reçus. Il a été mentionné à la section 5.2 que le MicroBlaze transmet les échantillons par lots de 1000, mais on ne peut connaître quel symbole correspond au début d'un message. C'est pour cette raison qu'une temporisation de 2000 échantillons a été mise en place afin d'assurer la présence d'un message complet.

Ensuite, les échantillons des symboles sont décimés par un facteur 2 puisque chaque symbole est représenté par 2 échantillons. Cette décimation est effectuée au hasard afin de simplifier le processus. Toutefois, une détection de l'échantillon le plus dominant (positif ou négatif) aurait pu être effectuée pour de meilleures performances.

Une fois les 1000 échantillons sélectionnés sur 2000, représentant maintenant 2 secondes, il faut trouver le début du message. Pour ce faire, une détection de l'un des patrons prédéfinis a été réalisée. Après qu'un patron soit détecté, on décode le message, valide le préambule et vérifie le code de redondance cyclique pour s'assurer que le message a bien été décodé. Ces quatre étapes sont décrites dans les sections qui suivent.

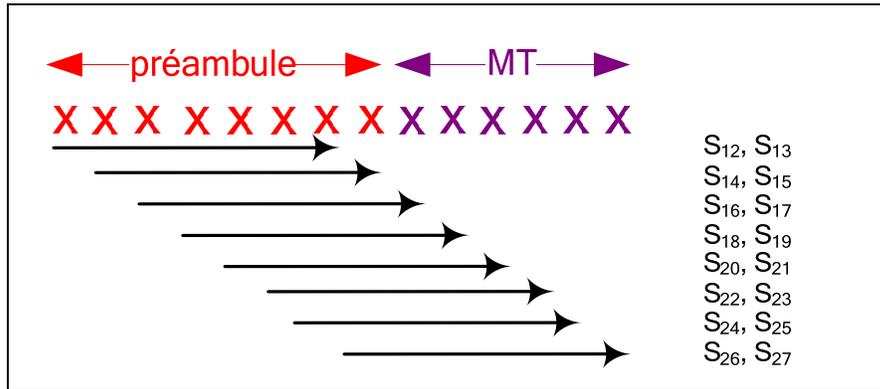
### 5.4.1 Synchronisation à un patron de symbole

La synchronisation d'un message numérique est généralement effectuée par la détection d'un préambule, mais le préambule ne peut être utilisé pour SBAS puisque les messages sont encodés. Cet encodage est effectué en continu, c'est-à-dire que les premiers symboles d'un message dépendent des bits du message précédent tel que représenté à la Figure 5.14. En fait, les 6 bits précédents et le bit actuel influencent la valeur des deux symboles puisque la longueur de contrainte de l'encodage convolutionnel est de 7.  $S_0$  et  $S_1$  représente ces deux symboles sur la Figure 5.14. Pour cette raison, il est impossible de trouver l'équivalence en symbole d'un préambule puisque nous ne connaissons pas le message précédent.



**Figure 5.14 Représentation du début l'encodage d'un message SBAS.**

Heureusement, certains types de message reviennent très fréquemment. Comme ces types de message sont représentés par 6 bits immédiatement après le préambule, on peut les utiliser comme des bits de préambule supplémentaire. L'avantage de ces 6 bits est d'avoir ainsi 16 symboles représentant un patron que l'on peut pré-calculer. La formation de ce patron est représentée à la Figure 5.15.



**Figure 5.15 Représentation du patron de synchronisation SBAS.**

La création des patrons de synchronisation est donc réalisée à partir des trois préambules possibles et des types de message deux à quatre. Il a été démontré que le type de message correction rapide (type de messages 2 à 5) revient très fréquemment. Afin de réduire le nombre de patrons, le cinquième type n'a pas été considéré pour la création des patrons puisque celui-ci revient moins souvent, voire jamais. Le tableau qui suit présente ces patrons mémorisés dans le récepteur :

Tableau 5.5 Liste des patrons de synchronisation SBAS

Préambule		Type de message		Patron	
MSB bit <sub>0</sub>	LSB bit <sub>7</sub>	MSB bit <sub>8</sub>	LSB bit <sub>13</sub>	MSB symbole <sub>12</sub>	LSB symbole <sub>27</sub>
01010011		000010		0110001111010101	
10011010		000010		0001100111010010	
11000110		000010		1110001101100010	
01010011		000011		0110001111010110	
10011010		000011		0001100111010001	
11000110		000011		1110001101100001	
01010011		000100		0110001111100000	
10011010		000100		0001100111100111	
11000110		000100		1110001101010111	

On doit également comparer le message à l'inverse du préambule étant donné l'ambiguïté de la représentation binaire en BPSK. Suite à la détection d'un de ces patrons ou leur inverse, la prochaine étape est le décodage du message via le décodeur de Viterbi.

#### **5.4.2 Décodage du message**

Le décodage du message SBAS est réalisé avec le décodeur de Viterbi implémenté dans le récepteur. Pour réduire la charge du processeur, seulement les symboles nécessaires pour un message sont utilisés lors du décodage. Le nombre de symboles minimal étant de 500.

L'étape de synchronisation à un patron de symboles permet de trouver le début du message avec un décalage de 12 symboles. Le premier symbole pour le décodage est donc positionné 12 symboles avant le premier symbole du patron de synchronisation utilisé. Les 500 symboles, représentant un message complet, sont ainsi transmis au décodeur de Viterbi, qui lui retourne les 250 bits correspondants. Ces bits sont validés avec les deux prochaines étapes.

#### **5.4.3 Validation du préambule**

Le préambule est généralement utilisé pour détecter le début d'un message, mais dans cette implémentation, il permet principalement de valider rapidement si le décodage s'est bien effectué.

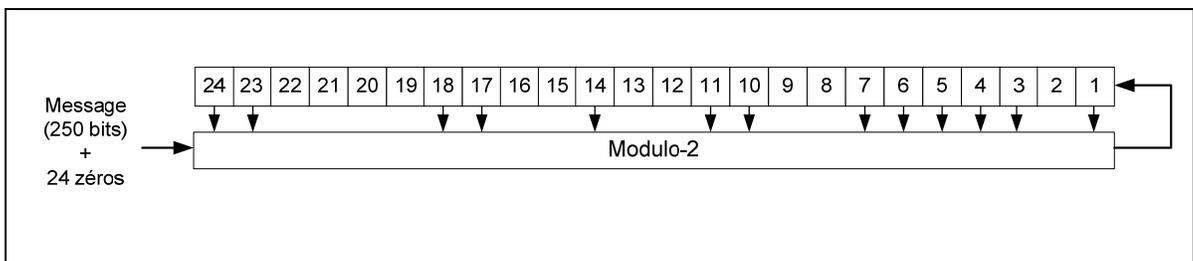
Il y a trois préambules qui sont transmis: 01010011, 10011010, 11000110. À chaque nouveau message, le préambule est changé permettant ainsi de détecter si la réception d'un message a été omise. Suite au décodage, on vérifie si les huit premiers bits correspondent à l'un de ces trois préambules. Si la validation du préambule est réussie, alors on vérifie le code de redondance cyclique, sinon on rejette le message.

#### 5.4.4 Détection des erreurs via un code de redondance cyclique

Un code de redondance cyclique (CRC), ou parité, est transmis à la fin des messages SBAS. Cette parité est transmise sur 24 bits à la fin du message et permet de détecter la présence d'erreurs de transmission. La probabilité de ne pas détecter une erreur est inférieure à  $5,96 \times 10^{-8}$  (DoT et FAA, 2001). Lors de la transmission du message SBAS, la parité est calculée avec le préambule, le type de message et les bits de données. Les 24 bits de parité sont générés à partir des 212 bits du message et d'un code polynomial. Le code, nommé CRC-24Q, est généré à partir du polynôme suivant :

$$G(X) = X^{24} + X^{23} + X^{18} + X^{17} + X^{14} + X^{11} + X^{10} + X^7 + X^6 + X^5 + X^4 + X^3 + X + 1 \quad (5.1)$$

La méthode de base pour la vérification de la parité est réalisée à l'aide d'un registre à décalage et d'un polynôme. Les registres sont d'abord initialisés à zéro. Puis, les bits du message, incluant le CRC, sont décalés bit par bit. La valeur du premier registre à décalage est fonction du prochain bit du message et de la somme modulo-2 du polynôme tel que représenté à la Figure 5.16. Suite au passage des 250 bits du message SBAS, il faut ajouter 24 zéros afin que les derniers bits passent au travers du processus. La valeur des registres est zéro lorsqu'aucune erreur n'a été détectée.



**Figure 5.16 Représentation du calcul du CRC de SBAS.**

Une autre méthode a été retenue pour l'implémentation de la vérification de la parité dans le récepteur. Cette méthode se base sur le fait qu'il est possible d'assigner chaque bit du registre

à un ensemble de bits du message. Ainsi, les 24 bits de parité sont représentés par un sous-ensemble des 250 bits du message. Cet étalement a été effectué à l'aide d'un outil sur Internet permettant de générer du décodeur de parité en VHDL (EASICS, 2009). Pour la vérification de parité, il suffit de valider que chaque sous-ensemble possède un nombre pair de '1'.

La littérature sur SBAS ne présente pas d'algorithme permettant de corriger d'éventuelles erreurs détectées avec la parité pour les messages SBAS. Toutefois, en se basant sur des algorithmes proposés pour les signaux Mode-S de l'aviation, il serait possible de corriger certaines erreurs. Le signal Mode-S est un signal modulé par la position d'une impulsion (PPM - *Pulse Position Modulation*) à 1090 MHz utilisé entre autres par les radars secondaires pour identifier les avions. Même s'il peut être intéressant de corriger les erreurs détectées, il y a toujours un risque que la correction ne soit pas adéquate et laisse passer un message partiellement corrigé. Malgré tout, il est possible de ne pas trop dégrader la probabilité de messages erronés non détectés en respectant certaines contraintes de correction. L'un des algorithmes proposés pour les signaux Mode-S est la méthode *Brute Force* (RTCA, 2009). Cette méthode consiste à calculer un syndrome<sup>1</sup> pour chaque bit erroné. Pour le SBAS, il y aurait donc 226 syndromes possibles. Lorsque la parité n'est pas nulle et qu'elle correspond à l'un de ces syndromes, alors le bit associé à ce syndrome est inversé. La parité est ensuite recalculée et si elle est égale à zéro, alors le message est considéré comme étant valide.

Suite à la validation d'un message SBAS, celui-ci est traité par un gestionnaire de messages SBAS. Ce gestionnaire permet d'extraire les différentes corrections SBAS. La prochaine section présente ces différentes corrections et le traitement des différents messages.

---

<sup>1</sup> Le syndrome correspond à la valeur du CRC lorsque celui-ci n'est pas zéro tel que souhaité.

## 5.5 Implémentation d'un gestionnaire de messages SBAS en temps réel

Les messages SBAS sont répartis en 15 différents types comme présenté au Tableau 5.1. La première étape lors de la réception d'un nouveau message est de vérifier s'il est bien associé à l'ensemble des messages déjà reçus. La majorité des messages contiennent un paramètre (IOD – *Issue Of Data*) permettant de manipuler en cohérence les différentes informations. La Figure 5.17 présente les différentes relations des IOD des messages SBAS. Le principal IOD est celui du masque PRN (IODP) qui permet d'identifier le masque PRN en cours. L'IOD des éphémérides (IODE) permet d'associer les corrections lentes en cours aux bonnes éphémérides du système GPS, GLONASS ou autres. L'IOD des corrections rapides (IODF) permet d'identifier les corrections rapides en cours. Puis, l'IOD ionosphérique (IODI) permet d'identifier le masque de la grille ionosphérique en cours (RTCA, 2001).

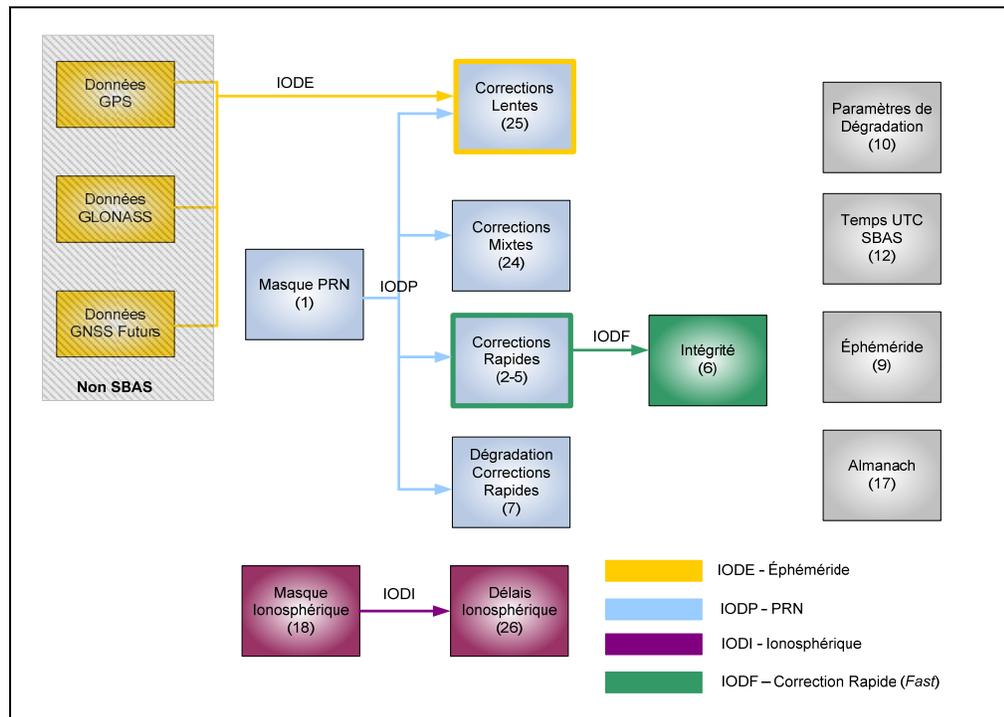


Figure 5.17 Relations des IOD des messages SBAS.

### 5.5.1 Utilisation du masque PRN (message 1)

Le système SBAS est conçu de manière à corriger les mesures de 52 satellites des différentes constellations. Le masque PRN permet d'associer l'une des 52 corrections à un satellite donné. SBAS peut être associé jusqu'à 210 satellites comme le montre le Tableau 5.6.

Tableau 5.6 Masque PRN de SBAS

Bits du masque PRN	Constellations
1-37	GPS
38-61	GLONASS
62-119	GNSS Futurs
120-138	SBAS
139-210	Futur

À chaque fois que le masque PRN est modifié, l'IODP est incrémenté de un. Cela permet de s'assurer que l'on applique les corrections aux bons satellites. Ce changement est assez rare, mais la vérification de l'IODP est primordiale afin d'éviter l'utilisation de corrections sur un mauvais satellite. À ce jour, seulement les satellites GPS sont associés aux corrections SBAS.

Suite à la mise à jour du masque PRN, il est possible d'utiliser les messages des corrections lentes et rapides. Les deux prochaines sections présentent ces corrections.

### 5.5.2 Utilisation des corrections lentes (messages 24-25)

Les corrections lentes sont transmises afin de corriger les variations lentes des erreurs d'éphémérides. Le message contient un IODP, un IODE, un numéro du masque PRN (0 à 51), des corrections d'orbites ( $\delta x$ ,  $\delta y$ ,  $\delta z$ ) et une correction d'horloge ( $\delta a_{f_0}$ ) (RTCA, 2001).

Lorsque l'IODP du message correspond à celui du masque PRN et que l'IODE correspond à celui du satellite associé, les corrections d'orbites et d'horloges peuvent alors être appliquées.

Les corrections lentes peuvent être transmises sous deux formats. Le premier format est moins précis, mais chaque message contient les corrections pour deux satellites. Tandis que le deuxième format ne contient les corrections que pour un seul satellite. Par contre, il contient l'évolution des corrections  $(\delta\dot{x}, \delta\dot{y}, \delta\dot{z}, \delta a_{f1})$ . Afin de connaître le format de transmission, un bit d'identification (*Velocity Code*) est utilisé pour faire la distinction entre les deux formats.

L'application des corrections lentes est effectuée au niveau du biais d'horloge et de la position des satellites dans le format WGS-84. La correction d'horloge des satellites  $(\delta\Delta t_{SV})$  doit être ajoutée à la correction  $\Delta t_{SV}$  provenant des éphémérides du GPS (ARINC, 2006a; DoT et FAA, 2001).  $\delta\Delta t_{SV}$  se calcule ainsi :

$$\delta\Delta t_{SV}(t_k) = \delta a_{f0} + \delta a_{f1}(t_k - t_0) \text{ (s)} \quad (5.2)$$

où:

- $t_k$  est le moment d'applicabilité (s),
- $t_0$  est le moment de réception du message (s),
- $\delta\Delta t_{SV}$  est la correction d'horloge (s),
- $a_{f0}$  est la correction d'erreur d'horloge (s),
- $\delta a_{f1}$  est la dérive de correction et est égale à zéro lorsque le *Velocity Code* est zéro (s).

Le vecteur de correction lente s'ajoute au vecteur de position du satellite calculé à partir des messages GPS (ARINC, 2006a; DoT et FAA, 2001). La correction se calcule ainsi :

$$\begin{bmatrix} \delta x_k \\ \delta y_k \\ \delta z_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta\dot{x} \\ \delta\dot{y} \\ \delta\dot{z} \end{bmatrix} (t_k - t_0) \text{ (m)} \quad (5.3)$$

où:

- $t_k$  est le moment d'applicabilité (s),

- $t_0$  est le moment de réception du message (s),
- $\delta x_k, \delta y_k, \delta z_k$  est la correction de position du satellite à  $t_k$  (m),
- $\delta x, \delta y, \delta z$  position des satellites provenant des éphémérides (m),
- $\delta \dot{x}_k, \delta \dot{y}_k, \delta \dot{z}_k$  est la dérive des corrections (via sbas) et est égale à zéro lorsque le *Velocity Code* est zéro (m/s).

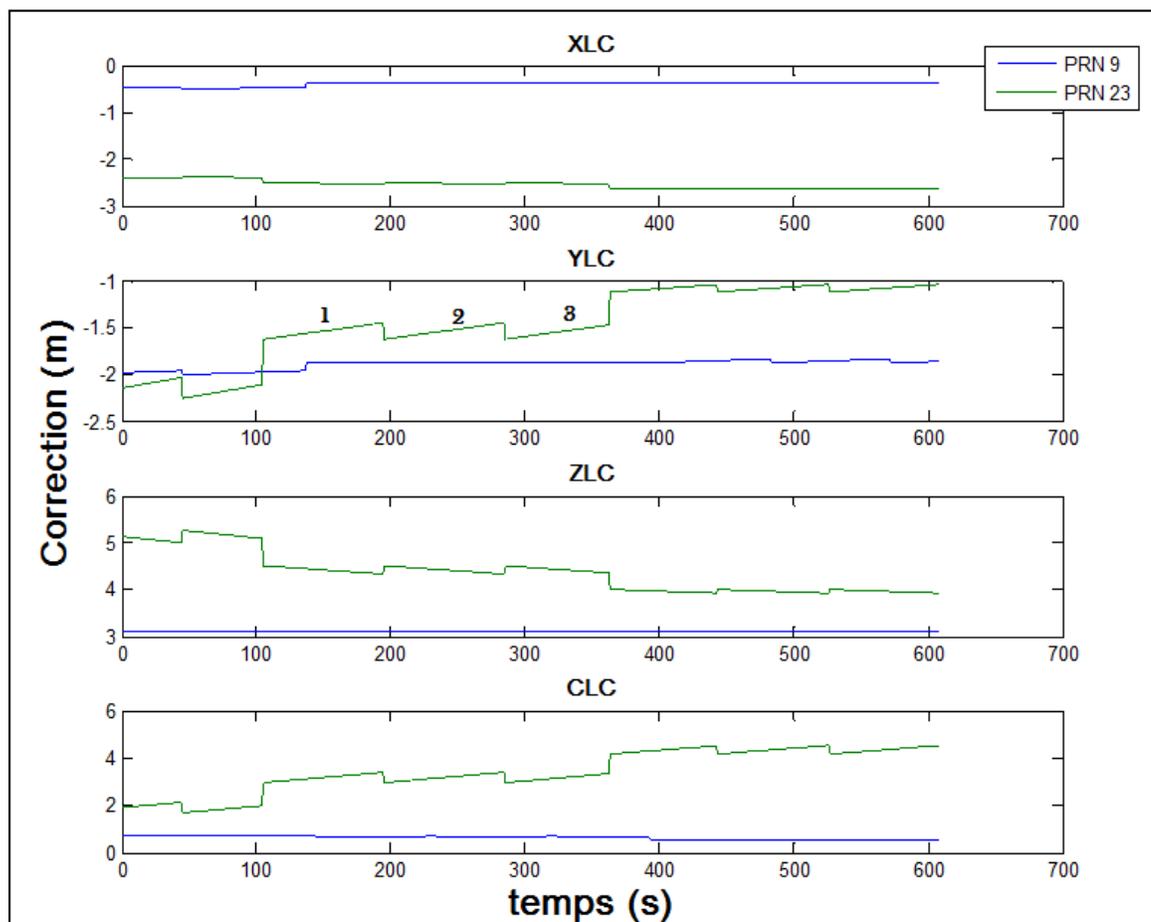
La validation des corrections lentes a été effectuée en comparant les valeurs du récepteur à celle présentée sur le site du FAA (FAA, 2007). Les corrections sont mises à jour aux trois minutes sur ce site, ce qui n'est pas assez rapide pour avoir la valeur actuelle en temps-réel. Toutefois, il a été possible de faire une inspection visuelle de l'ordre de grandeur des corrections lentes. La Figure 5.18 et la Figure 5.19 montrent les corrections lentes du système WAAS provenant du site de la FAA et du récepteur SBAS-GNSS le 6 février 2010. Ces deux figures permettent de constater que le décodage des corrections lentes dans le récepteur est bien réalisé. Les paramètres XLC, YLX et ZLC correspondent respectivement aux corrections  $\delta x_k, \delta y_k$  et  $\delta z_k$ . Tandis que le paramètre CLC représente  $\delta \Delta t_{SV}(t_k)$  transposé en mètre. Les satellites présentant une correction nulle sur le récepteur SBAS-GNSS, identifié à la Figure 5.19, sont ceux qui ne sont pas surveillés par le système au moment de la prise de mesure.

PRN	TOVF	UDRE	UDRE	PCRF	RRC	NR	END	TOVL	Xlc	Ylc	Zlc	Clc	IOOE	PRN	UDRE	UDRE	PCRF	RRC	NR	END	TOVL	Xlc	Ylc	Zlc	Clc
2	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	-2.50	0.00	0.00	-2.28	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-29.20
3	0	4	0.00	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
4	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	-2.50	0.00	0.00	-2.28	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
5	0	5	0.25	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
6	0	4	-1.00	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
7	0	7	0.00	0.00	0	0	0	0	-0.75	0.00	0.00	-0.98	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
8	0	6	0.28	0.00	0	0	0	0	0.50	-0.88	1.50	-0.98	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
9	0	4	-0.38	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
10	0	7	0.00	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
11	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	-1.00	1.62	-2.88	-0.98	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
12	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	-1.00	1.62	-2.88	-0.98	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
13	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	-1.00	1.62	-2.88	-0.98	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
14	0	10	7.80	1.28	-0.02	0	0	0	0.28	-1.00	2.38	2.37	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
15	0	5	0.00	0.28	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
16	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
17	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
18	0	5	0.00	0.50	0.02	0	0	0	-0.75	0.25	-1.88	-1.54	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
19	0	5	0.28	-0.38	0.00	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
20	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
21	0	5	0.00	-0.12	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
22	0	4	0.00	0.00	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
23	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
24	0	5	0.00	-0.12	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
25	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
26	0	10	7.80	0.50	0.02	0	0	0	4.12	-1.12	2.88	2.93	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
27	0	4	0.00	-0.50	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
28	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	-1.50	-2.38	-0.62	2.37	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
29	0	5	0.00	-0.12	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
30	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
31	0	5	0.00	-0.12	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
32	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
33	0	10	7.80	0.50	0.02	0	0	0	4.12	-1.12	2.88	2.93	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
34	0	4	0.00	-0.50	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
35	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	-1.50	-2.38	-0.62	2.37	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
36	0	5	0.00	-0.12	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
37	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
38	0	10	7.80	-1.78	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
39	0	5	0.00	-1.78	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
134	0	11	18.00	0.38	-0.02	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
138	0	10	7.80	-0.92	0.00	0	0	0	-2.25	3.25	1.00	-1.95	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
									2.50	-1.62	-0.25	-1.26	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
									3.00	2.88	-3.50	0.14	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54

Figure 5.18 Corrections lentes du système WAAS le 6 février 2010 sur le site de la FAA. Tirée de FAA, 2007

PRN	TOVF	UDRE	PCRF	RRC	NR	END	TOVL	Xlc	Ylc	Zlc	Clc	IOOE	PRN	UDRE	UDRE	PCRF	RRC	NR	END	TOVL	Xlc	Ylc	Zlc	Clc
2	0	16	255.88	0.00	0	0	0	-2.50	0.00	0.00	-2.28	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-29.20
3	0	4	0.00	0.00	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
4	0	16	255.88	0.00	0	0	0	-2.50	0.00	0.00	-2.28	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
5	0	5	0.25	0.00	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
6	0	4	-1.00	0.00	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
7	0	7	0.00	0.00	0	0	0	-0.75	0.00	0.00	-0.98	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
8	0	6	0.28	0.00	0	0	0	0.50	-0.88	1.50	-0.98	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
9	0	4	-0.38	0.00	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
10	0	7	0.00	0.00	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
11	0	16	255.88	0.00	0	0	0	-1.00	1.62	-2.88	-0.98	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
12	0	16	255.88	0.00	0	0	0	-1.00	1.62	-2.88	-0.98	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
13	0	16	255.88	0.00	0	0	0	-1.00	1.62	-2.88	-0.98	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
14	0	10	7.80	1.28	-0.02	0	0	0.28	-1.00	2.38	2.37	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
15	0	5	0.00	0.28	-0.02	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
16	0	16	255.88	0.00	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	1	70880	1	62.83	127.29	0	0	0	0	0	0	-107.54
17	0	16																						

La Figure 5.20 présente une prise de mesure des corrections lentes réalisée avec le récepteur SBAS-GNSS. En observant la correction YLC du PRN 23, on constate qu'elles fluctuent par cycle de trois. Effectivement, une nouvelle valeur de correction  $\delta y_k$  est reçue à toutes les 90 secondes environ. Celle-ci est alors extrapolée selon la valeur de dérive reçue et le temps écoulé :  $\delta \dot{y}(t_k - t_0)$ . À la réception d'une nouvelle valeur  $\delta y_k$ , la correction est remise à la valeur avant extrapolation.



**Figure 5.20** Évolution dans le temps des corrections lentes le 20 février 2010 décodées par le récepteur SBAS-GNSS.

Bref, les corrections lentes permettent de corriger les erreurs de positionnement et l'erreur d'horloge du satellite. Le décodage de cette correction sur le récepteur SBAS-GNSS est bien

réalisé si l'on compare au site de la FAA (2007). La prochaine section présente les corrections rapides.

### 5.5.3 Utilisation des corrections rapides (messages 2 à 5, 24)

Les corrections rapides sont transmises afin de corriger les variations rapides des erreurs d'éphémérides. Le message contient un IODP, un IODF, 13 corrections rapides ( $PRC_f$  - *PseudoRange Fast Correction*) et 13 indicateurs d'erreurs (UDREI - *User Differential Range Error Indicator*) (RTCA, 2001). Lorsque l'IODP du message correspond à celui du masque PRN, les corrections d'orbites et d'horloges peuvent être appliquées.

L'application des corrections rapides est effectuée au niveau des pseudo-distances mesurées par le récepteur. Le  $PRC_f$  est ajouté à la mesure de pseudo-distance pour la durée d'applicabilité du message. En plus de cette correction, une variation de correction ( $RRC$  - *Range-Rate Correction*) est aussi ajoutée à la mesure afin de compenser celle-ci entre la réception des messages. Les équations 5.4 et 5.5 présentent le calcul de ces corrections.

$$PR_{\text{corrigé}}(t) = PR_{\text{mesuré}}(t) + PRC_f(t_{of}) + RRC(t - t_{of}) \text{ (m)} \quad (5.4)$$

$$RRC(t_{of}) = \frac{PRC_{f\text{courant}} - PRC_{f\text{précédent}}}{t_{of\text{courant}} - t_{of\text{précédent}}} \text{ (m)} \quad (5.5)$$

où:

- $t$  est le moment d'applicabilité (s),
- $t_{of}$  est le temps d'applicabilité du message le plus récent (s),
- $PR_{\text{corrigé}}$  est la pseudo-distance corrigée (m),
- $PR_{\text{mesuré}}$  est la pseudo-distance mesurée (m),
- $PRC_f$  est la correction rapide (m),
- $RRC$  est la variation de correction (m).

La validation des corrections rapides a été effectuée selon la même procédure que pour les corrections lentes. Bien que ces corrections évoluent rapidement, il a été possible de faire une inspection visuelle de l'ordre de grandeur des corrections. La Figure 5.21 et la Figure 5.22 montrent les corrections rapides du système WAAS provenant du site de la FAA et du récepteur SBAS-GNSS le 6 février 2010. Ces deux figures permettent de constater que le décodage des corrections rapides dans le récepteur est bien réalisé. Les satellites présentant une correction de 255,88 sont les satellites qui ne sont pas surveillés par le système au moment de la prise de mesure.

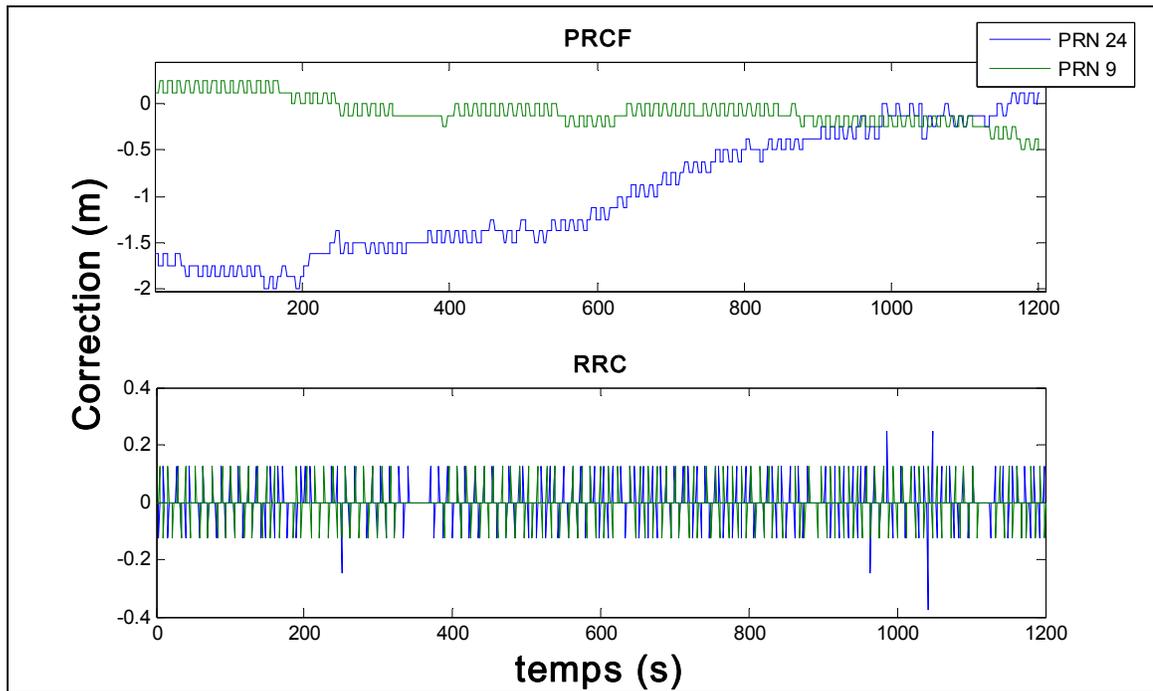
PRM	TOVF	UDREI	UDRK	PRCF	PRC	MLC	YLC	ZLC	CLC	CLCR	IOOE	TOA	VC	Lat	Long
2	587863	7	4.50	-0.12	-0.02	-1.88	2.50	0.00	-1.81	0.00	31	69344	1	-12.37	-29.20
3	587863	7	4.50	1.50	0.02	0.62	-1.75	1.00	-0.14	0.00	84	69360	1	49.67	137.64
4	587863	14	175.00	255.88	0.00	-2.88	3.00	-0.50	-2.37	-0.00	75	67328	1	-37.48	-3.02
5	587863	5	3.00	0.00	-0.02	-0.50	1.50	-2.75	-0.98	0.00	70	69392	1	41.21	-15.49
6	587863	6	3.75	0.28	-0.02	-0.12	-1.88	2.62	1.12	0.00	12	69408	1	52.43	153.11
7	587863	7	4.50	0.28	-0.02	-0.38	0.12	-2.00	-2.09	0.00	62	69424	1	53.37	75.71
8	587863	7	4.50	0.38	-0.02	0.00	0.62	-1.12	-0.70	0.00	152	69440	1	51.61	21.86
9	587863	7	4.50	-0.62	-0.02	2.50	-0.50	1.25	0.00	0.00	51	69456	1	-23.85	-56.52
10	587863	6	3.75	0.00	-0.02	-0.38	1.38	-1.38	-1.95	0.00	82	69216	1	29.00	0.73
11	587863	14	175.00	255.88	0.00	4.12	-1.12	2.88	2.93	0.00	15	49520	1	-25.03	107.13
12	587863	14	175.00	255.88	0.00	-1.12	-2.25	-0.38	1.95	0.00	23	69248	1	-54.86	-80.42
13	587863	14	175.00	255.88	0.00	-0.62	0.25	2.00	0.84	0.00	17	66448	1	12.44	77.97
14	587863	14	175.00	255.88	0.00	-1.88	4.00	1.38	-1.54	-0.00	22	59040	1	-45.30	-136.76
15	587858	5	3.00	0.38	0.02	0.12	1.88	-0.62	-1.26	0.00	38	69296	1	37.05	-66.23
16	587858	5	3.00	0.12	0.02	-0.25	-0.38	0.62	0.28	0.00	38	69328	1	29.24	-178.53
17	587858	14	175.00	255.88	0.00	-2.25	3.25	1.00	-1.95	-0.00	33	61664	1	-45.99	37.37
18	587858	5	3.00	0.50	0.00	2.62	-2.12	0.00	-1.26	0.00	31	69360	1	28.51	-132.70
19	587858	5	6.00	-0.25	0.02	4.62	6.00	-7.00	1.26	0.00	66	69376	1	33.76	114.84
20	587858	14	175.00	255.88	0.00	0.88	-0.38	3.50	0.70	0.00	12	55312	1	-50.71	84.28
21	587858	5	3.00	-0.50	-0.02	-0.12	-2.38	0.38	1.40	0.00	41	69408	1	53.48	-126.62
22	587858	6	3.75	-0.62	-0.02	2.25	-2.38	-6.00	-0.84	-0.00	33	69424	1	4.14	-152.77
23	587858	14	175.00	255.88	0.00	-1.12	-2.00	1.88	-1.95	0.00	40	63552	1	-11.44	90.86
24	587858	5	3.00	0.00	0.00	-0.62	0.00	0.38	0.56	-0.00	93	69456	1	46.37	-83.21
25	587858	14	175.00	255.88	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	-999	0	0	44.10	55.89	
26	587858	8	5.25	0.38	-0.02	2.50	2.50	-3.50	0.14	0.00	13	69232	1	-30.77	-116.83
27	587858	7	4.50	0.38	0.02	1.38	0.00	1.50	-0.42	0.00	44	69248	1	-14.28	-50.55
28	587862	14	175.00	255.88	0.00	1.12	-2.25	-1.12	0.70	0.00	39	54416	1	10.36	31.59
29	587862	5	3.00	0.12	0.02	1.62	0.00	-0.12	0.70	0.00	79	69280	1	5.38	-99.62
30	587862	14	175.00	-0.12	0.00	0.88	-1.50	-0.75	2.09	0.00	120	69296	1	-43.85	-117.26
31	587862	14	175.00	255.88	0.00	2.50	-3.25	0.62	-3.43	-0.00	25	69328	1	-34.17	149.84
32	587862	14	175.00	255.88	0.00	-0.62	0.38	1.62	0.28	0.00	125	53216	1	-54.85	124.79
135	587862	11	15.00	0.38	-0.02	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	28	0	0	-0.01	-133.02
138	587862	10	7.50	-0.50	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	127	0	0	-0.01	-107.30

Figure 5.21 Valeur des corrections rapides le 6 février 2010 sur le site de la FAA.  
Tirée de FAA, 2007

PRN	TOVF	UDRE	PCRFB	PCRFR	R	Zrc	Crc	ICCE	TOA	
23	0	7	-0.10	0.0	-0.13	30	0.00	-1.02	31	43544
33	0	7	1.50	0.0	1.50	30	0.00	-0.14	84	43560
4	0	14	255.88	0.0	0.00	30	0.00	0.00	0	0
5	0	5	0.00	0.0	0.00	30	-2.75	-0.90	70	43572
6	0	6	0.10	0.0	0.00	30	2.63	1.12	12	43680
7	0	7	0.25	0.0	255.88	30	-2.00	-2.30	52	43424
8	0	7	0.38	0.0	0.00	30	-1.10	-0.70	82	43440
9	0	7	-0.63	0.0	0.00	30	0.25	0.00	31	43456
10	0	6	0.00	0.0	0.00	30	-1.20	-1.90	82	43276
11	0	14	255.88	0.0	0.13	30	0.00	0.00	0	0
12	0	14	255.88	0.0	0.25	30	-0.50	2.10	23	43504
13	0	14	255.88	0.0	0.00	30	0.00	0.00	0	0
14	0	14	255.88	0.0	0.38	30	0.00	0.00	0	0
15	0	5	0.25	0.0	0.00	30	-0.63	-1.20	38	43552
16	0	5	0.00	0.0	0.00	30	0.63	0.20	20	43228
17	0	14	255.88	0.0	-0.63	30	0.00	0.00	0	0
18	0	5	0.38	0.0	0.00	30	0.00	-1.20	31	43260
19	0	9	-0.38	0.0	0.00	30	-7.00	1.20	66	43276
20	0	14	255.88	0.0	0.00	30	0.00	0.00	0	0
21	0	5	-0.38	0.0	0.00	30	0.38	1.40	41	43480
22	0	6	0.75	0.0	255.88	30	-6.00	-0.04	33	43424
23	0	14	255.88	0.0	0.00	30	0.00	0.00	0	0
24	0	5	0.00	0.0	255.88	30	0.20	0.50	33	43476
25	0	14	255.88	0.0	0.00	30	0.00	0.00	0	0
26	0	0	0.00	0.0	255.88	30	-3.50	0.10	10	43232
27	0	7	0.25	0.0	255.88	30	0.00	0.00	0	0
28	0	14	255.88	0.0	0.00	30	0.00	0.00	0	0
29	0	5	0.10	0.0	255.88	30	-0.10	0.70	79	43280
30	0	14	-0.25	0.0	0.00	30	-0.75	2.24	100	43552
31	0	14	255.88	0.0	0.25	25	0.43	-3.49	25	43228
32	0	14	255.88	0.0	0.00	30	0.00	0.00	0	0
33	0	0	0.00	0.0	0.00	30	0.00	0.00	0	0
34	0	0	0.00	0.0	0.00	30	0.00	0.00	0	0
35	0	0	0.00	0.0	255.88	30	0.00	0.00	0	0
36	0	0	0.00	0.0	0.38	30	0.00	0.00	0	0
37	0	0	0.00	0.0	-0.38	30	0.00	0.00	0	0

**Figure 5.22 Valeur des corrections rapides le 6 février 2010 décodée par le récepteur SBAS-GNSS.**

La Figure 5.23 présente l'évolution dans le temps des corrections rapides sur une durée de 20 minutes. L'analyse de la correction du PRN 24 permet de constater que la valeur passe de -2 m à 0 m en moins de 20 minutes. Cette évolution permet de s'adapter rapidement aux erreurs détectées, toutefois la granularité de 0,125 m des corrections semble trop grande pour bien la représenter. En effet, la plage des corrections rapides varie entre -256 m et 255.875 m, mais les corrections transmises sont rarement au-delà de  $\pm 10$  m. Cette problématique peut être expliquée par le fait que SBAS a été conçu avant le retrait du SA où les erreurs créées volontairement étaient supérieures à celles d'aujourd'hui. Afin de compenser cette granularité, il pourrait être intéressant de lisser les corrections rapides.



**Figure 5.23** Évolution dans le temps des corrections rapides le 20 février 2010 décodées par le récepteur SBAS-GNSS.

De plus, l'analyse de la Figure 5.23 permet de constater que le RRC ne fait qu'ajouter un bruit à la pseudo-distance. Il est donc préférable de ne pas appliquer le RRC aux corrections de pseudo-distance (Euiho, Walter et Powell, 2006). Tout comme la granularité des corrections rapides, le RRC a été conçu afin de compenser les erreurs occasionnées par le SA qui n'est plus effectif aujourd'hui. Donc, il pourrait être préférable de ne pas considérer ce paramètre. Toutefois, une analyse de son impact sera effectuée au Chapitre 6 afin d'en quantifier l'impact réel. La prochaine correction est celle des délais ionosphériques.

#### 5.5.4 Utilisation des corrections ionosphériques (messages 18, 26)

Les corrections ionosphériques sont transmises afin de remplacer le modèle de Klobuchar diffusé par les éphémérides de la constellation GPS. Le modèle Klobuchar ne corrige que 50 % des délais ionosphériques, c'est pourquoi l'utilisation d'un autre modèle peut s'avérer

fort utile (Misra et Enge, 2006). Le modèle de correction ionosphérique SBAS se base sur le principe de correction bi-fréquences. Les différentes stations terrestres du réseau SBAS observent les mesures de pseudo-distance sur L1 et sur L2, puis les stations de contrôle traitent ces mesures. Une interpolation des délais ionosphériques observés à chaque station est ensuite effectuée afin de représenter ces délais sur une grille de référence fixe.

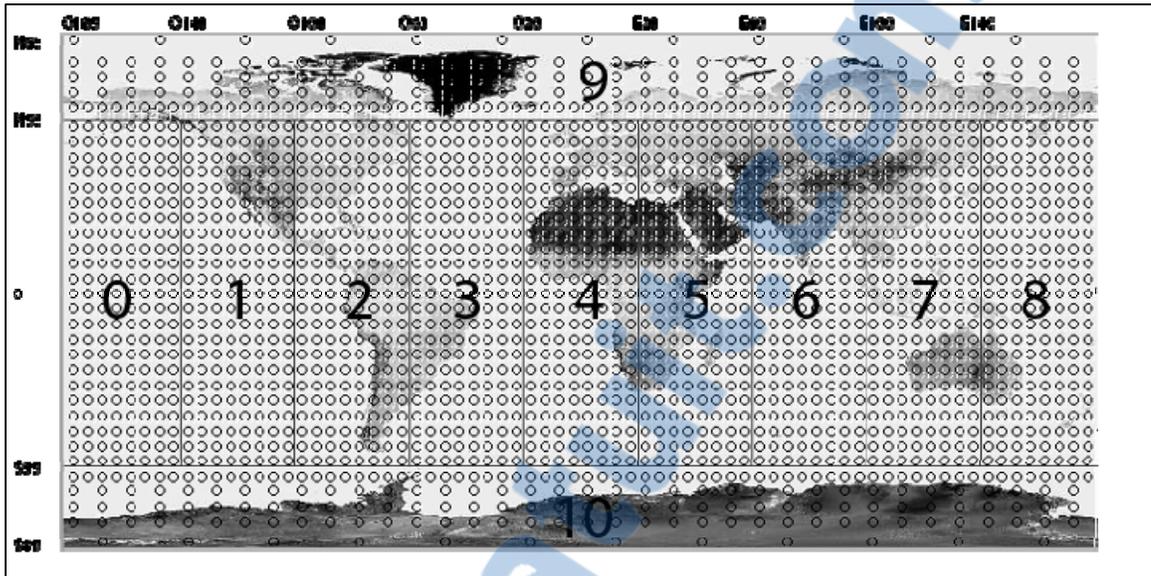
L'application des corrections ionosphériques se divise en cinq étapes :

- Définir les points ionosphériques de la grille (IGP – *Ionospher Grid Point*),
- Définir le délai à chacun des IGP transmis,
- Calculer les lignes de vue entre le récepteur et les satellites,
- Calculer les délais ionosphériques pour chacun des satellites corrigés,
- Appliquer la correction ionosphérique correspondante.

Les prochaines sections décrivent ces différentes étapes.

#### **5.5.4.1 Définition des points ionosphériques de la grille (IGP)**

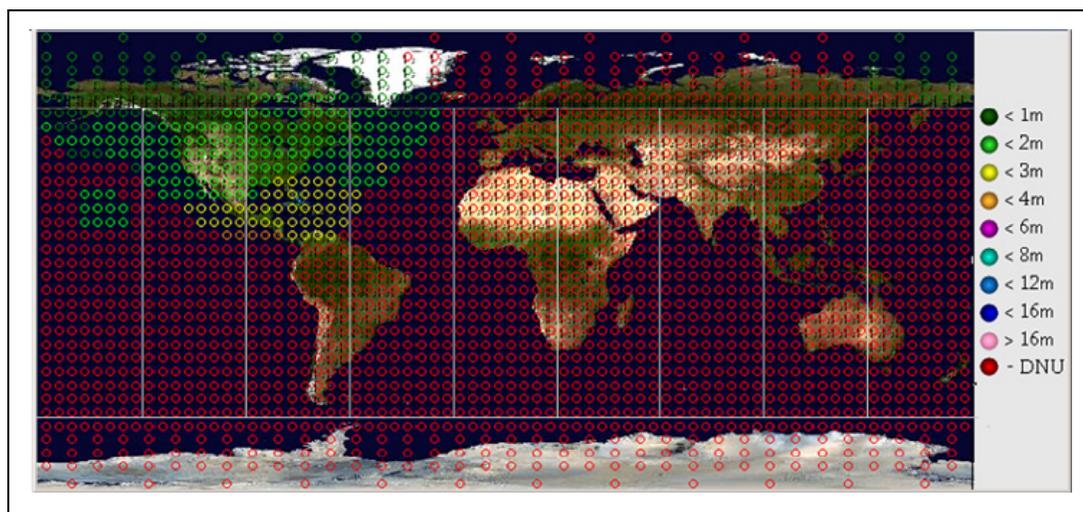
La grille des IGP est composée de 11 bandes. Les neuf premières bandes sont verticales, tandis que les deux dernières sont horizontales autour des pôles pour un total de 2192 IGP. Les huit premières bandes contiennent 201 IGP, la neuvième bande contient 200 IGP et les deux dernières bandes contiennent 192 IGP. L'emplacement des IGP est prédéfini et est représenté à la Figure 5.24. Les IGP sont situées à 350 km d'altitude et considère le modèle WGS-84 tel que mentionné précédemment. Le lecteur peut se référer au document officiel du RTCA pour plus d'informations (RTCA, 2001).



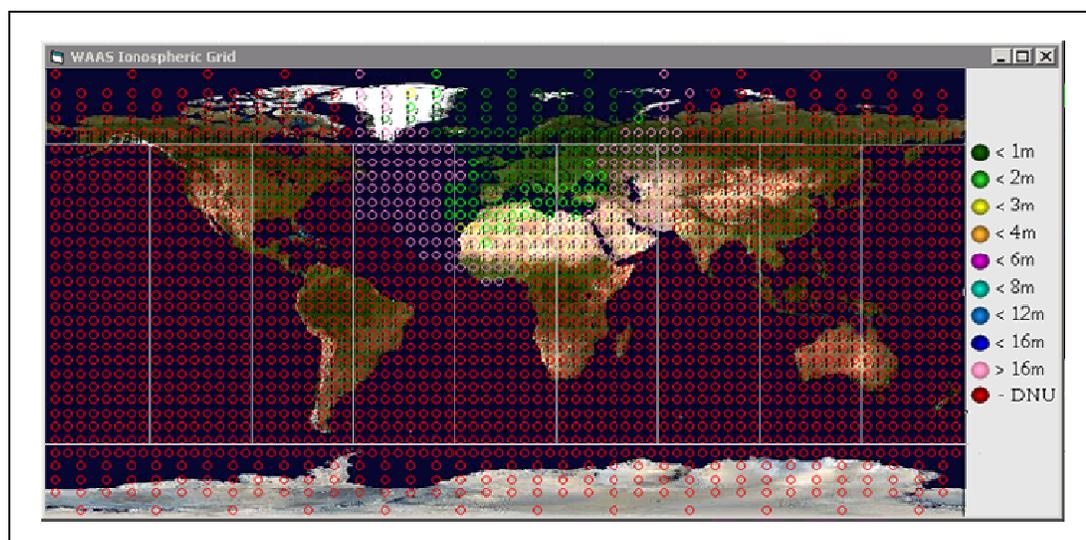
**Figure 5.24 Grille globale des IGP.**

Les systèmes SBAS (WAAS, EGNOS ou MSAS) transmettent les délais ionosphériques uniquement pour la zone couverte par les stations terrestres. Afin d'identifier la zone du système en utilisation, SBAS transmet un masque des IGP via le type de message 18. Ce message contient un IODI, un nombre de bandes diffusé, un numéro de bande et un masque de 201 IGP (RTCA, 2001). L'IODI permet de synchroniser le masque IGP avec les délais reçus via le type de message 26. Le nombre de bandes diffusées permet de connaître le nombre de bandes couvertes par le système en utilisation. Le numéro de bande permet d'identifier la bande auquel le masque d'IGP fait référence.

Lors de la réception d'un type de message 18, il suffit d'associer les numéros d'IGP actifs à la bande en question. La Figure 5.25 et Figure 5.26 présentent les zones couvertes par le système WAAS et par le système EGNOS, telles que décodées par le récepteur SBAS-GNSS le 24 janvier 2010. Les points rouges représentent les IGP prédéfinis et les autres représentent la zone de couverture des systèmes avec leur précision associée.

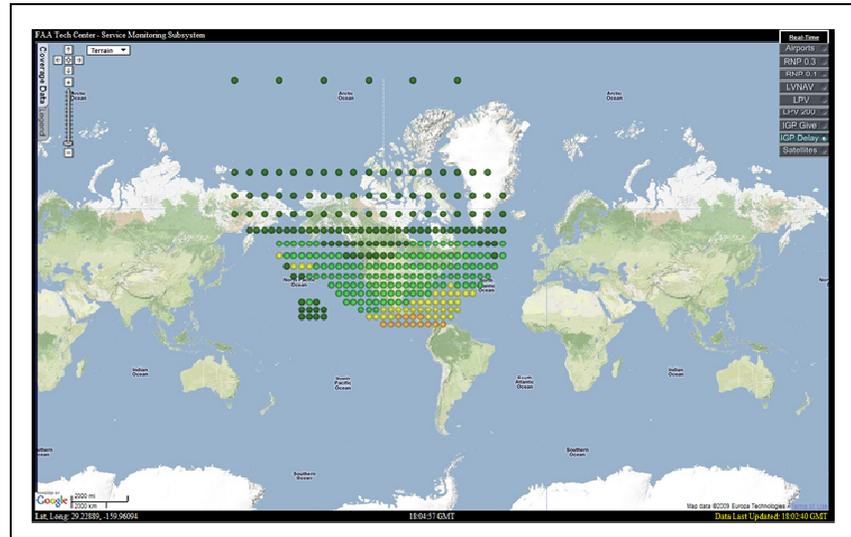


**Figure 5.25 Grille IGP pour le système WAAS le 24 janvier 2010.**



**Figure 5.26 Grille IGP pour le système EGNOS le 24 janvier 2010.**

La validation du décodage du masque des IGP a été effectuée en comparant les IGP actifs de WAAS décodés par le récepteur SBAS-GNSS à ceux présentés sur le site Internet du FAA (FAA, 2009b). La Figure 5.27 présente les IGP du système WAAS. On constate que le masque est identique à celui présenté à la Figure 5.25.



**Figure 5.27 Grille IGP pour le système WAAS présenté sur le site du FAA.**  
Tirée de FAA (2009b)

Suite à la définition du masque des IGP, il faut définir le délai ionosphérique associé à chaque IGP.

#### 5.5.4.2 Définition des délais pour chaque IGP

Les délais IGP sont décodés à partir du type de message 26. Ce message contient un IODI, un numéro de bande, un numéro de bloc d'identification, 15 délais ionosphériques et un indicateur d'erreur ionosphérique (GIVEI – *Grid Ionospheric Vertical Error Indicator*) (RTCA, 2001). L'IODI permet de synchroniser le masque IGP reçu via le type de message 18 avec les délais ionosphériques. Le numéro de bande permet d'associer les délais reçus à une bande spécifique. Le numéro de bloc d'identification varie entre 0 et 13, permettant ainsi la transmission de 210 IGP par bande (le maximum étant de 201 IGP). Le GIVEI est un indicateur utilisé avec l'UERE afin de quantifier l'erreur possible sur une mesure de pseudo-distance.

Lors de la réception d'un type de message 26, on vérifie si l'IODI est le même que celui du masque des IGP. Ensuite, on associe les IGP valides du masque aux valeurs de délais ionosphériques du bloc en question. Par exemple, s'il y a 17 IGP valides pour le bloc 0 et que l'on reçoit un type de message avec ces paramètres :

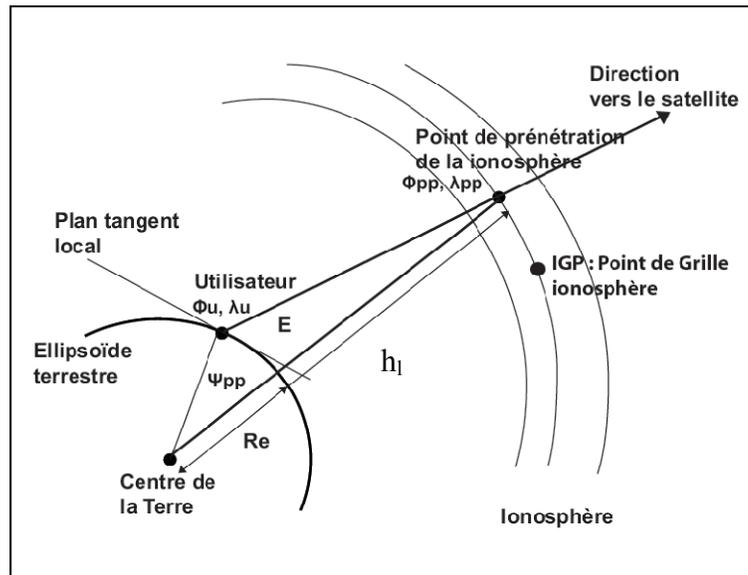
- Numéro de bande : 0,
- Numéro de bloc d'identification : 1,
- Délais ionosphériques : [1,2] (m).

Alors les 16<sup>e</sup> et 17<sup>e</sup> IGP valides du bloc 0 ont respectivement 1 m et 2 m de délai ionosphérique. En effet, le bloc d'identification est 1 alors les délais ionosphériques s'appliquent aux IGP suivants.

Comme les IGP sont généralement espacés de 5°, il est très peu probable que le signal transmis par le satellite et reçu par le récepteur passe exactement par l'un de ces points. C'est pour cette raison que l'on doit calculer le point de pénétration de l'ionosphère (IPP – *Ionospheric Pierce Point*).

#### **5.5.4.3 Calcul du point de pénétration de l'ionosphère (IPP)**

Le point de pénétration de l'ionosphère correspond à l'intersection de la couche d'atmosphère à 350 km avec la ligne de vue récepteur/satellite. La Figure 5.28 présente le principe du point de pénétration de l'ionosphère.



**Figure 5.28 Principe du point de pénétration de l'ionosphère.**  
Tirée d'Allien et al. (2009, p.41)

La première étape consiste à calculer l'angle entre l'utilisateur et l'IPP au centre de la Terre ( $\psi_{pp}$ ) :

$$\psi_{pp} = \frac{\pi}{2} - E - \sin^{-1} \left( \frac{R_e}{R_e + h_I} \cos E \right) \text{ radians} \quad (5.6)$$

où:

- $\psi_{pp}$  est l'angle entre l'utilisateur et l'IPP au centre de la Terre (radians),
- E est l'angle d'élévation du satellite par rapport à l'utilisateur (radians),
- $R_e$  est le rayon approximatif de la Terre (6378,1363 km (RTCA, 2001)),
- $h_I$  est la hauteur maximale de l'atmosphère où la densité d'électrons est significative (350 km).

La deuxième étape consiste à calculer la latitude du point IPP ( $\phi_{pp}$ ) :

$$\phi_{pp} = \sin^{-1} \left( \sin\phi_u \cos\psi_{pp} + \cos\phi_u \sin\psi_{pp} \cos A \right) \text{ radians} \quad (5.7)$$

où:

- $\phi_{pp}$  est la latitude du point IPP (radians),
- $\psi_{pp}$  est l'angle entre l'utilisateur et l'IPP au centre de la Terre (radians),
- $\phi_u$  est la latitude de l'utilisateur (radians),
- $A$  est l'azimut du satellite par rapport à l'utilisateur (radians).

Finalement, la troisième étape consiste à calculer la longitude du point IPP ( $\lambda_{pp}$ ) :

$$\lambda_{pp} = \lambda_u + \sin^{-1} \left( \frac{\sin\psi_{pp} \sin A}{\cos\phi_{pp}} \right) \text{ radians} \quad (5.8)$$

où:

- $\lambda_{pp}$  est la longitude du point IPP (radians),
- $\phi_{pp}$  est la latitude du point IPP (radians),
- $\psi_{pp}$  est l'angle entre l'utilisateur et l'IPP au centre de la Terre (radians),
- $\lambda_u$  est la longitude de l'utilisateur (radians),
- $A$  est l'azimut du satellite par rapport à l'utilisateur (radians).

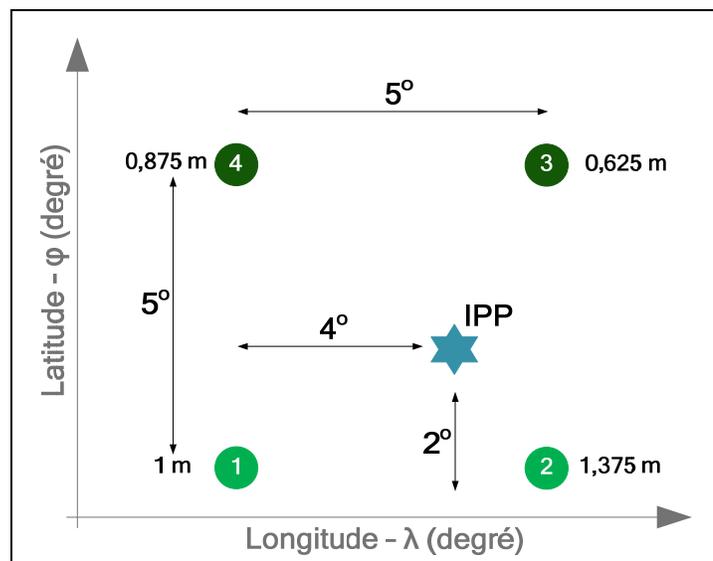
Suite aux calculs des différents IPP, il faut calculer les délais ionosphériques verticaux qui leur sont associés.

#### 5.5.4.4 Calcul des délais ionosphériques verticaux aux IPP

Le calcul des délais ionosphériques verticaux aux IPP est en fait une simple interpolation des valeurs de délais aux IGP. Plusieurs cas sont présentés dans la littérature. Bien qu'ils soient

tous implémentés, cette section ne présentera que celui qui survient le plus fréquemment. Le lecteur est invité à lire le document officiel du RTCA pour plus de détails (RTCA, 2001).

Le cas d'interpolation le plus commun est un IPP à l'intérieur de quatre IGP espacés de 5°. Le calcul du délai au point IPP est la moyenne des délais des quatre IGP pondérés selon leur espacement de l'IPP. La Figure 5.29 présente ce cas d'interpolation.



**Figure 5.29 Représentation d'une interpolation de 4 IGP pour 1 IPP.**

Le calcul de l'IPP débute avec la définition du facteur de distance  $x_{pp}$  et  $y_{pp}$ :

$$x_{pp} = \frac{\Delta \lambda_{pp}}{\lambda_2 - \lambda_1} \quad (5.9)$$

$$y_{pp} = \frac{\Delta \phi_{pp}}{\phi_2 - \phi_1} \quad (5.10)$$

où:

- $x_{pp}$  et  $y_{pp}$  sont des facteurs de distance de l'IPP par rapport à l'IGP 1,

- $\Delta \lambda_{pp}$  est la distance entre l'IPP et l'IGP 1 sur l'axe de la longitude,
- $\Delta \phi_{pp}$  est la distance entre l'IPP et l'IGP 1 sur l'axe de la latitude,
- $\lambda_2 - \lambda_1$  est la distance entre l'IGP 1 et l'IGP 2,
- $\phi_2 - \phi_1$  est la distance entre l'IGP 1 et l'IGP 4.

Ensuite, on calcule le poids relatif associé à chaque IGP :

$$W_1 = x_{pp} \cdot y_{pp} \quad (5.11)$$

$$W_2 = (1 - x_{pp}) \cdot y_{pp} \quad (5.12)$$

$$W_3 = (1 - x_{pp}) \cdot (1 - y_{pp}) \quad (5.13)$$

$$W_4 = x_{pp} \cdot (1 - y_{pp}) \quad (5.14)$$

où:

- $W_1, W_2, W_3$  et  $W_4$  sont les pondérations de chaque IGP sur le délai IPP.

Finalement, on calcule le délai de l'IPP :

$$\tau_{IPP} = \sum_{i=1}^3 W_i \cdot \tau_{IGP_i} \text{ (m)} \quad (5.15)$$

Selon l'exemple de la Figure 5.29, le  $\tau_{IPP}$  serait :

$$\tau_{IPP} = \frac{4}{5} \cdot \frac{2}{5} \cdot 1 + \left(1 - \frac{4}{5}\right) \cdot \frac{2}{5} \cdot 1,375 + \left(1 - \frac{4}{5}\right) \cdot \left(1 - \frac{2}{5}\right) \cdot 0,625 + \frac{4}{5} \cdot \left(1 - \frac{2}{5}\right) \cdot 0,875$$

$$\tau_{IPP} = 0,925 \text{ m}$$

La dernière étape consiste à calculer les délais ionosphériques.

#### 5.5.4.5 Calcul des délais ionosphériques vus par l'utilisateur

Le calcul des délais ionosphériques vus par l'utilisateur (*IC – Ionospheric Correction*) réside dans le calcul d'un facteur d'obliquité ( $F_{pp}$  – *Obliquity Factor at Pierce Point*) entre l'IPP et l'utilisateur.

Le  $F_{pp}$  se calcule ainsi :

$$F_{pp} = \left[ 1 - \left( \frac{R_e \cos E}{R_e + h_l} \right)^2 \right]^{-1/2} \quad (5.16)$$

où:

- $F_{pp}$  est le facteur d'obliquité,
- $E$  est l'angle d'élévation du satellite par rapport à l'utilisateur (radians),
- $R_e$  est le rayon approximatif de la Terre (6378,1363 km (RTCA, 2001)),
- $h_l$  est la hauteur maximale de l'atmosphère où la densité d'électrons est significative (350 km).

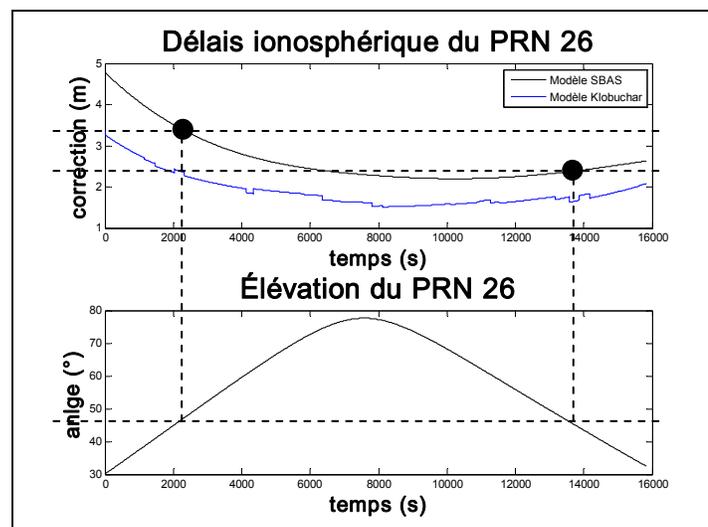
Puis, on calcule la correction ionosphérique (*IC*) :

$$IC = F_{pp} \cdot \tau_{IPP} \quad (5.17)$$

Cette correction ionosphérique est ajoutée directement aux mesures en mètre de pseudo-distance, au lieu de celle provenant du modèle Klobuchar.

Afin de valider le calcul de cette correction, une comparaison du récepteur SBAS-GNSS et du récepteur Novatel aurait été très intéressante. Malheureusement, le récepteur DL-4plus de Novatel ne permet pas d'enregistrer les corrections ionosphériques SBAS. Pour cette raison, uniquement la tendance et l'ordre de la correction ont pu être validés. La Figure 5.30 montre

les corrections ionosphériques calculées par le récepteur SBAS-GNSS le 28 février 2010 à l'ÉTS pour les PRN 26. On y constate que les modèles Klobuchar et SBAS évoluent de la même manière. Il est intéressant de noter que le moment où la correction est au minimum survient au moment où l'angle d'élévation est le plus grand, concordant avec la théorie présentée au Chapitre 4, dictant que les satellites à basse élévation sont plus affectés par les délais ionosphériques. Aussi, on remarque que les corrections dans la première moitié de l'enregistrement sont plus élevées pour un même angle d'élévation (voir lignes pointillées). Cette différence est en partie expliquée par le fait que l'enregistrement a débuté durant la journée et s'est terminé au milieu de la nuit. Or, l'impact ionosphérique est beaucoup plus important de jour que de nuit d'où cette différence de près d'un mètre pour une même élévation. Finalement, on constate une différence aux alentours d'un mètre entre le modèle Klobuchar et celui de SBAS. Toutefois, l'auteur n'a pu valider lequel des deux modèles était le plus précis puisqu'aucune référence n'était disponible. Cette étude est réalisée au Chapitre 6.



**Figure 5.30 Correction ionosphérique du PRN 26 le 28 février 2010 à Montréal.**

Bref, la correction ionosphérique SBAS semble être bien implémentée dans le récepteur SBAS-GNSS, même si celle-ci n'a pas pu être entièrement validée. Cette section termine la

présentation des trois principales corrections du système SBAS. Les deux prochaines sections présentent l'ajustement des corrections dû à la dégradation et l'utilisation du système SBAS comme source de validation des observations.

#### **5.5.5 Dégradation des corrections SBAS (messages 7, 10)**

Comme mentionné à la section 5.1.3, chacun des messages a une période de rafraîchissement et une période de validation. Le système SBAS est conçu de manière à permettre l'utilisation des corrections même si un rafraîchissement est perdu. La dégradation des corrections est corrigée à l'aide du message 7 pour les corrections rapides et à l'aide du message 10 pour les corrections lentes et ionosphériques.

Les sections précédentes ont démontré que les corrections SBAS changeaient assez lentement, c'est pourquoi aucun modèle de dégradation n'a été implémenté dans le récepteur SBAS-GNSS dans sa première version. Le lecteur est invité à lire le MOPS pour plus de détails (RTCA, 2001).

#### **5.5.6 Messages d'intégrité SBAS (messages 2-6, 10, 24, 26, 28)**

La notion d'intégrité a été introduite à la section 5.1.2. On y a présenté les termes VPL, HPL, HAL et VAL dont le système SBAS se sert afin de borner la solution de navigation. En fait, les messages SBAS permettent de borner les mesures de pseudo-distance individuellement. Cela permet d'éliminer une mesure si celle-ci excède la borne de confiance afin de ne pas affecter la solution de navigation.

SBAS transmet des variances pour chacune des corrections, puis le récepteur assemble ces variances afin d'avoir une borne pour la mesure de pseudo-distances d'un satellite. Ces variances suivent une probabilité gaussienne centrée à zéro. La somme des variances se calcule ainsi (RTCA, 2001):

$$\sigma^2 = \sigma_{flt}^2 + \sigma_{UIRE}^2 + \sigma_{air}^2 + \sigma_{tropo}^2 \text{ (m}^2\text{)} \quad (5.18)$$

où:

- $\sigma^2$  est la somme des variances (m<sup>2</sup>),
- $\sigma_{flt}^2$  est la variance des résidus des corrections lentes et rapides (m<sup>2</sup>),
- $\sigma_{UIRE}^2$  est la variance des résidus des corrections ionosphériques (m<sup>2</sup>),
- $\sigma_{air}^2$  est la variance des erreurs du récepteur aéroporté (m<sup>2</sup>),
- $\sigma_{tropo}^2$  est la variance des résidus des corrections troposphériques (m<sup>2</sup>).

Ces variances sont détaillées dans les sections qui suivent.

#### 5.5.6.1 Variance des résidus des corrections lentes et rapides

La variance des résidus des corrections lentes et rapides ( $\sigma_{flt}^2$ ) permettent de quantifier l'erreur non corrigée des éphémérides GPS. Cette variance se calcule à l'aide de différents paramètres provenant de plusieurs messages SBAS. L'équation est la suivante (RTCA, 2001):

$$\sigma_{flt}^2 = \begin{cases} [\sigma_{UDRE} \cdot \delta_{UDRE} + \varepsilon_{fc} + \varepsilon_{rrc} + \varepsilon_{ltc} + \varepsilon_{er}]^2, & \text{si } RSS_{UDRE} = 0 \\ [\sigma_{UDRE} \cdot \delta_{UDRE}]^2 + \varepsilon_{fc}^2 + \varepsilon_{rrc}^2 + \varepsilon_{ltc}^2 + \varepsilon_{er}^2, & \text{si } RSS_{UDRE} = 1 \end{cases} \text{ (m}^2\text{)} \quad (5.19)$$

où:

- $RSS_{UDRE}$  est un drapeau de la somme quadratique (RSS - *Root Sum Squared*) provenant du message 10,
- $\sigma_{UDRE}$  est un paramètre provenant des messages 2 à 6, 24 (m),
- $\delta_{UDRE}$  est un facteur lié à la position de l'utilisateur provenant du message 28 (m),

- $\varepsilon_{fc}$  est un paramètre de dégradation des corrections rapides,
- $\varepsilon_{rrc}$  est un paramètre de dégradation du RRC (*Rapid Rate Correction*),
- $\varepsilon_{ltc}$  est un paramètre de dégradation des corrections lentes,
- $\varepsilon_{er}$  est un paramètre utilisé lorsque les corrections rapides ou lentes ne sont plus valides.

Les trois premiers paramètres,  $RSS_{UDRE}$ ,  $\sigma_{UDRE}$  et  $\delta_{UDRE}$  proviennent directement des messages SBAS tandis que les cinq autres paramètres doivent être calculés. Un élément fort important à souligner ici est que SBAS est conçu pour être très conservateur au niveau des niveaux de protection. Pour cette raison, cette équation peut être simplifiée sans réduire les performances de manière significative (Euiho, Walter et Powell, 2006). Tel que présenté dans Euiho, Walter et Powell (2006), la variance des résidus des corrections lentes et rapides peut être représentée uniquement par  $\sigma_{UDRE}$ . De plus, une nouvelle table de correspondance est proposée afin d'être plus réaliste quant à la variance de l'UDRE. Cette table est présentée au Tableau 5.7.

Tableau 5.7 Nouvelle table de correspondance des UDREI  
des messages 2-6, 24  
Tiré d'Euiho, Walter et Powell (2006, p.3)

UDREI	UDRE	MOPS $\sigma_{UDRE} (m)^2$	Euiho, Walter et Powell $\sigma_{UDRE} (m)^2$
0	0,75	0,0520	0,0260
1	1,0	0,0924	0,0296
2	1,25	0,1444	0,0332
3	1,75	0,2830	0,0368
4	2,25	0,4678	0,0404
5	3,0	0,8315	0,0633
6	3,75	1,2992	0,0892
7	4,5	1,8709	0,1169
8	5,25	2,5465	0,154
9	6,0	3,3260	0,216
10	7,5	5,1968	0,275
11	15,0	20,787	0,512
12	50,0	230,9661	0,600
13	150,0	2078,695	5,40
14	NM	-	-
15	DNU	-	-

L'équation 5.19 devient :

$$\sigma_{flt}^2 = \sigma_{UDRE}^2 (m^2) \quad (5.20)$$

### 5.5.6.2 Variance des résidus des corrections ionosphériques

La variance des résidus des corrections ionosphériques ( $\sigma_{UIRE}^2$ ) permet de quantifier l'erreur non corrigée des délais ionosphériques. Cette variance se calcule à l'aide du paramètre GIVE du message 26. L'équation de  $\sigma_{UIRE}^2$  est la suivante (RTCA, 2001):

$$\sigma_{UIRE}^2 = F_{pp}^2 \cdot \sum_{n=1}^N W_n \cdot \sigma_{n,GIVE}^2 (m^2) \quad (5.21)$$

où:

- $\sigma_{UIRE}^2$  est la variance des résidus des corrections ionosphériques ( $m^2$ ),
- $F_{pp}^2$  est le facteur d'obliquité présenté à la section 5.5.4.5,
- $\sum_{n=1}^N W_n$  est le poids des IGP présenté à la section 5.5.4.4,
- $\sigma_{n,GIVE}^2$  est un paramètre du modèle de variance provenant du message 26 ( $m^2$ ).

Tout comme le paramètre  $\sigma_{UDRE}$ , la table de correspondance du paramètre  $\sigma_{GIVE}$  est très conservatrice. Euiho, Walter et Powell (2006) proposent également une nouvelle table de correspondance pour ce paramètre. Cette table est présentée au Tableau 5.8.

Tableau 5.8 Nouvelle table de correspondance des GIVEI des messages 26  
Tiré d'Euiho, Walter et Powell (2006, p.3-4)

<b>GIVEI</b>	<b>GIVE</b>	<b>MOPS <math>\sigma_{GIVE} (m)^2</math></b>	<b>Euiho, Walter et Powell <math>\sigma_{GIVE} (m)^2</math></b>
0	0,3	0,0084	0,0084
1	0,6	0,0333	0,0136
2	0,9	0,0749	0,0187
3	1,2	0,1331	0,0210
4	1,5	0,2079	0,0230
5	1,8	0,2994	0,0255
6	2,1	0,4075	0,0272
7	2,4	0,5322	0,0289
8	2,7	0,6735	0,0306
9	3,0	0,8315	0,0323
10	3,6	1,1974	0,0432
11	4,5	1,8709	0,0675
12	6	3,3260	0,110
13	15	20,787	0,304
14	45	187,0826	0,951
15	NM	-	-

### 5.5.6.3 Variance des erreurs d'un récepteur aéroporté

La variance des erreurs d'un récepteur aéroporté ( $\sigma_{\text{air}}^2$ ) permet de quantifier le bruit du récepteur et les erreurs liées aux multitrajets après avoir lissé les mesures de pseudo-distance via la porteuse. En effet, comme il le sera expliqué dans la section 5.6, SBAS exige l'implémentation d'un algorithme de lissage par la porteuse. Comme cette variance est principalement destinée pour des récepteurs aéroportés, elle ne sera pas considérée dans ce travail. Le lecteur est invité à lire le MOPS pour plus de détails sur cette variance (RTCA, 2001).

### 5.5.6.4 Variance des résidus des corrections troposphériques

La variance des résidus des corrections troposphériques ( $\sigma_{\text{tropo}}^2$ ) permet de quantifier l'erreur non corrigée des délais troposphériques. Au chapitre 5, il a été mentionné que les corrections troposphériques sont corrigées via un modèle qui est fonction de la position de l'utilisateur. La variance d'erreur de ce modèle est, elle aussi, calculée selon la position de l'utilisateur. Cette équation est (RTCA, 2001):

$$\sigma_{\text{tropo}}^2 = \left( 0.12 \cdot \frac{1.001}{\sqrt{0.002001 + \sin E}} \right)^2 \text{ (m}^2\text{)} \quad (5.22)$$

où:

- $\sigma_{\text{tropo}}^2$  est la variance des résidus des corrections troposphériques (m<sup>2</sup>),
- $E$  est l'angle d'élévation du satellite par rapport à l'utilisateur (radians).

### 5.5.7 Matrice de confiance SBAS

L'information sur l'intégrité provenant des messages SBAS permet de créer une matrice de confiance. Cette matrice est utilisée afin de pondérer l'influence de chaque satellite sur la

solution de navigation. Le poids pour chacun des satellites est l'inverse de la variance calculée à l'aide de l'équation (5.18). La matrice de confiance est la suivante :

$$W = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_1^2} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_2^2} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \frac{1}{\sigma_N^2} \end{bmatrix} \quad (5.23)$$

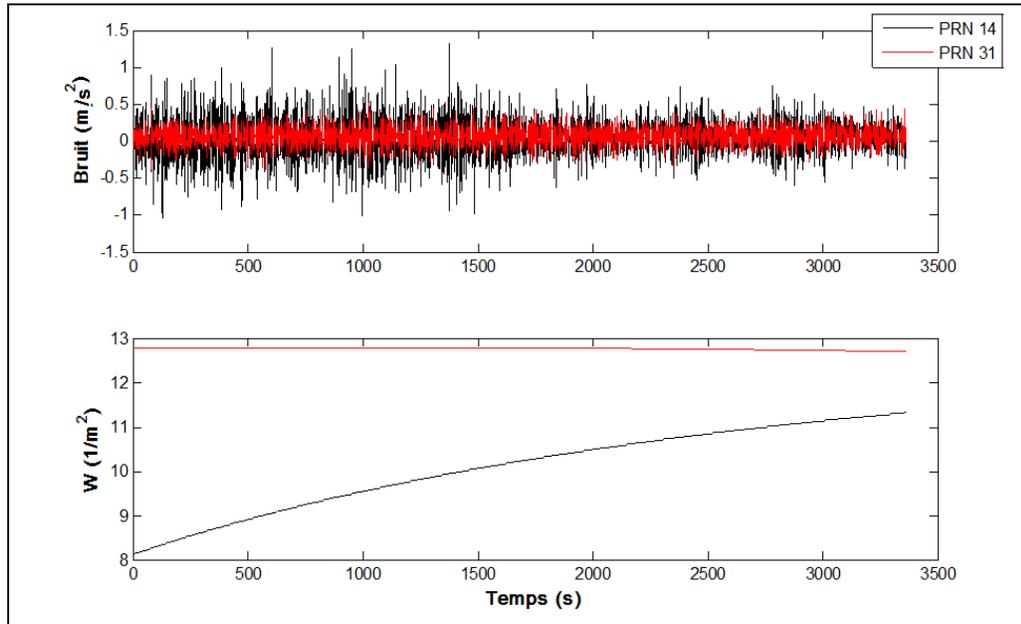
où:

- $W$  est la matrice de confiance (variance inverse),
- $\sigma_i^2$  est la somme des variances d'un satellite (Équation 5.18) ( $m^2$ ).

En reprenant les équations 5.20, 5.21, 5.22, le calcul de la variance qui a été implémenté dans le récepteur SBAS-GNSS est la suivante :

$$\sigma^2 = \sigma_{UDRE}^2 + F_{pp}^2 \cdot \sum_{n=1}^N W_n \cdot \sigma_{n,GIVE}^2 + \left( 0.12 \cdot \frac{1.001}{\sqrt{0.002001 + \sin E}} \right)^2 (m^2) \quad (5.24)$$

Afin de valider l'équation 5.24, une comparaison du bruit des mesures de pseudo-distances versus la valeur des poids de confiance a été réalisée. Le bruit est représenté par la dérivée seconde des mesures de pseudo-distances (voir Annexe IV). La Figure 5.31 présente cette comparaison pour les PRN 14 et 31. On remarque que le bruit de mesure de pseudo-distance du PRN 31, en rouge, reste constant tout comme la variance inverse qui est associée à ce satellite. En ce qui a trait au PRN 14, on constate que le bruit de mesure varie inversement proportionnel à sa valeur de confiance ( $W$ ). Cela permet de valider que la variance inverse ( $W$ ) calculée à l'aide des équations 5.23 et 5.24 est bien liée à la qualité de mesure de pseudo-distance.



**Figure 5.31 Comparaison de la qualité de la mesure de pseudo-distance versus le poids de confiance.**

L'utilisation de la matrice de confiance intervient lors du calcul de la solution de navigation. Si l'on considère l'équation 4.17 du LMS présenté au chapitre 4, celle-ci devient :

$$\begin{bmatrix} \delta x_u \\ \delta y_u \\ \delta z_u \\ \delta b_u \end{bmatrix} = [H^T \cdot W \cdot H]^{-1} \cdot H^T \cdot W \cdot \delta p \quad (5.25)$$

Bref, l'intégrité des mesures transmise par SBAS permet de quantifier la qualité des mesures de pseudo-distance. Cette information peut être utilisée pour pondérer l'influence de chaque satellite sur la solution de navigation.

## 5.6 Mise en œuvre d'un algorithme de lissage à l'aide de la porteuse

Lors du chapitre 4, dans la section 4.7.1 sur les erreurs du récepteur, il a été constaté que l'erreur du récepteur DL-4plus de Novatel est considérablement moins bruitée. L'explication

était que cela était dû à un algorithme de lissage via la porteuse. L'implémentation d'une solution SBAS exige justement l'ajout de cet algorithme ayant comme objectif de réduire le bruit des mesures de pseudo-distances.

De fait, les mesures de pseudo-distances provenant des délais de code sont très bruitées. Le bruit est de l'ordre de 1 à 2 m, comme présenté lors de la section des erreurs du récepteur. Puisque les corrections SBAS sont du même ordre de grandeur que ce bruit, les corrections n'auraient pratiquement aucun impact si ce bruit n'était pas d'abord éliminé. Le MOPS propose un algorithme de lissage à l'aide de la porteuse. Cet algorithme se base sur le fait que les mesures de phase sont beaucoup moins bruitées que celle du code. Il est connu dans la littérature sous le nom de Filtre de Hatch (Hatch, 1983). L'algorithme est le suivant (RTCA, 2001) :

$$P_{proj} = P_{n-1} + \frac{\lambda}{2\pi}(\varphi_n - \varphi_{n-1}) \text{ (m)} \quad (5.26)$$

$$P_n = \alpha\rho_n + (1 - \alpha)P_{proj} \text{ (m)} \quad (5.27)$$

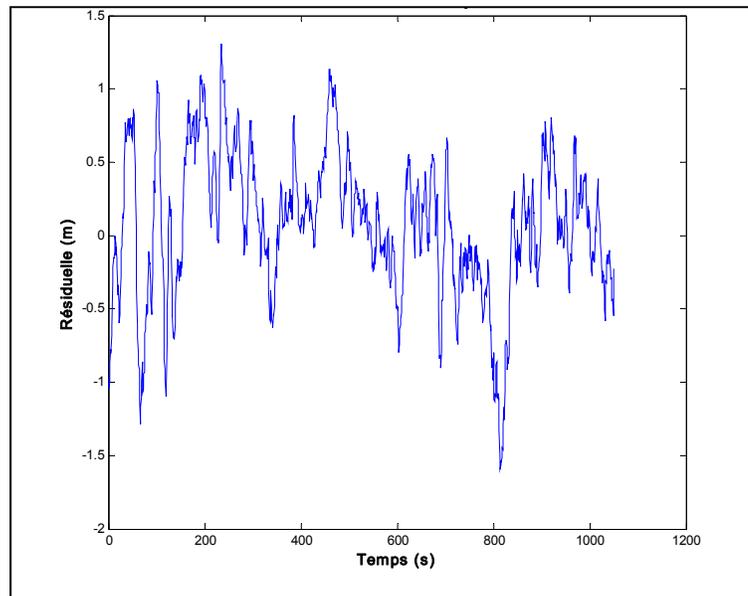
où:

- $P_{proj}$  est la mesure de pseudo-distance lissée projetée (m),
- $P_n$  est la mesure de pseudo-distance lissée au moment n (m),
- $\rho_n$  est la mesure de pseudo-distance (m),
- $\varphi_n$  est la mesure de phase au moment n (radian),
- $\alpha$  est le poids de lissage  $\alpha \in [0,1]$ ,
- $\lambda$  est la longueur d'onde de la porteuse (m) (19 cm pour GPS L1 C/A).

À l'initialisation, on fixe  $P_n = \rho_n$ ,  $P_{proj} = 0$  et  $\alpha = 1$ . À chaque itération, on calcule  $P_n$  et  $P_{proj}$  selon les équations 5.26 et 5.27, et on diminue l'influence de la mesure du code tranquillement en réduisant le facteur  $\alpha$ . La norme est de faire passer le facteur  $\alpha$  de 1 à 0 en

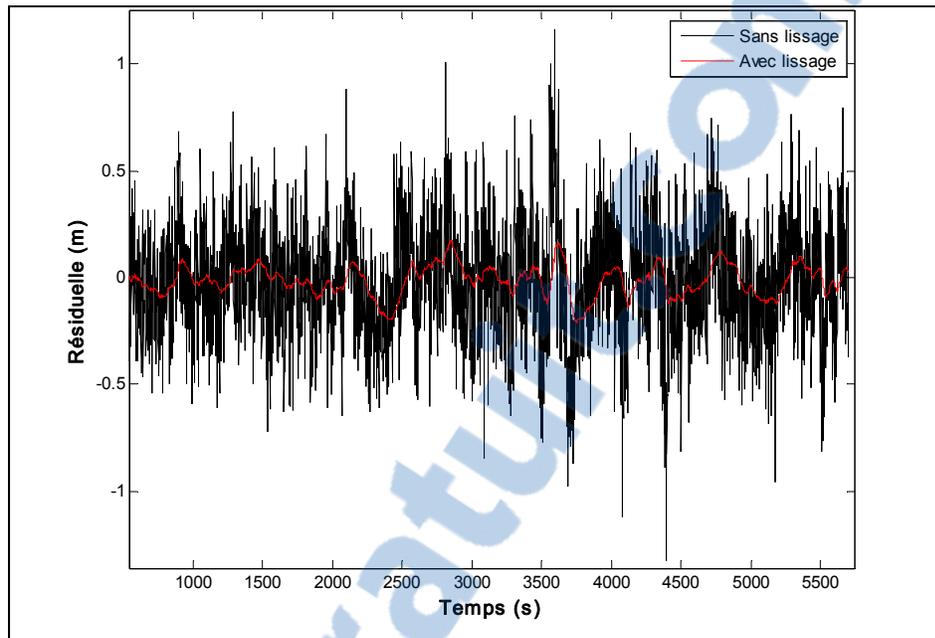
100 secondes. Ainsi, on transfère l'évolution de la pseudo-distance mesurée avec l'observation du code par celle de la porteuse.

La validation de l'implémentation de l'algorithme de lissage à l'aide de la porteuse a été effectuée en comparant la mesure de pseudo-distance lissée versus celle sans lissage. Comme le récepteur SBAS-GNSS permet d'enregistrer tous les paramètres que l'on souhaite, cette comparaison a été effectuée avec les mesures de pseudo-distance calculée en temps-réel. La Figure 5.32 présente la différence entre ces deux mesures. On remarque que l'erreur est inférieure à 2 m et qu'elle est centrée à 0. La variance de la différence entre les mesures lissées et celles non-lissées durant ce test de 18 minutes était de  $0,25 \text{ m}^2$ .



**Figure 5.32 Différence de la mesure de pseudo-distance avec et sans lissage du PRN 5 le 7 mars 2010.**

Afin de mieux visualiser l'impact du lissage, la Figure 5.33 présente la simple différence en « zéro baseline » du PRN 21. Le résultat obtenu pour la simple différence sans lissage est sensiblement la même que celui présenté au chapitre 4 dans la section des erreurs du récepteur. Le résultat obtenu avec le lissage est beaucoup moins bruité tel qu'attendu.



**Figure 5.33 Simple Différence en « Zéro Baseline » avec lissage sur 100 s de la pseudo-distance du PRN 21 le 7 mars 2010.**

Bref, l'implémentation d'un algorithme de lissage par la porteuse a été implémentée dans le récepteur SBAS-GNSS. Celle-ci permet d'éliminer une grande partie du bruit liée aux bruits du récepteur provenant des observations du code. La comparaison de l'impact de lissage a été réalisée en comparant les mesures d'une même prise de mesure, ce qui aurait été impossible de réaliser avec le récepteur Novatel. Cette section termine le Chapitre 5.

### 5.7 Conclusion de la mise en œuvre d'une solution SBAS

En conclusion, ce chapitre a présenté la mise en œuvre d'une solution SBAS complète. Le fonctionnement et l'architecture des différents systèmes SBAS ont d'abord été présentés. Suite à cela, une présentation des différentes corrections, leur implémentation et leur validation ont été effectuées. Lors de ces sections, la preuve a été faite que les corrections lentes et les corrections rapides sont bien implémentées. Toutefois, la validation des corrections ionosphériques n'a pu être démontrée dans ce chapitre, mais le sera au Chapitre 6. Un autre élément qui a été présenté dans ce chapitre est l'intégrité des mesures résultant en

la matrice de confiance. Il a été montré que cette matrice peut être utilisée afin de pondérer la solution de navigation en fonction de la qualité des mesures des pseudo-distances. Finalement, un algorithme de lissage par la porteuse a été réalisé afin de réduire le bruit des mesures des pseudo-distances. La démonstration de son impact a été mise en évidence en comparant la simple différence avec lissage et sans lissage.

L'implémentation de la solution SBAS a été effectuée en considérant les besoins actuels du GPS. En effet, la SA n'est plus effective de nos jours et plusieurs paramètres de SBAS ont été ajustés en fonction de cette dégradation intentionnelle des signaux. Pour cette raison, certains ajustements ont été réalisés en fonction des propositions d'Euiho, Walter et Powell (2006):

- Non-utilisation du RRC,
- Modification de la table UDREI,
- Modification de la table GIVE.

Ce chapitre n'a cependant pas présenté l'impact des corrections SBAS sur la solution de navigation. Afin de bien détailler l'impact de chacune des corrections SBAS, cette discussion a été reportée au prochain et dernier chapitre. Toutefois, le Chapitre 6 débute avec un retour sur les canaux génériques BPSK implémentés lors de ces travaux.

## CHAPITRE 6

### ANALYSE DES RÉSULTATS DU RÉCEPTEUR SBAS-GNSS

Ce chapitre présente l'analyse des résultats du récepteur SBAS-GNSS du GRN. Cette analyse est divisée en deux parties : le canal de démodulation BPSK et la solution SBAS.

La validation de l'implémentation des nouveaux canaux BPSK vise à démontrer que le récepteur SBAS-GNSS effectue bien la poursuite des signaux GPS L1 C/A, SBAS L1, GLONASS L1, GLONASS L2 et SBAS L5. En premier lieu, une comparaison entre les performances de ce nouveau canal et celles du canal des travaux antérieurs sera présentée pour valider que celles-ci ne se soient pas détériorées. En deuxième lieu, une analyse des nouveaux signaux sera effectuée.

L'analyse de la solution SBAS est effectuée en présentant l'impact individuel de chacune des corrections : correction lente, correction rapide et correction ionosphérique. Puis, une présentation des corrections combinées est présentée. Suite à quoi, la solution SBAS optimale implémentée dans le récepteur du GRN est analysée. Une présentation des performances du récepteur dans un environnement sans erreur est présentée par la suite pour montrer les limites actuelles du récepteur SBAS-GNSS. Finalement, cette partie se termine avec une analyse de l'impact des corrections SBAS dans un test en dynamique.

Mais tout d'abord, ce chapitre débute avec la présentation du montage des antennes ainsi qu'une analyse des performances du récepteur Novatel DL-4plus. Ces performances serviront de références tout au long de ce chapitre.

## 6.1 Présentation du montage des antennes

Le montage principal des antennes a été présenté au Chapitre 3 à la Figure 3.3. L'antenne utilisée pour ce montage est la GPS-704X de Novatel (Novatel, 2006b). Toutefois, trois autres antennes sont aussi disponibles: deux antennes AT575-75 de PPM (PPM, 2004) et une GPS-702 de Novatel (Novatel, 2008; PPM, 2004). Le Tableau 6.1 présente les bandes de fréquence et l'emplacement des quatre antennes GNSS disponibles à l'ÉTS.

Tableau 6.1 Types et emplacements des antennes GNSS sur le toit de l'ÉTS

	<b>Antenne</b>	<b>Bandes</b>	<b>Latitude</b>	<b>Longitude</b>
<b>Antenne 1</b>	AT575-75	GPS L1 SBAS L1, E1	45,49407°	-73,56271°
<b>Antenne 2</b>	GPS-704X	GPS L1-L2-L5 Galileo E1-E5a-E5b-E6 GLONASS L1-L2	45,49410°	-73,56271°
<b>Antenne 3</b>	AT575-75	GPS L1 SBAS L1, E1	45,49407°	-73,56273°
<b>Antenne 4</b>	GPS-702	GPS L1-L2	45,49408°	-73,56274°

L'emplacement des antennes a été calculé en prenant la moyenne d'une série de tests de longues durées effectuée avec le récepteur DL-4plus de Novatel. Les Figure 6.1 et Figure 6.2 présentent le montage des antennes et une vue satellitaire de l'emplacement de celles-ci.

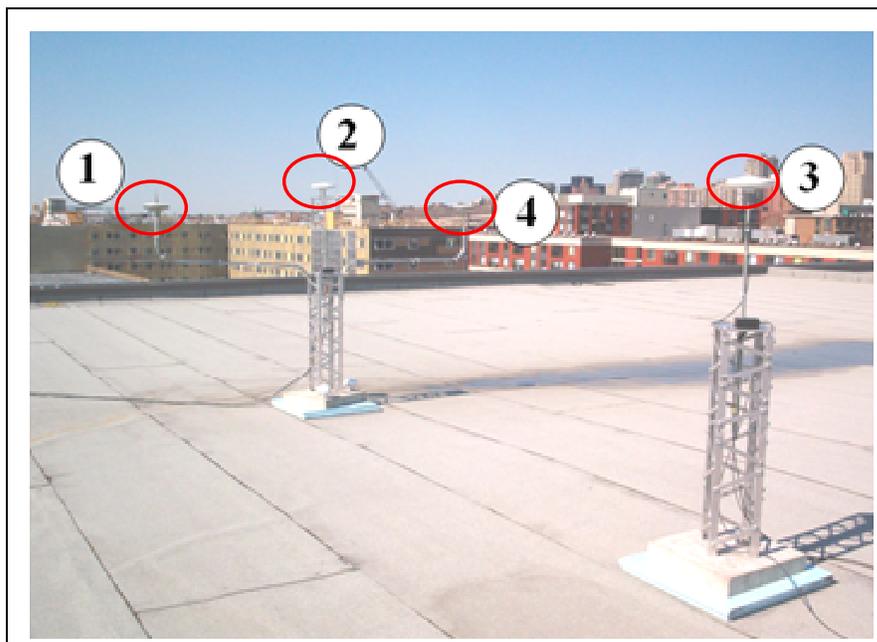


Figure 6.1 Montage des antennes GNSS sur le toit de l'ÉTS.

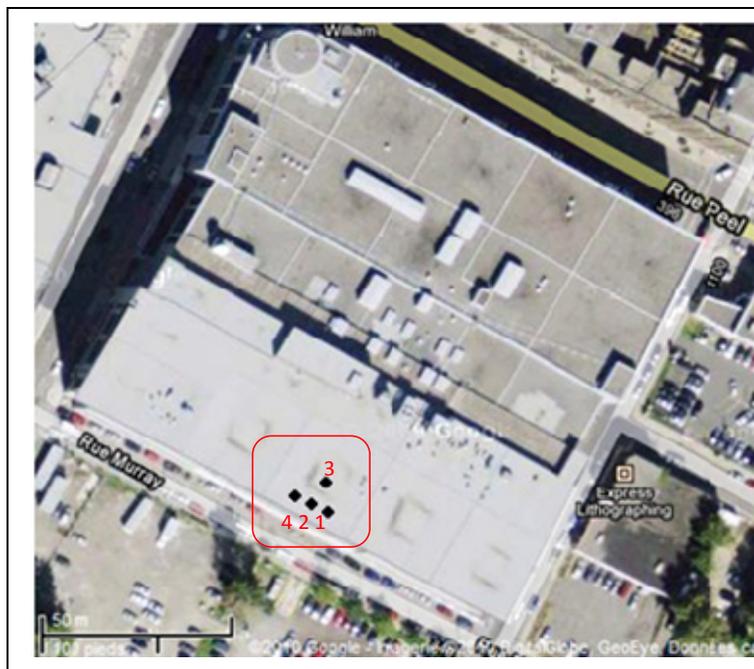


Figure 6.2 Vue satellitaire de l'emplacement des antennes GNSS sur le toit de l'ÉTS.  
Tirée de Google Maps (Google, 2010)

## 6.2 Présentation des performances du récepteur DL-4plus de Novatel

Le récepteur DL-4plus de Novatel est un récepteur à grande précision avec une fonctionnalité de sauvegarde des données. Le DL-4plus utilise les corrections SBAS et le signal L2 P(Y) en « *semi-codeless* » (Kaplan et Hegarty, 2005), un signal militaire, pour avoir une plus grande précision. Les performances décrites par Novatel pour ce récepteur sont présentées au Tableau 6.2 (Novatel, 2006a).

Tableau 6.2 Performances du récepteur DL-4plus tirées des spécifications de Novatel

	<b>Caractéristiques</b>	<b>Valeurs</b>
<b>Précision de la solution de navigation</b>	L1 uniquement	1,8 m CEP
	L1/L2	1,5 m CEP
	L1 et WAAS	1,2 m CEP
	L1/L2 et WAAS	0,8 m CEP
<b>Temps de démarrage</b>	Démarrage à froid	50 s
	Démarrage tiède	40 s
	Démarrage à chaud	30 s

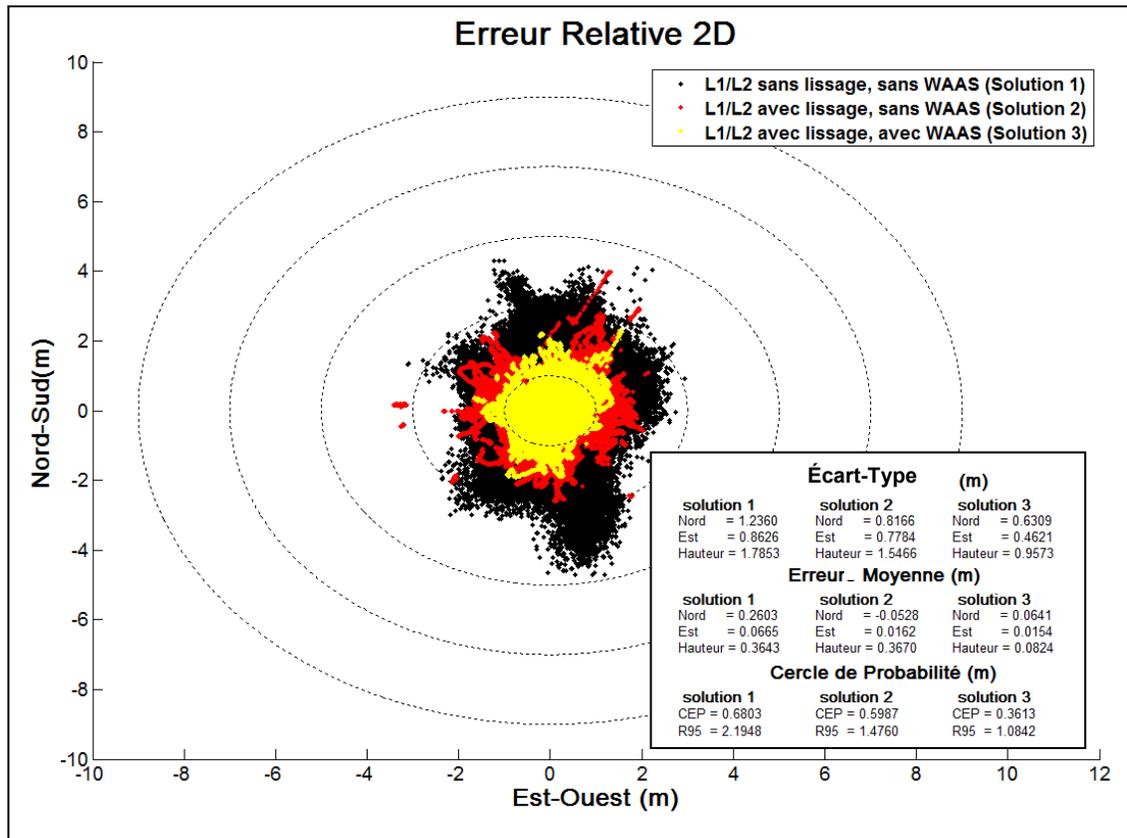
Toutefois, les performances réelles sont bien supérieures à celles présentées pour une grande majorité des cas. Pour cette raison, trois tests de référence ont été effectués (Les configurations du récepteur DL-4plus pour ces trois tests sont présentées à l'Annexe V) :

- 1) L1/L2 sans lissage de la porteuse,
- 2) L1/L2 avec lissage de la porteuse,
- 3) L1/L2 avec lissage de la porteuse et corrections SBAS.

Les tests ont été effectués avec l'antenne numéro 2 (GPS-704X) durant la semaine du 15 mars 2009. Ces prises de mesures ont été réalisées sur trois jours d'une durée d'environ 24 heures chacun. Les résultats des tests sont présentés à la Figure 6.3. La solution sans lissage et sans les corrections SBAS est représentée en noir. On constate que cette solution a un écart-type de 1,2 m sur l'axe Nord-Sud, de 0,9 m sur l'axe Est-Ouest et de 1,8 m sur la

hauteur. Les cercles de probabilité CEP et R95 sont respectivement de 0,7 m et de 2,2 m. La solution avec lissage et sans SBAS est représentée en rouge. Cette solution a un écart-type de 0,8 m sur l'axe Nord-Sud, de 0,8 m sur l'axe Est-Ouest et de 1,5 m sur la hauteur. Les cercles de probabilité CEP et R95 sont respectivement de 0,6 m et de 1,5 m. La solution avec lissage et avec SBAS est représentée en jaune. Cette solution a un écart-type de 0,6 m sur l'axe Nord-Sud, de 0,5 m sur l'axe Est-Ouest et de 0,9 m sur la hauteur. Les cercles de probabilité CEP et R95 sont respectivement de 0,4 m et de 1,1 m. L'influence du lissage et de SBAS est très évidente si l'on observe les valeurs des cercles de probabilité de la solution 1 versus celles de la solution 3. En effet, une amélioration de près de 50 % de ces valeurs peut y être observée.

De plus, une amélioration de l'erreur moyenne peut aussi être observée sur la solution 3. Toutefois, comme la référence des antennes est une moyenne de la position calculée par le récepteur Novatel, il faut considérer ces résultats avec une certaine réserve. Néanmoins, il est intéressant de noter que l'amélioration est principalement marquée pour la hauteur avec un ajustement de 35 cm. Cela concorde très bien avec le système SBAS, qui vise principalement à améliorer l'estimation de la hauteur, très importante pour l'aviation.



**Figure 6.3 Performance du récepteur DL-4plus avec L1/L2, avec/sans lissage et avec/sans SBAS.**

Bref, ces résultats permettent d'estimer l'influence qu'aura l'ajout d'un algorithme de lissage par la porteuse et l'ajout d'une solution SBAS. Avant de valider l'implémentation de ces deux solutions, une analyse du nouveau canal BPSK est d'abord effectuée.

### 6.3 Analyse des résultats du nouveau canal BPSK

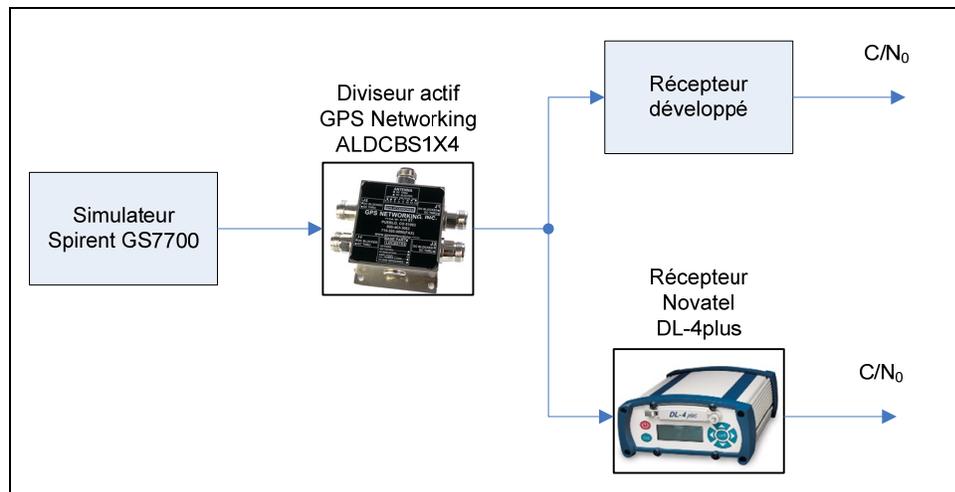
#### 6.3.1 Analyse des performances du nouveau canal BPSK en mode GPS L1 C/A

Les travaux de M. Sauriol avaient démontré le bon fonctionnement du récepteur en temps réel (Sauriol, 2008). Une analyse du mécanisme de mesure du SNR, du temps de démarrage et de la précision de la solution de navigation y avait été présentée. Afin de valider que les

performances soient restées les mêmes, cette section reprend une partie de la batterie de tests développés et y compare les deux implémentations.

### 6.3.2 Vérification du mécanisme de mesure du SNR

Ce test est basé sur un simulateur GS7700 de Spirent et sur le récepteur Novatel DL-4plus. Le signal du simulateur est transmis simultanément aux récepteurs SBAS-GNSS et Novatel. Pour ne pas biaiser les résultats, le même diviseur actif et les mêmes câbles coaxiaux ont été utilisés seulement lors des travaux antérieurs. La Figure 6.4 illustre le banc de test utilisé pour cette première prise de mesure.



**Figure 6.4 Montage pour l'étude du mécanisme de mesure du SNR.**  
Tirée de Sauriol (2008, p.209)

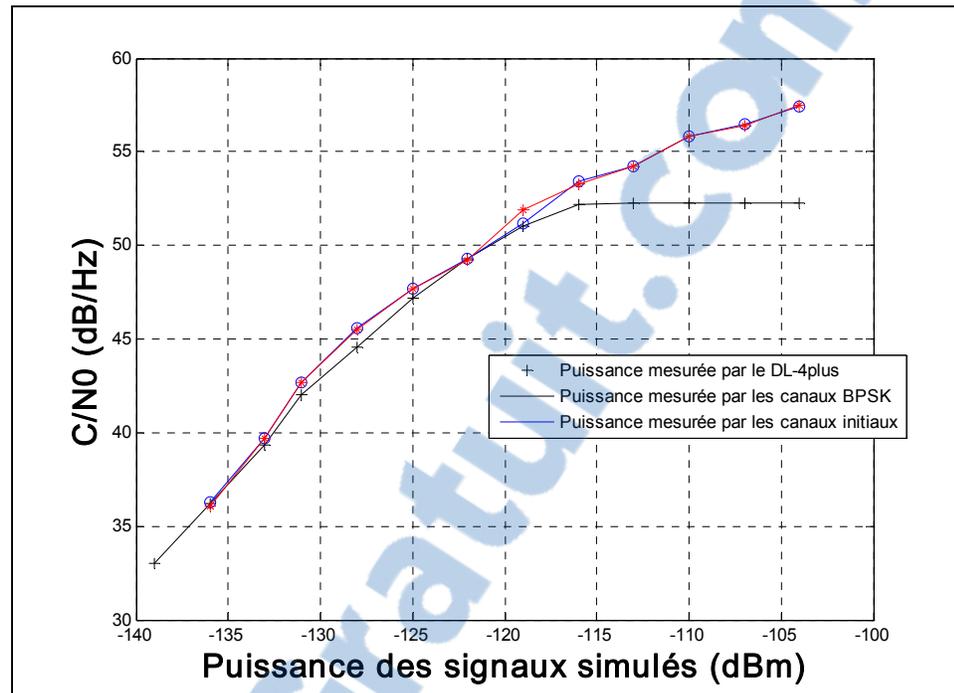
Pour la prise de mesure, un scénario en mode statique a été généré à partir du simulateur. La puissance des signaux GPS L1 C/A a été ajustée à -124 dBm. Une fois que tous les satellites visibles étaient poursuivis par les deux récepteurs, un satellite a été sélectionné. La puissance de ce satellite a été élevée de 20 dB et les valeurs de  $C/N_0$  retournées par les deux récepteurs ont été prises en note. Cette opération a été répétée en diminuant la puissance de 3 dB tant et

aussi longtemps que les deux récepteurs étaient verrouillés sur le satellite en question. Cette procédure a été réalisée cinq fois afin de s'assurer de la validité des résultats.

Les résultats moyennés des cinq tests sont présentés à la Figure 6.5 et au Tableau 6.3 sur trois colonnes : puissance mesurée via les canaux BPSK, puissance mesurée via le récepteur DL-4plus et puissance mesurée via les canaux originaux. Lorsque l'on compare les deux colonnes du récepteur SBAS-GNSS, on constate que la puissance mesurée est sensiblement la même. Un point important à mentionner est la saturation observée par le récepteur Novatel DL-4plus. Cette saturation avait été expliquée par le fait que le mécanisme de Novatel n'est pas linéaire (Sauriol, 2008).

Tableau 6.3 Comparaison de la puissance mesurée par les canaux BPSK du récepteur SBAS-GNSS et par le récepteur DL-4plus de Novatel

<b>Puissance du signal (dBm)</b>	<b>Puissance mesurée par les canaux BPSK du récepteur SBAS-GNSS (dB Hz)</b>	<b>Puissance mesurée par le récepteur DL-4plus (dB Hz)</b>	<b>Puissance mesurée par les canaux initiaux du récepteur SBAS-GNSS (dB Hz)</b>
-104	57,4	52,3	57,5
-107	56,5	52,3	56,4
-110	55,8	52,3	55,8
-113	54,2	52,3	54,2
-116	53,4	52,2	53,3
-119	51,2	51,0	51,9
-122	49,3	49,3	49,2
-125	47,7	47,2	47,7
-128	45,6	44,6	45,5
-131	42,7	42,0	42,7
-133	39,7	39,3	39,7
-136	36,3	36,2	36,1
-139	X	33,0	X



**Figure 6.5** Comparaison de la puissance mesurée par les canaux BPSK du récepteur SBAS-GNSS et par le récepteur DL-4plus de Novatel.

Bref, l'implémentation des nouveaux canaux BPSK n'a pas affectée le mécanisme de mesure du SNR. On constate que la puissance mesurée sur les deux types de canaux, BPSK et initiaux, sont sensiblement les mêmes. De plus, le récepteur Novatel demeure plus sensible d'au moins 3 dB concordant avec ce qui avait été présenté lors des travaux précédents (Sauriol, 2008).

### 6.3.3 Vérification du temps de démarrage en environnement réel

Le temps de démarrage correspond au temps requis pour obtenir une première position après que le récepteur ait été allumé. Le temps de démarrage des trois situations suivantes a été mesuré :

- Éphéméride valide, almanach valide et estimation de position (démarrage à chaud),
- Almanach valide et estimation de position (démarrage tiède),
- Aucune information valide (démarrage à froid).

L'évaluation du temps de démarrage du récepteur SBAS-GNSS a été effectuée en intégrant un compteur dans le récepteur. Ce compteur démarre au moment où le FPGA du récepteur a été programmé et s'arrête lorsque la solution de navigation est stable. Pour chacune des situations, cinq mesures ont été réalisées afin de s'assurer de la validité des résultats. Les mesures ont été réalisées en statique dans un environnement réel à l'ÉTS à partir du montage présenté précédemment (bonne visibilité du ciel sur le toit de l'ÉTS). Le Tableau 6.4 présente les résultats obtenus.

Tableau 6.4 Mesures du temps de démarrage du récepteur SBAS-GNSS avec les canaux BPSK

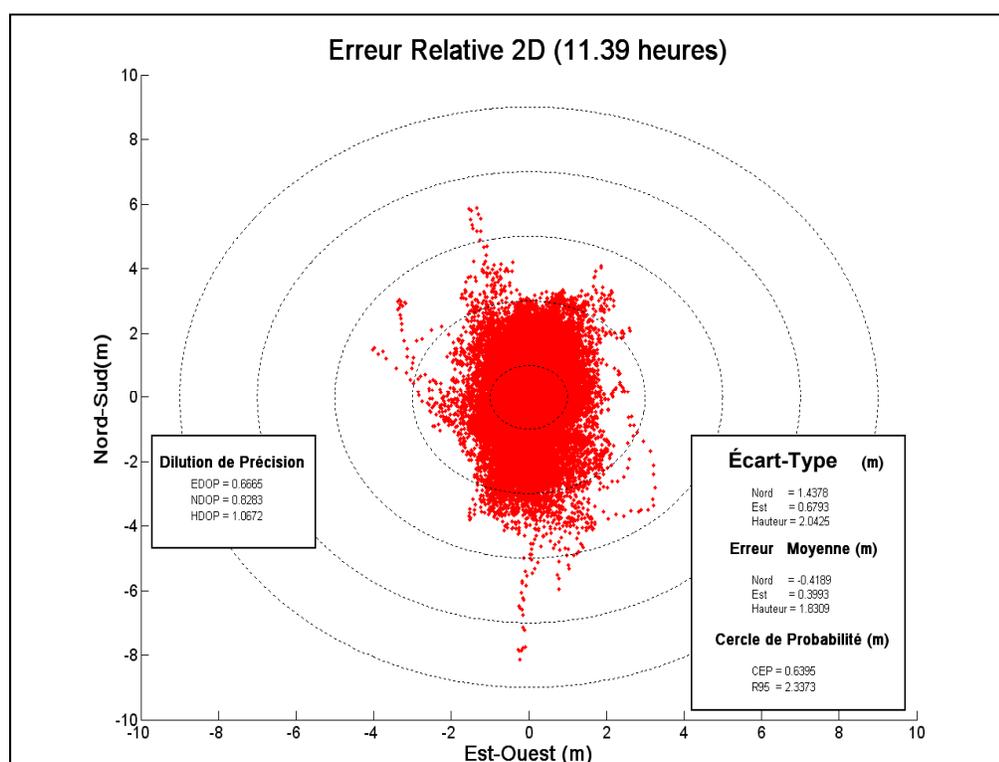
Prises de mesure	Temps de démarrage (s)		
	Chaud	Tiède	Froid
1	18,47	77,48	127,84
2	17,29	51,70	137,50
3	20,46	72,28	115,29
4	21,86	70,08	127,82
5	17,56	67,23	112,84
<b>Moyenne</b>	<b>19,12</b>	<b>67,75</b>	<b>124,25</b>

Le tableau ci-dessus permet de constater un temps de démarrage moyen de 19 secondes à chaud, de 68 secondes à tiède et de 124 secondes à froid. Ces valeurs sont légèrement supérieures à ce qui avait été présenté lors des travaux précédents. Le temps de démarrage était alors de 16 secondes à chaud, de 62 secondes à froid et 124 secondes à froid (Sauriol, 2008). Cette légère augmentation peut être expliquée, en partie, par le mécanisme de mesure utilisé lors des tests précédents. De plus, cette augmentation peut être expliquée par le fait que la gestion des canaux BPSK exige plus de traitement d'initialisation dont le transfert des codes mémoires.

#### 6.3.4 Vérification de la solution de navigation avec une position statique

Le dernier test de cette section vise à démontrer que la précision de la solution de navigation n'a pas été affectée par l'implémentation de ce nouveau canal. Pour ce faire, une prise de

mesure de 12 heures a été effectuée avec les canaux BPSK. La période de mise à jour de la solution de navigation a été réglée à 1s. La Figure 6.6 présente l'erreur relative en 2D lors de ce test. Ce test a été effectué le 16 mars 2010 de jour afin que le délai ionosphérique ait le plus gros impact. En analysant cette figure, on constate que les facteurs géométriques moyens étaient de 0,67 sur l'axe Est-Ouest et de 0,83 sur l'axe Nord-Sud. Ces valeurs expliquent en partie la distribution allongée sur l'axe Nord-Sud de l'erreur relative.



**Figure 6.6 Distribution horizontale de la solution de navigation avec les canaux BPSK générique (sans corrections SBAS).**

Afin de valider que les canaux BPSK n'aient pas dégradé les performances du récepteur SBAS-GNSS, le Tableau 6.5 fait un rappel des performances présentées lors des travaux de M. Sauriol. L'erreur moyenne qui y est présentée est calculée par rapport à la position moyenne calculée par le récepteur DL-4plus de Novatel.

Tableau 6.5 Comparaison des erreurs de positionnement moyennes et écart-type lors des tests statiques

	$\Delta H$ N-S (m)	$\Delta H$ E-O (m)	$\Delta V$ (m)
<b>Résultats présentés par M. Bruno Sauriol</b>			
$\mu$	-0,035	0,404	1,226
$\sigma$	2,520	2,152	4,458
<b>Résultats avec canaux BPSK</b>			
$\mu$	-0,4189	0,3993	1,8309
$\sigma$	1,4378	0,6793	2,0425

On remarque une légère différence au niveau de l'erreur moyenne, toutefois la référence utilisée influence grandement ces résultats. Dans le cas de M. Sauriol, la prise de mesure avait été réalisée simultanément avec les deux récepteurs comparativement à une référence moyennée de plusieurs tests pour le test actuel. L'erreur moyenne est présentée ici qu'à titre indicatif et non pour quantifier les performances actuelles du récepteur. Cependant, il est intéressant de constater que la solution du récepteur avec les canaux BPSK est plus précise (moins dispersée). Cela peut être expliqué par le fait que les résultats présentés lors des travaux de M. Sauriol contenaient quelques résultats aberrants. Il y avait été expliqué que ceux-ci pouvaient être occasionnés par une mauvaise implémentation du filtre de Kalman. Toutefois, ces observations aberrantes étaient plutôt dues à la période de mise à jour du filtre de Kalman qui était fixé à trois secondes, ce qui semble être trop lent pour l'implémentation actuelle du filtre de Kalman. De plus, une petite erreur dans le décodage des messages faisait en sorte que certains satellites n'étaient pas utilisés dans la solution de navigation. Ce problème a été réglé dans cette version BPSK des canaux.

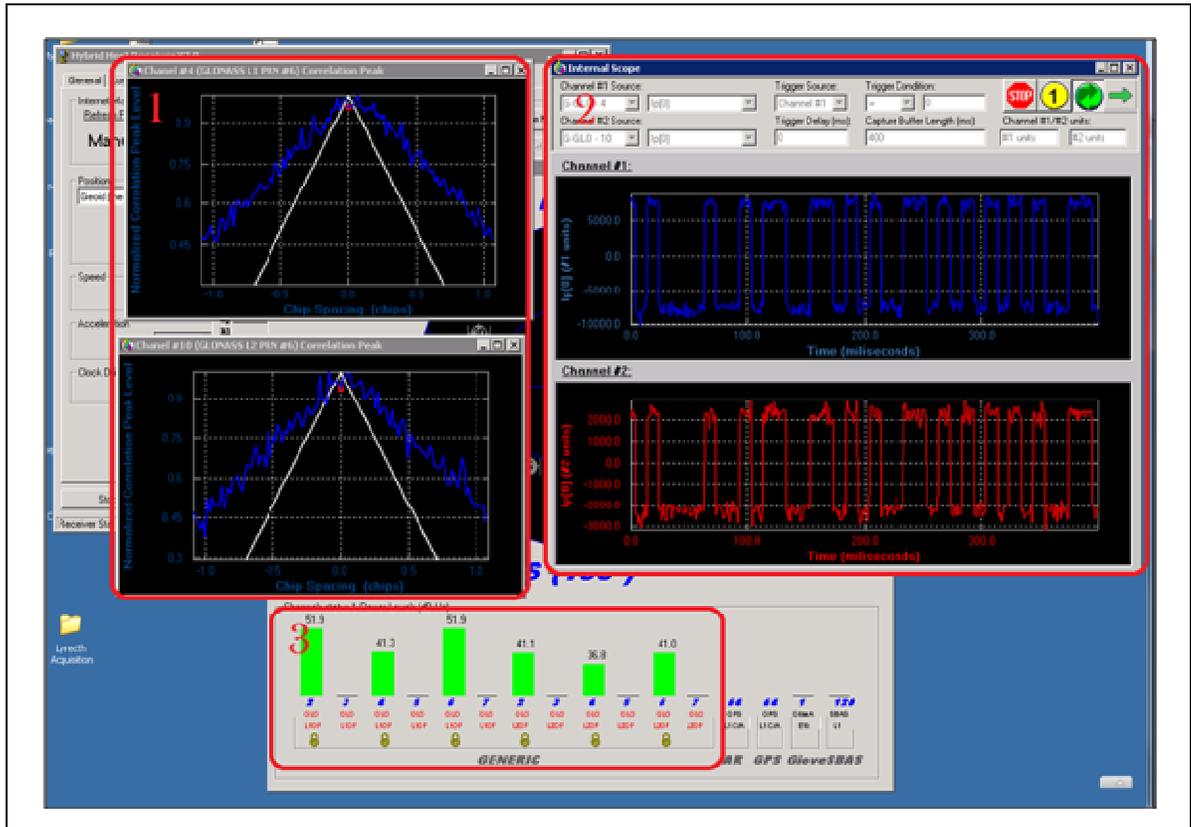
Bref, ces résultats montrent que les canaux BPSK n'ont pas dégradé la solution de navigation. De plus, certaines améliorations ont été apportées sur la robustesse du récepteur. Les quatre prochaines sections présentent une brève analyse du canal BPSK dans les autres modes actuellement disponibles : GLONASS L1, GLONASS L2, GPS L2C, SBAS L1 et WAAS L5. L'objectif de ces sections est de démontrer que le récepteur SBAS-GNSS est en

mesure de faire la poursuite de signaux GNSS sur les trois bandes de fréquence ainsi que des différentes constellations GNSS.

### **6.3.5 Analyse des performances du canal BPSK en mode GLONASS L1-L2.**

L'analyse des performances du canal BPSK en mode GLONASS L1-L2 vise à démontrer la flexibilité du récepteur SBAS-GNSS.

Pour la prise de mesure, le récepteur SBAS-GNSS a été configuré pour la réception de six signaux GLONASS L1 et de six signaux GLONASS L2. Lors de ce test, les PRN 2, 4 et 6 sur L1 et sur L2 étaient poursuivis par le récepteur. La section 3 de la Figure 6.7 permet de visualiser la puissance de ces signaux en poursuite. Cette Figure permet également d'observer le pic de corrélation du PRN 6 sur L1 et L2 ainsi que l'information démodulée via les encadrés 1 et 2 respectivement.



**Figure 6.7 Interface utilisée du récepteur SBAS-GNSS en mode GLONASS L1-L2.**

L'encadré 2 de la figure ci-dessus permet de constater que les satellites GLONASS transmettent simultanément le même message sur L1 et sur L2 pour cette période de temps. Malheureusement, le processus de décodage des messages GLONASS n'a pas été effectué lors de ce travail. De ce fait, l'impact de l'ajout de la constellation GLONASS sur la solution de navigation ne peut être analysé.

### 6.3.6 Analyse des performances du canal BPSK en mode GPS L2C

Le signal GPS L2C était un autre des signaux ciblé par ce mémoire. Toutefois, certaines difficultés sont survenues pour la poursuite du signal. Le canal BPSK en mode GPS L2C n'est pas en mesure d'effectuer la poursuite de ces signaux de manière stable. Cette difficulté peut être, en partie, expliquée par le fait que le canal BPSK n'a pas été adapté pour avoir

deux codes d'étalement multiplexé dans le temps, ce qui cause une perte de 3 dB de sensibilité (1 bribe sur 2 est correctement corrélée).

Tout de même, il a été possible de poursuivre le signal GPS L2C à l'occasion comme le montre la Figure 6.8. En regardant l'encadré de cette figure, on constate que les canaux #11 et #12 sont configurés pour la poursuite de signaux GPS L2C des PRN 31 et PRN 12. De plus, la fenêtre de l'oscilloscope interne du récepteur permet de visualiser le pic de corrélation calculé en temps réel dans le récepteur.

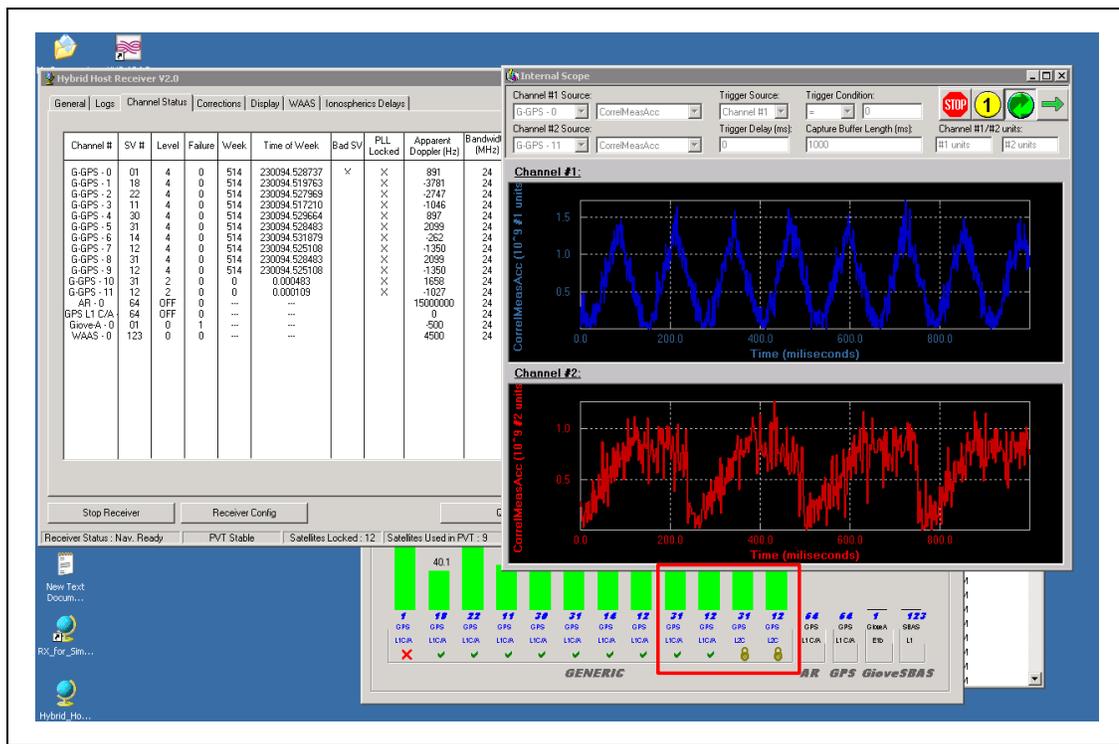


Figure 6.8 Interface usagée du récepteur SBAS-GNSS en mode GPS L1-L2C.

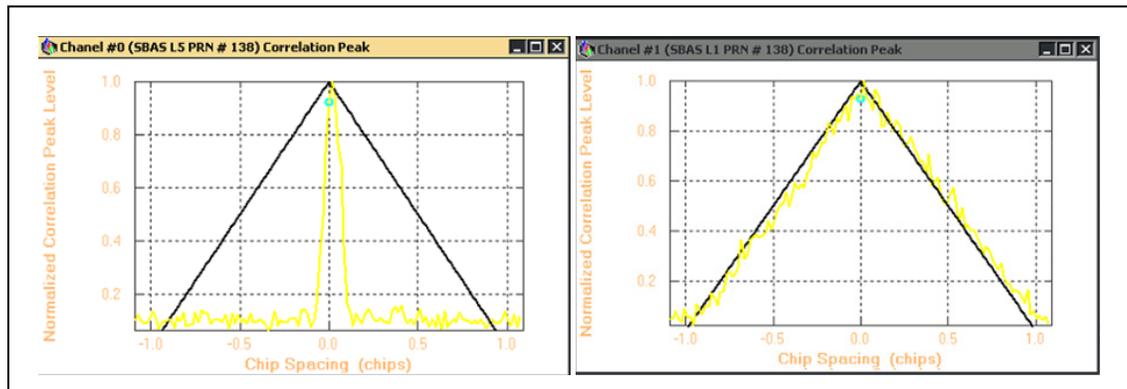
Il a été possible de poursuivre les signaux GPS L2C sans implémenter le multiplexage de code d'étalement en utilisant le plus court des deux codes sur une période d'intégration deux fois plus longue. Par contre, cette méthode réduit de moitié la puissance de corrélation. D'où les problèmes de stabilité qui sont survenus lors des tests effectués pour la poursuite de ce

signal. Le lecteur est invité à lire le document officiel du signal GPS L2C pour plus d'informations à son sujet (ARINC, 2006a).

### 6.3.7 Analyse des performances du canal BPSK en mode WAAS L5

L'analyse des performances du canal BPSK en mode WAAS L5 vise, encore une fois, à démontrer la flexibilité du récepteur SBAS-GNSS. Par la même occasion, une analyse de la qualité des observations SBAS reçues par le récepteur sera effectuée.

La Figure 6.9 présente le pic de corrélation du PRN 138 calculé en temps réel par le récepteur SBAS-GNSS. Le pic de gauche est celui sur L5 et le pic de droite est celui sur L1 en provenance du même satellite. On constate que le pic de corrélation sur L5 est dix fois plus étroit puisque son code d'étalement est 10 fois plus élevé. Le pic de corrélation observé sur L5 permet de valider que le canal générique BPSK est en mesure de poursuivre un code d'étalement 10 fois plus rapide que celui du GPS L1 C/A.



**Figure 6.9 Pic de corrélation en temps réel du PRN 138 de la constellation WAAS sur L5 et L1.**

À ce jour, le signal WAAS L5 ne transmet aucune donnée. Il n'a donc pu être utilisé pour la solution de navigation. Toutefois, le dernier signal considéré dans ce mémoire, SBAS L1,

permet de réduire certaines erreurs comme il l'a été présenté au Chapitre 5. Les prochaines sections présentent une analyse de l'implémentation de la solution SBAS L1.

## **6.4 Analyse des performances du canal BPSK en mode SBAS L1**

L'analyse des tests du canal BPSK en mode SBAS L1 a pour objectif d'en quantifier les performances. Le temps d'acquisition du premier message valide, le pourcentage de messages valides reçus, le temps d'acquisition des corrections ionosphériques et le temps du démarrage à froid avec SBAS sont les quatre paramètres analysés dans cette section. Cette analyse sera suivie par les performances de différentes corrections SBAS sur la solution de navigation.

### **6.4.1 Temps d'acquisition du premier message valide**

Le temps d'acquisition du premier message valide est un paramètre déterminant pour l'implémentation d'une solution SBAS. L'acquisition du premier message valide correspond au moment où un premier message SBAS L1 est décodé par le récepteur. L'implémentation de la recherche d'un patron de synchronisation présentée au Chapitre 5 vise à accélérer ce processus.

Le temps d'acquisition a été calculé en intégrant un compteur de millisecondes mesurant le temps entre le démarrage du récepteur et la réception du premier message SBAS valide. Le Tableau 6.6 présente les temps d'acquisition du premier message SBAS du PRN 138 pour cinq tests. On constate un temps d'acquisition moyen de 23,86 s pour le décodage du premier message SBAS. Ce temps d'acquisition est très bien puisqu'il comprend l'initialisation du canal BPSK et le temps d'acquisition du signal SBAS L1. Si l'on considère qu'il n'y a pas de Doppler et que la recherche se fait uniquement sur le délai de bribe, une moyenne de 6 s est requise pour l'acquisition du signal SBAS L1. Si l'on considère que le canal prend 2 à 3 s pour s'initialiser, le premier message SBAS L1 est décodé en 15 s ( $24 \text{ s} - 6 \text{ s} - 3 \text{ s} = 15 \text{ s}$ ).

Tableau 6.6 Mesures du temps d'acquisition du premier message SBAS

<b>Prises de mesure</b>	<b>Temps d'acquisition du premier message SBAS (s)</b>
1	20,50
2	15,65
3	22,81
4	27,04
5	33,34
<b>Moyenne</b>	<b>23,86</b>

Bref, considérant qu'un message SBAS L1 a une période d'une seconde, le récepteur manque en moyenne la réception de 15 messages après son démarrage.

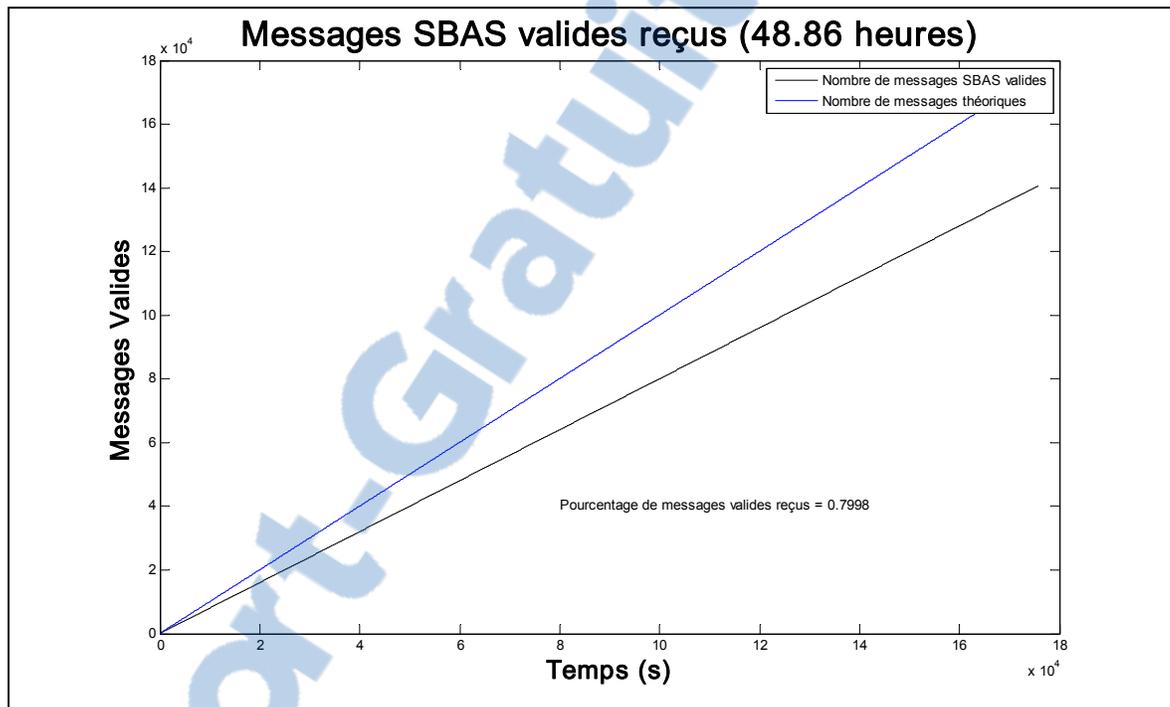
#### **6.4.2 Pourcentage de messages valides reçus**

L'analyse du pourcentage de messages valides reçus permet de valider la continuité du processus de décodage des messages SBAS. Un message SBAS est considéré valide lorsque la parité du message est validée. Cette validation survient après le décodage de Viterbi.

Ce test a été réalisé en calculant le nombre de messages provenant du satellite SBAS 138 sur 48 heures. La Figure 6.10 présente la courbe de la valeur théorique du nombre de messages reçus ainsi que la courbe réelle. On constate un pourcentage de réception d'environ 80 %. Bien que cette valeur soit faible, cela ne devrait pas perturber les performances de la solution SBAS pour les tests. En effet, les messages erronés sont constants dans le temps, c'est-à-dire que la distribution des messages erronés est distribuée dans le temps. Néanmoins, cette performance devra être optimisée puisque les performances de réception devraient être largement supérieures.

Cette mauvaise performance pourrait être expliquée par une mauvaise synchronisation au message. En effet, l'algorithme de décodage considère que la réception des messages est constante dans le temps, c'est-à-dire que nous recevons les messages à chaque seconde.

Comme la synchronisation au patron de synchronisation ne s'effectue qu'une seule fois, cela pourrait créer un décalage dans la synchronisation. De plus, il se peut que le mécanisme aléatoire de sélection des symboles, présenté au Chapitre 5, crée cette mauvaise performance de réception. Si le symbole sélectionné (1 sur 2) est celui qui est à cheval sur deux intégrations, alors la qualité de ce symbole en est beaucoup affectée.



**Figure 6.10 Pourcentage de messages SBAS valides provenant du PRN 138.**

#### 6.4.3 Temps d'acquisition des corrections lentes et des corrections ionosphériques

Un autre paramètre intéressant à analyser est le temps d'acquisition complet des corrections lentes et des corrections ionosphériques. Ces temps d'acquisition dictent le moment où les premières corrections SBAS pourront être appliquées.

D'après les taux de réception des messages présentés au Chapitre 5, il y a un message de corrections lentes (type 25) transmis toutes les 10 s environ. Selon cette valeur, il faudrait

160 s pour la réception de toutes les corrections lentes si l'on estime qu'il y a 16 satellites surveillés par SBAS. L'évaluation du temps d'acquisition des corrections lentes a été calculée à partir de 5 prises de mesures. Le temps mesuré correspond à la différence entre le moment de démarrage du récepteur et la réception de toutes les corrections lentes. La première colonne du Tableau 6.7 présente les résultats obtenus. On constate une acquisition moyenne des corrections lentes de 218 s. Si l'on considère les 23 s requises pour la réception du premier message SBAS, la réception des corrections lentes est 35 secondes plus longues que les attentes de 183 s (160 s + 23 s). Cela peut être expliqué par le pourcentage de message valide reçu qui est de 80%.

Le temps d'acquisition des corrections ionosphériques peut être mesuré selon un démarrage à chaud ou à froid. Il a été présenté au Chapitre 5 qu'il existe deux types de message pour ces corrections : Masque de la grille ionosphérique (Type 18) et Corrections ionosphériques (Type 26). Puisque les informations de la grille ionosphérique ne changent que très rarement, il est possible de réutiliser cette information lors d'un nouveau démarrage du récepteur. Cette réutilisation est vue comme étant le démarrage à chaud. Ceci peut être très avantageux puisque les messages de type 18, le masque ionosphérique, n'est transmis qu'à toutes les 40 s environ et qu'il en faut cinq pour avoir la grille complète (couverture nord américaine). De plus, il faut environ 20 messages de type 26, les corrections ionosphériques, pour avoir les corrections associées à la grille. Ces messages sont transmis plus rapidement, soit à toutes les 10 s environ. Cela étant, il faut environ 220 s pour la réception complète des corrections ionosphériques à froid, si l'on considère le temps de réception du premier message. L'évaluation des temps d'acquisition des corrections ionosphériques a été calculée à partir de 5 prises de mesures et sont présentés au Tableau 6.7. On constate un temps d'acquisition moyen de 324 s pour le démarrage à froid et de 234 s pour le démarrage à chaud.

Tableau 6.7 Temps d'acquisition des corrections SBAS

Prises de mesure	Temps d'acquisition des corrections lentes (s)	Temps d'acquisition des corrections ionosphériques à froid (s)	Temps d'acquisition des corrections ionosphériques à chaud (s)
1	217	331	226
2	232	317	245
3	215	297	221
4	222	345	217
5	205	332	262
<b>Moyenne</b>	<b>218</b>	<b>324</b>	<b>234</b>

Bref, comme les corrections ionosphériques sont les plus longues à obtenir, il est possible d'avoir une solution SBAS complète après 324 s en moyenne. Toutefois, il est possible d'utiliser les corrections au fur et à mesure qu'elles sont reçues, ce qui permet d'améliorer les performances plus rapidement. Cette fonction demeure toutefois à implémentée et à évaluer.

#### 6.4.4 Amélioration du nombre de satellites lors du démarrage

Le temps de démarrage est un paramètre très important pour un récepteur GNSS. Plusieurs algorithmes ont été créés afin de l'optimiser. L'un des plus populaires et performants est l'acquisition dans le domaine fréquentiel. Toutefois, cet algorithme est très gourmand en termes de ressources. Alors, il peut s'avérer intéressant d'utiliser les informations reçues par le système SBAS pour accélérer ce processus d'acquisition.

Comme SBAS transmet de l'information sur les satellites visibles, depuis l'Amérique du Nord pour ces tests, celle-ci peut être réutilisée lors de l'acquisition des satellites GPS. L'UDRE transmis par les messages 2 à 6 a été utilisé pour sélectionner les satellites à acquérir. Bien que ce mécanisme n'ait pas réellement accéléré le temps de démarrage à froid, il est intéressant de constater qu'il a augmenté le nombre de satellites utilisés lors de la première solution de navigation. Une série de cinq tests a été effectuée avec et sans ce mécanisme. Le Tableau 6.8 présente les résultats obtenus. On remarque qu'en moyenne 4,2

satellites étaient utilisés dans la solution lorsque le mécanisme n'était pas utilisé alors que 8,2 satellites étaient utilisés lorsque le mécanisme était en fonction.

Tableau 6.8 Comparaison du nombre de satellites au démarrage à froid du récepteur SBAS-GNSS

Prises de mesure	Nombre de satellites au démarrage à froid	Nombre de satellites au démarrage à froid avec informations SBAS
1	4	7
2	4	9
3	5	8
4	4	8
5	4	9
<b>Moyenne</b>	<b>4,2</b>	<b>8,2</b>

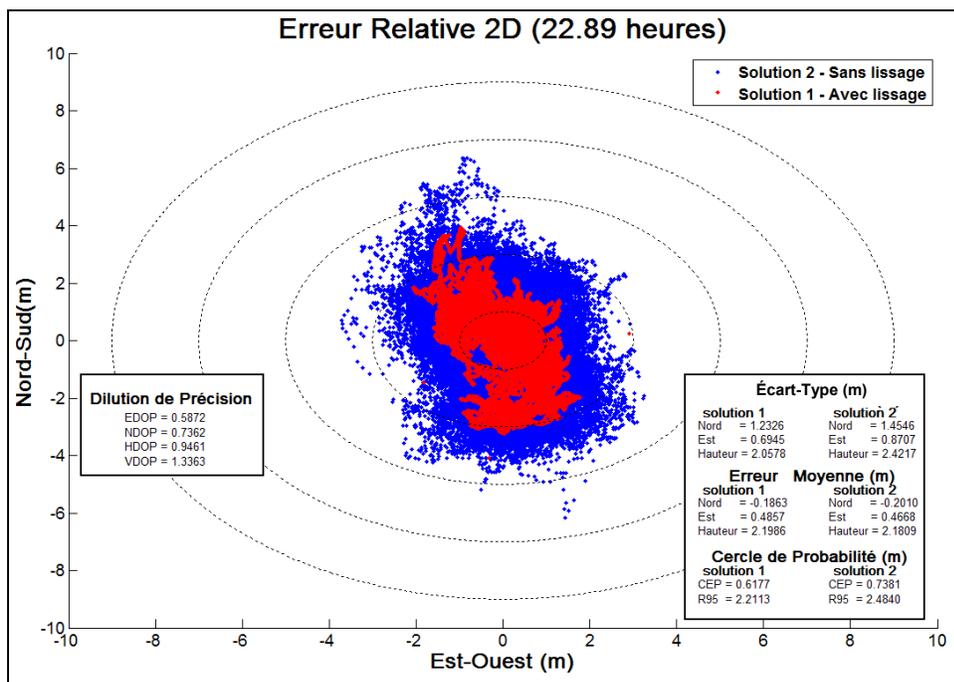
Bien que cette différence de satellites ne soit valide que pour une courte période de temps, ce mécanisme n'exige aucun élément supplémentaire au récepteur. Ce test met fin à la section d'analyse du nouveau canal BPSK en mode SBAS L1. Les prochaines sections présentent les résultats obtenus pour la solution SBAS implémentée dans le récepteur SBAS-GNSS en débutant avec l'algorithme de lissage.

### 6.5 Validation et analyse de l'algorithme de lissage par la porteuse

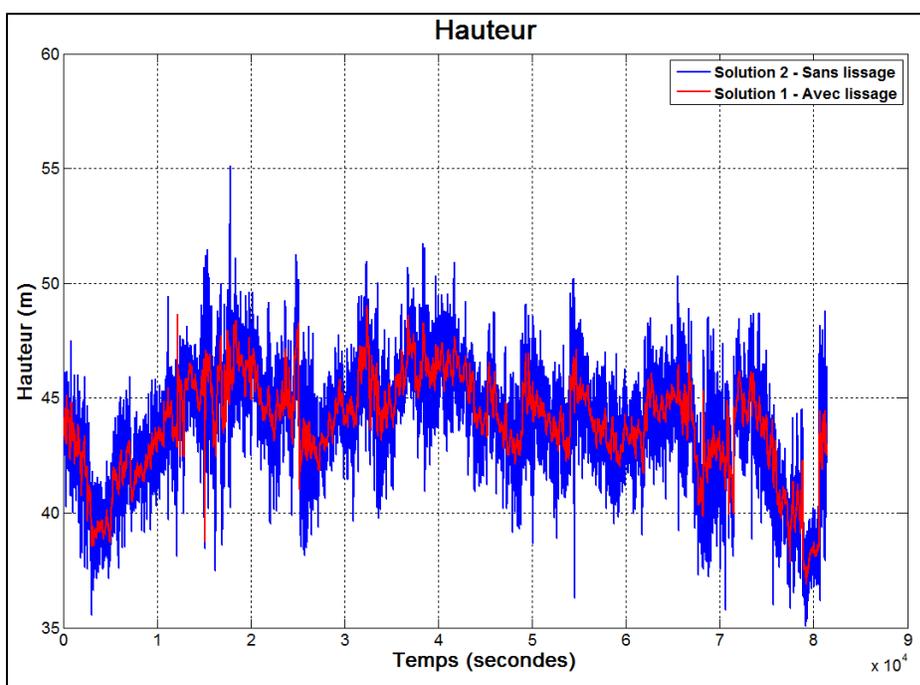
La prise de mesure pour la validation de l'algorithme de lissage par la porteuse a été effectuée durant la période du 19 au 20 mars 2010. Ce test, d'une durée de 23 heures, a pour objectif de montrer l'influence du lissage des observations de code sur la solution de navigation. De plus, ce test permet de montrer la stabilité de l'algorithme implémenté. La fonctionnalité de multi-solutions de positionnement en temps réel du récepteur SBAS-GNSS a été utilisée pour ce test. Une première solution a été calculée en temps réel avec lissage et une deuxième a également été calculée en temps-réel mais sans lissage. Ce test permet donc de comparer l'influence réelle de l'implémentation du lissage.

En observant la Figure 6.11, on constate facilement l'impact important du lissage sur l'erreur relative 2D. On remarque que la solution avec lissage, en rouge, est beaucoup plus dense que celle sans lissage. L'objectif du lissage étant de réduire le bruit des observations de code via celles de la porteuse, l'influence observée de cet algorithme est exactement ce que nous recherchions (Hatch, 1983). De plus, la Figure 6.11 permet de voir les valeurs d'écart-type, d'erreurs moyennes et du cercle de probabilité pour chacune des solutions. L'impact du lissage sur l'écart-type et les cercles de probabilité est considérable. On constate une amélioration de l'écart-type de  $\sim 20$  cm pour l'axe Nord-Sud et Est-Ouest et  $\sim 40$  cm pour la hauteur. Également, on constate une amélioration des cercles de probabilité de 15 cm pour le CEP et de 40 cm pour le R95. Toutefois, aucun changement n'est observé sur l'erreur moyenne. Cela est entièrement normal puisqu'aucune correction n'est appliquée sur les mesures, elles sont juste moins bruitées.

La Figure 6.12 permet de mieux apprécier cette réduction du bruit. On remarque que la solution avec lissage, en rouge, est centrée par rapport à celle sans lissage. Contrairement à la figure précédente, les courbes de hauteur ne sont pas recentrées par rapport à la mesure moyenne. Pour cette raison, il est clair que le lissage n'a aucun effet sur la position calculée, mais ne fait que réduire le bruit des mesures. Par cette réduction de bruit des mesures de pseudo-distance, elle réduit également le bruit de la solution de navigation.



**Figure 6.11 Impact du lissage par la porteuse sur l'erreur relative 2D.**



**Figure 6.12 Impact du lissage par la porteuse sur la hauteur.**

Bref, l'implémentation de l'algorithme de lissage réduit le bruit de la solution de navigation de manière significative. Les prochaines sections présentent une analyse des corrections SBAS sur cette solution.

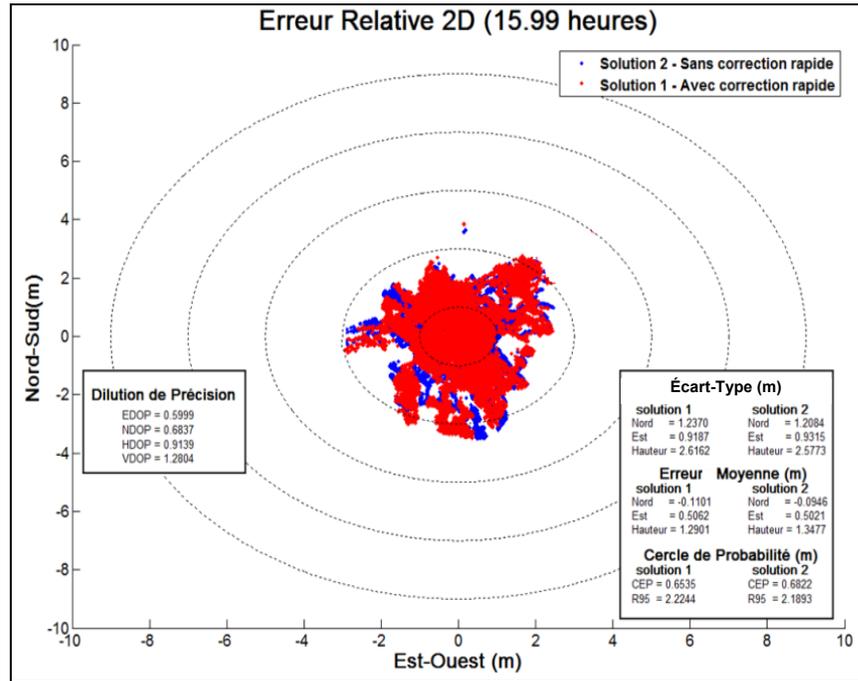
## **6.6 Évaluation de l'influence des corrections SBAS L1**

Tel que présenté au Chapitre 5, les corrections SBAS sont divisées en trois catégories : corrections rapides, lentes et ionosphériques. Les trois prochaines sous-sections présentent l'influence de chacune sur la solution de navigation. La fonctionnalité d'avoir plusieurs solutions de navigation au sein du même récepteur en temps réel a été mise à profit pour ces tests. Pour chacun des tests présentés, l'unique différence entre les deux solutions de navigation est l'utilisation ou non des corrections en question.

### **6.6.1 Analyse de l'impact des corrections rapides**

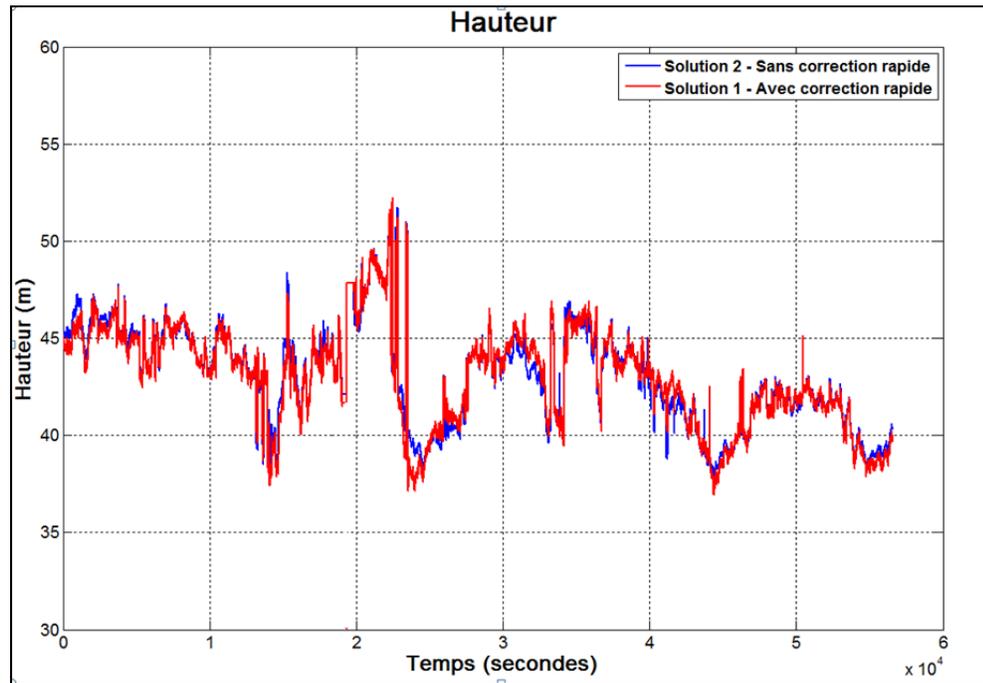
L'analyse de l'impact des corrections rapides de SBAS est effectuée en comparant une solution de navigation sans les corrections rapides à une solution avec les corrections. Pour ce test, le récepteur SBAS-GNSS a été configuré de manière à poursuivre 11 satellites GPS et 1 satellite SBAS. La prise de mesure a été réalisée sur 16 heures lors de la journée du 4 avril 2010.

L'erreur relative 2D de ce test est présentée à la Figure 6.13. La solution 2, en bleu, est celle sans les corrections rapides tandis que la solution 1, en rouge, applique les corrections rapides. En observant cette figure, on constate que les corrections rapides n'ont pas un impact significatif sur les performances du récepteur. Par exemple, le CEP passe de 0,68 à 0,65 m et le R95 passe de 2,19 à 2,22 m. Bien que cela peut être expliqué par le fait que les corrections rapides ajoutent un niveau de bruit à la mesure de pseudo-distance puisqu'elle ajoute du bruit aux mesures, tel que présenté au Chapitre 5. De plus, comme l'amplitude des corrections rapides n'est pas très élevée, son influence ne peut être que minime.



**Figure 6.13 Impact des corrections rapides sur l'erreur relative 2D.**

La Figure 6.14 montre la hauteur mesurée par les deux solutions. On y constate que les deux solutions sont très similaires. En observant de nouveau la section en bas à droite de la Figure 6.13, on remarque que l'écart-type de la hauteur est passée de 2,58 m à 2,62 m.



**Figure 6.14 Impact des corrections rapides sur la hauteur.**

L'impact des corrections rapides est loin d'être significatif. L'explication décrite au Chapitre 5, soit l'ajout de bruit, est l'une des raisons permettant d'expliquer ces résultats. De plus, un autre élément fort important à considérer est le faible taux de réception des messages SBAS valides. Étant donné que les corrections rapides doivent être mise à jour fréquemment, il est probable que le nombre de message de correction rapide manqué ait un impact sur les performances de ces corrections.

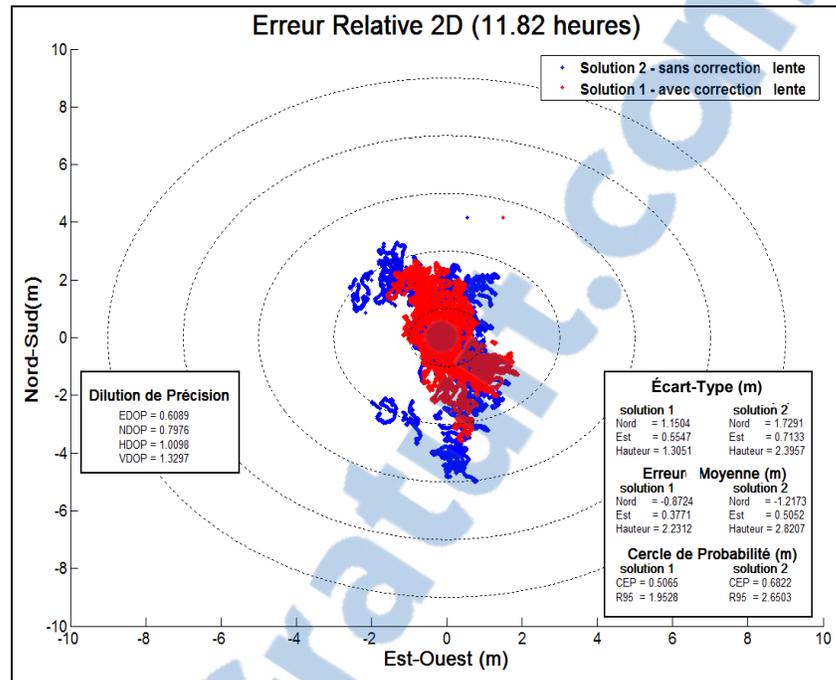
La prochaine section présente l'impact des corrections lentes du système SBAS sur la solution de navigation.

### **6.6.2 Analyse de l'impact des corrections lentes**

L'analyse de l'impact des corrections lentes de SBAS est effectuée en comparant les solutions de navigation sans et avec les corrections lentes. Pour ce test, le récepteur SBAS-

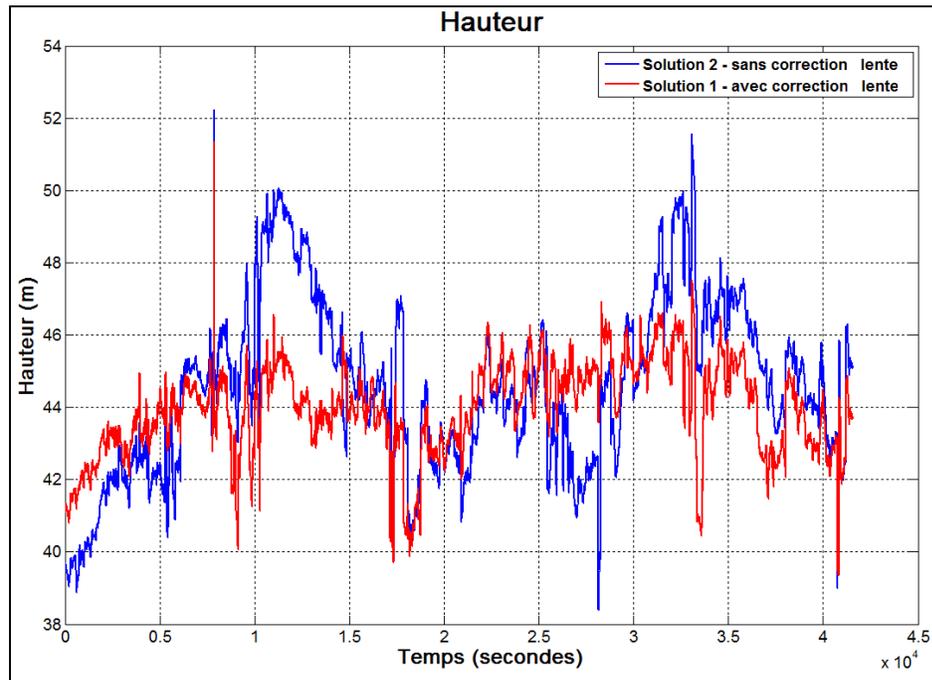
GNSS a été configuré de manière à poursuivre 11 satellites GPS et 1 satellite SBAS. La prise de mesure a été réalisée sur 12 heures lors de la journée du 2 avril 2010.

Les résultats de ce test sont présentés aux deux figures qui suivent. La Figure 6.15 présente l'impact des corrections lentes sur l'erreur relative 2D tandis que la Figure 6.16 présente la hauteur mesurée par les deux solutions. En analysant la première figure, on discerne très clairement l'impact des corrections lentes sur la solution de navigation. La solution 1, en rouge, est celle avec les corrections lentes tandis que la correction 2, en bleu, est celle de référence. L'observation des mesures des cercles de probabilité CEP et R95 permet de voir une amélioration de 18 cm et de 70 cm, respectivement. Contrairement aux corrections rapides, les corrections lentes ont un impact majeur sur la solution de navigation. Cela concorde bien avec l'ordre de grandeur des corrections qui sont plus importantes pour les corrections lentes que pour les corrections rapides. De plus, les corrections lentes évoluent de manière plus graduelle comme il l'a été présenté au Chapitre 5, ce qui en facilite l'implémentation.



**Figure 6.15 Impact des corrections lentes sur l'erreur relative 2D.**

Le même impact des corrections lentes peut être observé sur la hauteur. La Figure 6.16 montre bien la réduction de la déviation de la hauteur lorsque les corrections lentes sont appliquées. La valeur de l'écart-type passe de 2,4 m à 1,3 m, ce qui est loin d'être négligeable.



**Figure 6.16 Impact des corrections lentes sur la hauteur.**

La prochaine section présente l'impact des corrections ionosphériques du système SBAS sur la solution de navigation.

### **6.6.3 Analyse de l'impact des corrections ionosphériques**

Pour cette section deux prises de mesures ont été réalisées dues à la nature de l'erreur qui sera analysée. Il a été présenté au Chapitre 4 que les erreurs occasionnées par les délais ionosphériques étaient plus importants de jour. De ce fait, un premier test de 12 heures de nuit sera présenté et un deuxième test de 12 heures de jour le sera également afin d'évaluer l'impact des corrections ionosphériques fournies par SBAS pour les deux situations.

#### 6.6.4 Impact des corrections ionosphériques de nuit

L'analyse de l'impact des corrections ionosphériques de nuit est effectuée en comparant une solution de navigation avec les corrections ionosphériques du modèle Klobuchar à une solution avec les corrections ionosphériques SBAS. Le récepteur SBAS-GNSS a été configuré de manière à poursuivre 11 satellites GPS et 1 satellite SBAS. La prise de mesure a été réalisée lors de la nuit du 4 au 5 avril 2010. Les résultats de ce test sont présentés aux Figure 6.17 et Figure 6.18.

Si l'on observe la première figure, on remarque que l'erreur 2D avec le modèle Klobuchar, en bleu, est beaucoup moins grande que celle présentée lors des deux tests précédents. Par exemple, le R95 de ce test est de 1,45 m comparativement à 2,18 m pour le test de la Figure 6.13 et à 2,65 m pour le test de la Figure 6.15. L'impact de l'erreur ionosphérique est mis en évidence lorsque l'on compare ces trois résultats. Maintenant, si l'on observe de nouveau la Figure 6.17, on constate une amélioration de 13 cm du R95 et de 5 cm pour le CEP. Cette amélioration est moins marquée que celle présentée pour les corrections lentes, mais est tout de même très bien si l'on considère que ce test a été réalisé de nuit (effet ionosphérique moins grand la nuit).

Par ailleurs, l'impact des corrections ionosphériques de nuit sur la hauteur est moins marqué. En effet, l'écart-type demeure identique pour les deux solutions à 1,53 m. De plus, l'observation des pointillés sur la Figure 6.18 permet de voir la plage de la hauteur de chacune des solutions. On observe que la plage est identique pour les deux solutions, soit 9 m environ. Encore une fois, cela peut être expliqué par le fait que l'impact ionosphérique est moins élevé durant la nuit.

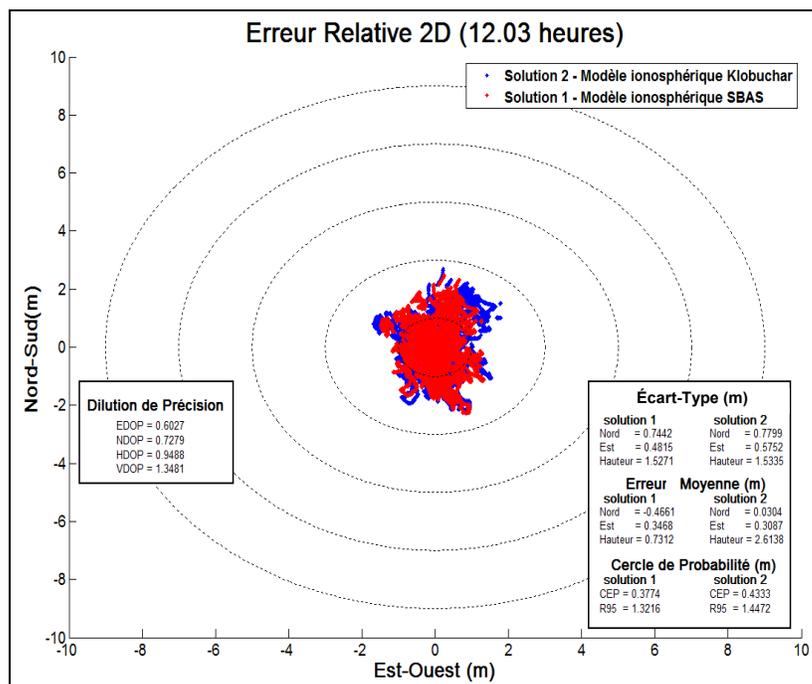


Figure 6.17 Impact des corrections ionosphériques de nuit sur l'erreur relative 2D.

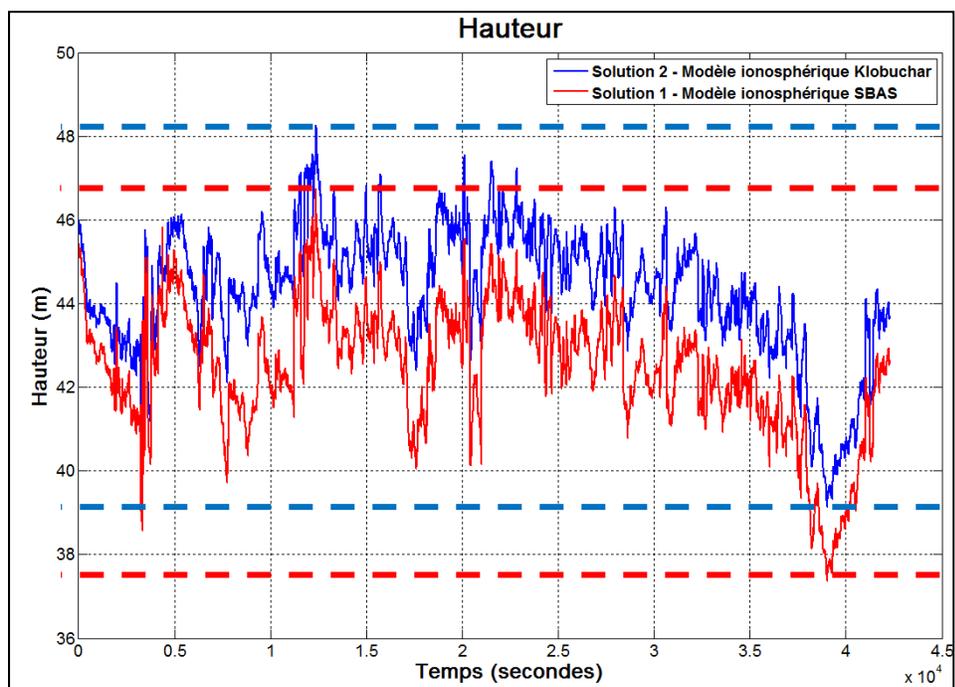
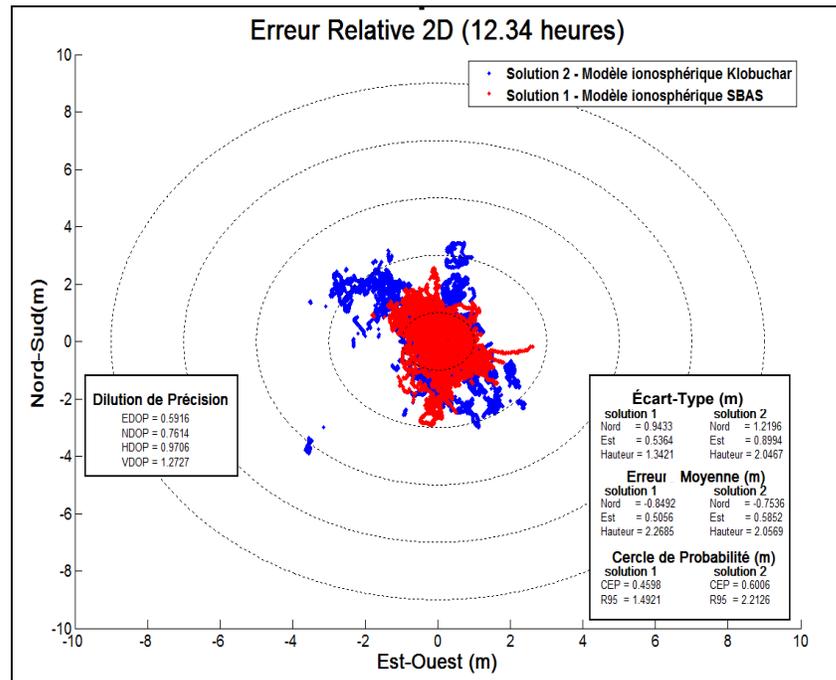


Figure 6.18 Impact des corrections ionosphériques de nuit sur la hauteur.

### 6.6.5 Impact des corrections ionosphériques de jour

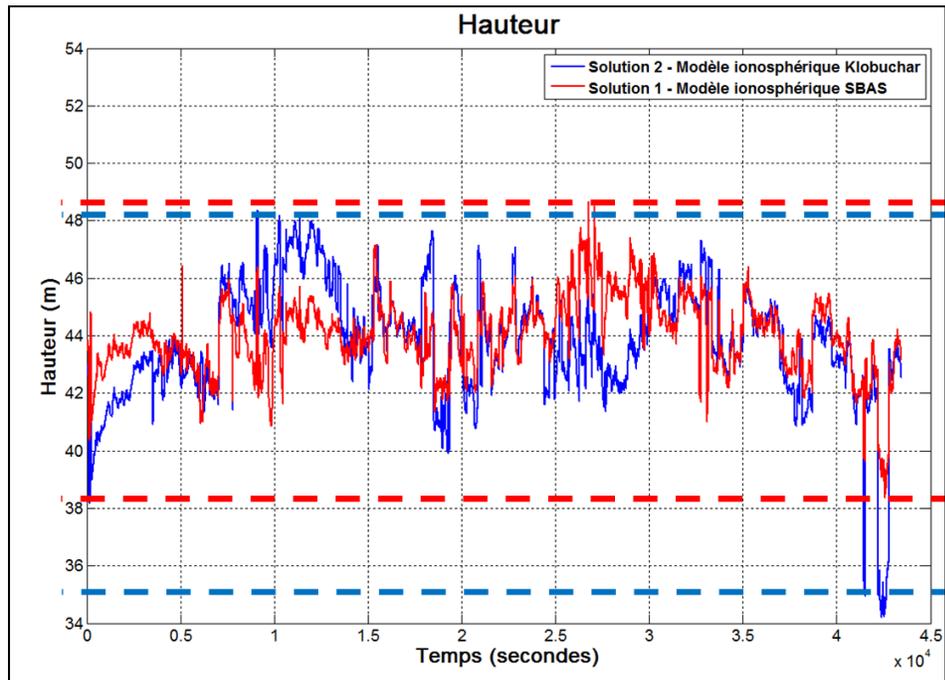
L'analyse de l'impact des corrections ionosphériques SBAS de jour est effectuée en comparant une solution de navigation avec les corrections ionosphériques du modèle Klobuchar à une solution avec ces corrections. Ces deux solutions ont été calculées en temps-réel par le récepteur SBAS-GNSS lors d'une prise de mesure réalisée durant la journée du 6 avril 2010. Le récepteur a été configuré de manière à poursuivre 11 satellites GPS et 1 satellite SBAS.

L'observation de l'erreur relative 2D des deux solutions, à la Figure 6.19, permet de noter une amélioration plus significative que pour les corrections lentes. Le R95 passe de 2,21 m à 1,43 m et le CEP passe de 0,60 m à 0,46 m. Le modèle ionosphérique SBAS est donc plus efficace que le modèle Klobuchar transmis par les satellites GPS. De plus, les corrections ionosphériques SBAS ont un plus gros impact de jour que de nuit, tel que prévu puisque l'erreur ionosphérique est moins importante de nuit. Malheureusement, ces performances n'ont pu être comparées aux performances du récepteur DL-4plus étant donné que celui-ci n'a pas la flexibilité de sélectionner un type de correction particulier.



**Figure 6.19 Impact des corrections ionosphériques de jour sur l'erreur relative 2D.**

Pour ce qui est de l'impact des corrections ionosphériques SBAS sur la mesure de hauteur, celui-ci peut être observé à la Figure 6.20. L'observation des pointillés permet de voir la plage de la hauteur de chacune des solutions. On observe que la plage est d'environ 13 m pour la solution avec le modèle Klobuchar et d'environ 10 m pour la solution avec les corrections ionosphériques SBAS. De plus, en regardant la Figure 6.19 de nouveau, on constate que l'écart-type de la hauteur passe de 2,05 m à 1,34 m. Cette amélioration marquée permet de prétendre que le modèle ionosphérique SBAS est visiblement plus réaliste que le modèle Klobuchar.



**Figure 6.20 Impact des corrections ionosphériques de jour sur la hauteur.**

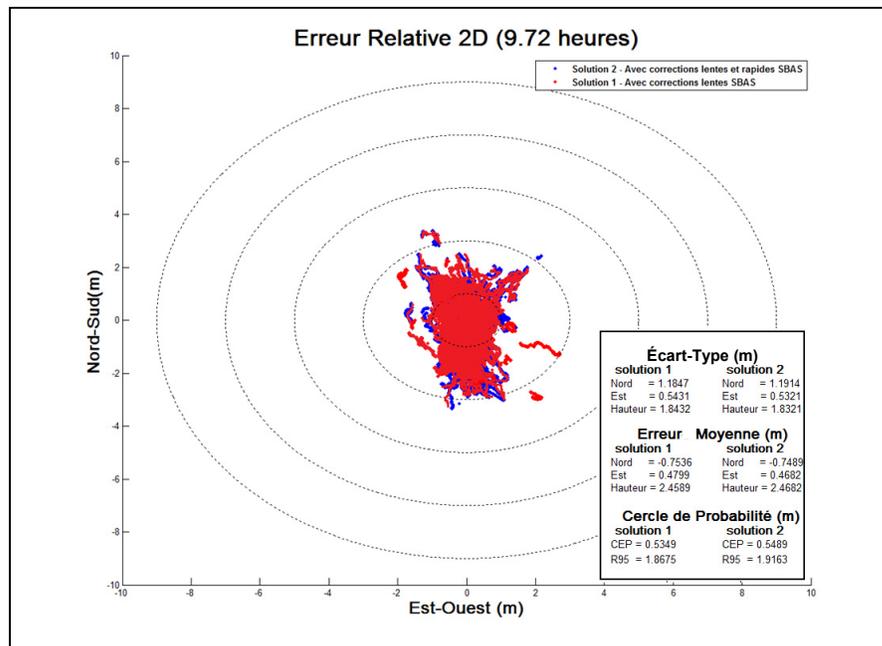
Cette section met fin à l'analyse des corrections SBAS individuelles. Il a été démontré que les corrections lentes et ionosphériques de SBAS ont un impact majeur sur la solution de navigation. Toutefois, l'impact des corrections rapides s'est avéré négligeable, voire même nuisible. La prochaine section combine les corrections rapides et les corrections lentes.

### **6.7 Analyse de la solution SBAS avec corrections rapides et lentes combinées**

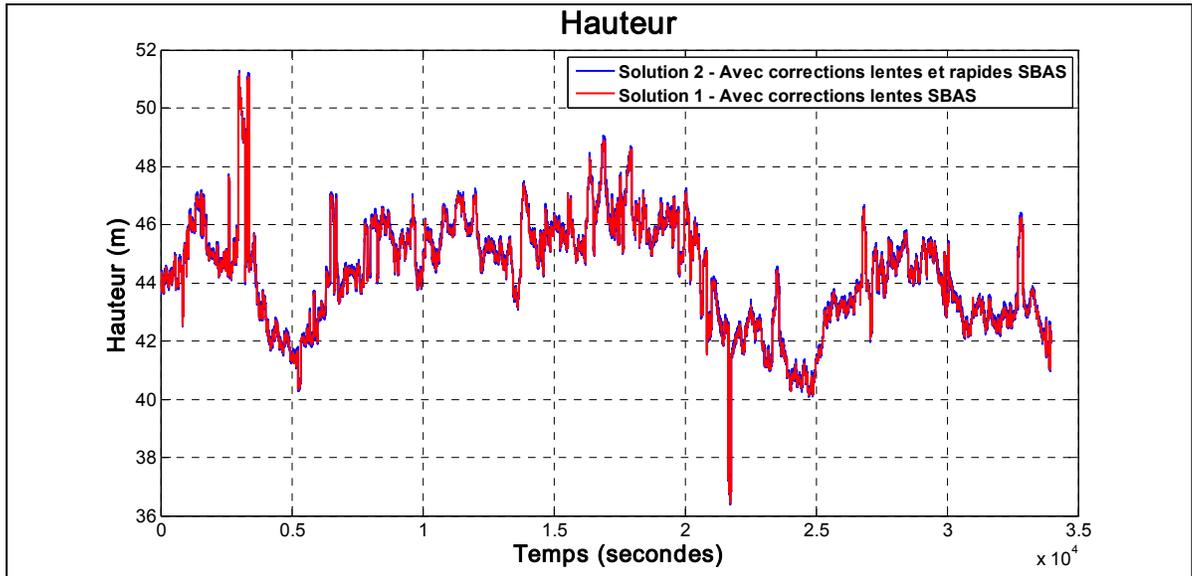
Les corrections rapides actuellement implémentées dans le récepteur SBAS-GNSS n'améliorent pas la solution de navigation lorsqu'elles sont utilisées individuellement. Étant donné que l'ordre de grandeur de ces corrections n'est pas très grand, il est intéressant de jumeler les corrections rapides et lentes afin de voir si un impact positif peut être observé au niveau de la solution.

L'analyse de l'impact des corrections rapides combinées aux corrections lentes est effectuée en comparant une solution de navigation avec les corrections lentes à une solution avec les corrections combinées. Ces deux solutions ont été calculées en temps-réel par le récepteur SBAS-GNSS lors d'une prise de mesure réalisée durant la journée du 4 juin 2010. Le récepteur a été configuré de manière à poursuivre 11 satellites GPS et 1 satellite SBAS.

L'erreur relative 2D de ce test est présentée à la Figure 6.21. La solution 2, en bleu, est celle avec les corrections lentes et rapides tandis que la solution 1, en rouge, n'applique pas les corrections rapides. En observant cette figure, on constate que les corrections rapides n'améliorent pas la solution même lorsqu'elles sont combinées aux corrections lentes. Même que l'ajout des corrections rapides dégrade les performances : le CEP passe de 0,53 à 0,54 m et le R95 passe de 1,87 à 1,92 m. Si l'on observe la Figure 6.22, on constate que les corrections rapides n'améliorent pas plus la hauteur.



**Figure 6.21 Impact des corrections lentes et rapides sur l'erreur relative 2D.**



**Figure 6.22 Impact des corrections lentes et rapides sur la hauteur.**

Bref, l'ajout des corrections rapides même combinées aux corrections lentes n'améliore pas la solution et même qu'elles semblent la dégrader. Pour cette raison, la solution SBAS implémentée dans le récepteur SBAS-GNSS n'applique pas les corrections rapides.

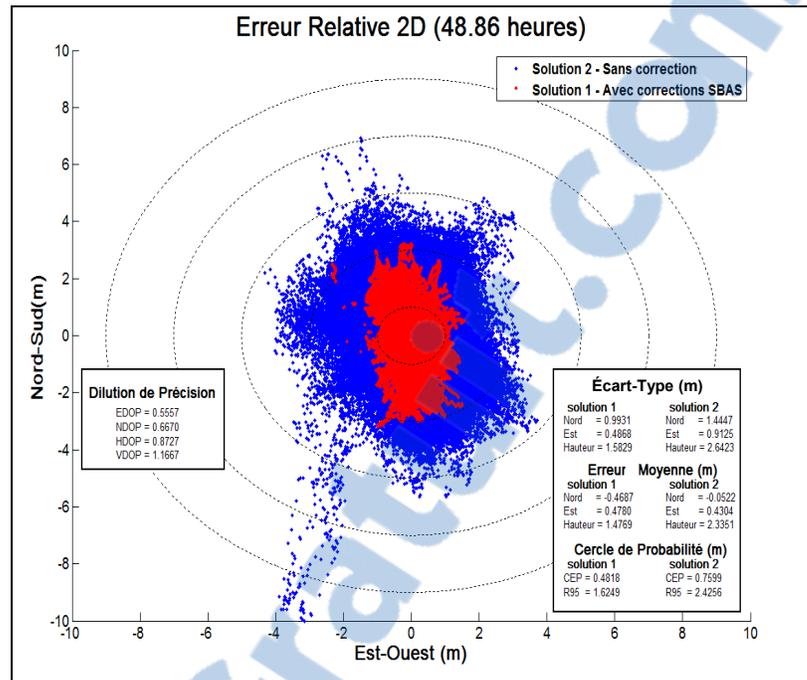
### **6.8 Analyse de la solution SBAS avec corrections lentes et ionosphérique combinées**

L'analyse de la solution SBAS avec corrections lentes et ionosphériques combinées implémentées dans le récepteur SBAS-GNSS a pour objectif de démontrer la validité de cette nouvelle implémentation. Pour ce faire, deux tests ont été réalisés afin d'en voir l'impact. Le premier test a été réalisé entre une solution sans aucune modification et une solution avec les corrections SBAS comprenant le lissage. Le deuxième test a été réalisé entre une solution avec lissage et une solution avec les corrections SBAS comprenant également le lissage. Cela a pour objectif de voir, dans un premier temps, l'évolution apportée lors de ces travaux. Puis, dans un deuxième temps, de voir l'impact réel des corrections SBAS malgré l'impact majeur du lissage sur la solution de navigation.

### **6.8.1 Comparaison de la solution SBAS implémentée à une solution sans modification**

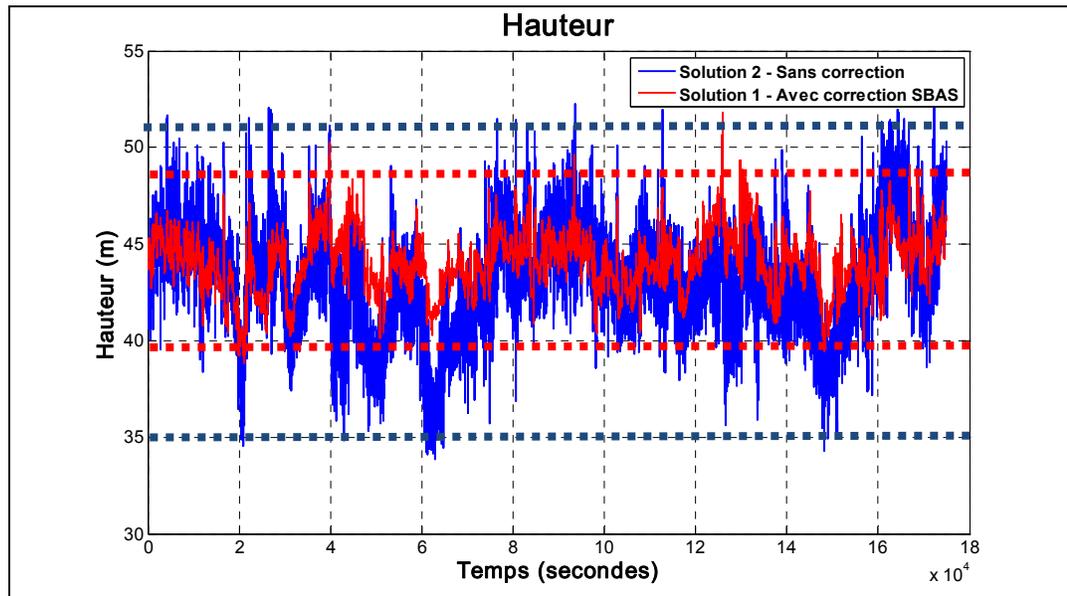
La prise de mesure pour le test d'une solution SBAS comparée à une solution sans modification a été réalisée du 15 au 17 avril 2010. Ce test est d'une durée de 48 heures pour bien voir l'impact réel des corrections malgré le jour, la nuit ou la constellation visible. Par le fait même, cela démontre la stabilité des algorithmes implémentés. Le récepteur SBAS-GNSS a été configuré de manière à poursuivre 11 satellites GPS et 1 satellite SBAS.

La Figure 6.23 présente l'erreur relative 2D obtenue lors de ces tests. La solution sans les corrections est représentée en bleu tandis que la solution avec les corrections SBAS et lissage est représentée en rouge. On note clairement l'impact des modifications apportées à la solution de navigation initiale. Ces modifications réduisent le R95 de près de 80 cm et le CEP de près de 30 cm sur 48 heures. Le R95 de la solution avec les corrections SBAS et lissage présenté dans cette section est de 1,62 m, ce qui est légèrement supérieur à ceux présentés lors des tests de la section 6.6. Cette constatation peut être expliquée en partie par la durée du test qui est 4 fois plus longue, mais cela est aussi explicable par la météo où près de 30 mm de pluie sont tombés sur Montréal durant cette période (Meteo Media, 2010). La pluie a un effet sur les délais troposphériques qui n'est pas modélisable sans aide externe. Ces délais ajoutés par la présence de la pluie ne peuvent donc être corrigés.



**Figure 6.23 Impact des corrections SBAS sur l'erreur relative 2D comparé à une solution sans modification.**

La Figure 6.24 présente la hauteur calculée en temps-réel pour les deux solutions. Les lignes pointillées bornent approximativement les valeurs maximales des deux solutions. Cela nous permet de constater que la solution sans les corrections SBAS varie de 35 m à 51 m, soit un delta de 16 m, tandis que la solution avec les corrections SBAS varie de 40 m à 49 m, soit un delta de 9 m. De cette constatation, on peut prétendre que l'impact des corrections SBAS implémentées dans le récepteur SBAS-GNSS est très marqué.



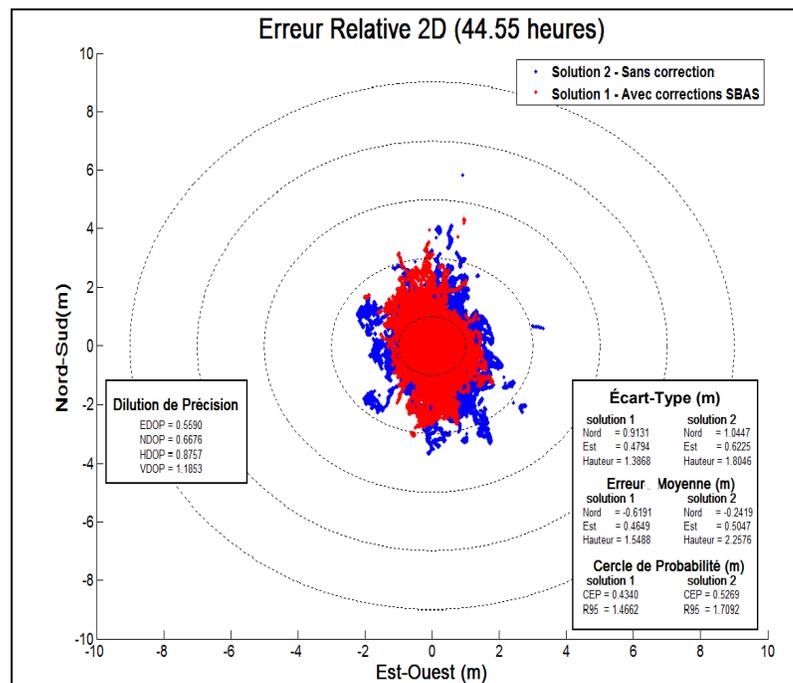
**Figure 6.24 Impact des corrections SBAS sur la hauteur comparé à une solution sans modification.**

### 6.8.2 Comparaison de la solution SBAS complète à une solution avec lissage

La prise de mesure pour le test d'une solution SBAS complète comparée à une solution avec lissage a été réalisée du 12 au 14 avril 2010. Ce test, en temps-réel, est d'une durée de 44 heures pour bien voir l'impact des corrections malgré le jour, la nuit ou la constellation visible. Le récepteur SBAS-GNSS a été configuré de manière à poursuivre 11 satellites GPS et 1 satellite SBAS.

La Figure 6.25 présente l'erreur relative 2D obtenue lors de ces tests. Contrairement au test de la section précédente, la météo était plus clémente lors de cette prise de mesure. On constate que le R95 est de 1,46 m et le CEP est de 0,43 m comparativement à 1,62 m et à 0,48 m. Cela permet de corroborer l'hypothèse de l'impact météorologique sur la solution précédente. Si l'on s'attarde à l'impact des corrections SBAS par rapport à une solution avec lissage, on constate une amélioration de 24 cm sur le R95 et de 10 cm sur le CEP. Cette amélioration est tout de même moins marquée que l'amélioration de 80 cm du R95 présentée

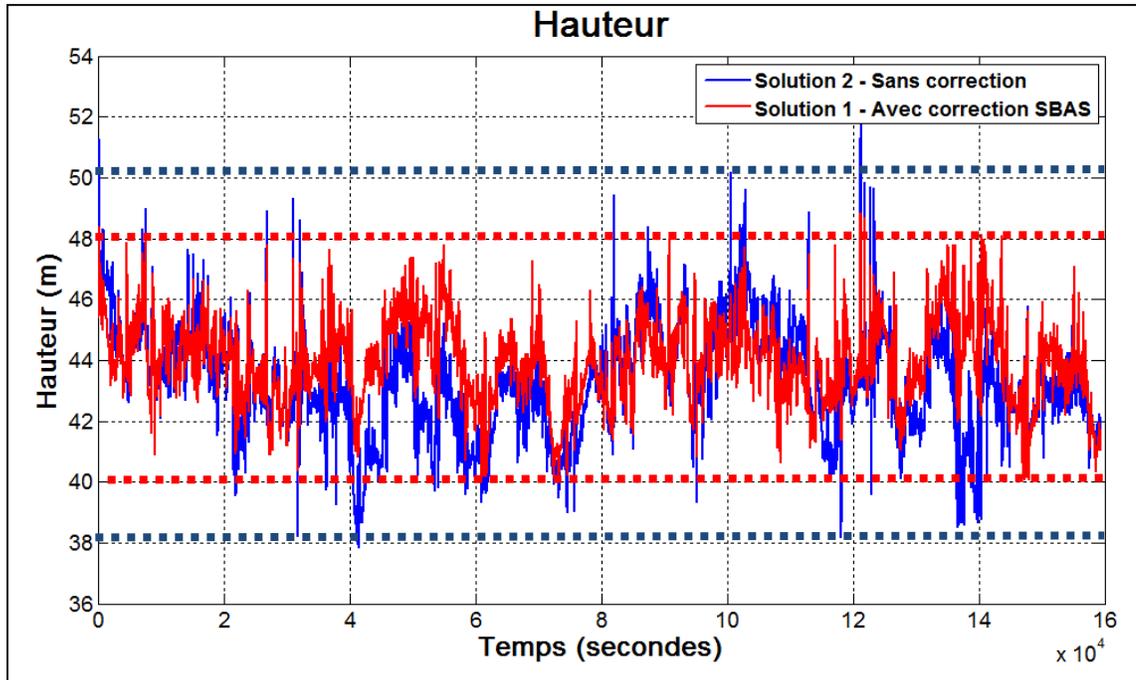
à la section 6.8.1. La principale différence est que la solution sans les corrections SBAS de cette prise de mesure a de meilleures performances que celle présentée dans les autres tests de la section 6.6. Le fait que la solution avec les corrections SBAS sature encore vers un R95 de 1,46 m malgré une meilleure solution sans les corrections, renforce l'hypothèse d'une saturation de la solution SBAS actuellement implémenté. Cela démontre la limitation d'amélioration actuelle de la solution de navigation avec les données actuelles ou d'une mauvaise implémentation de celle-ci. Toutefois, comme l'impact positif des corrections individuelles a été démontré, cette dernière justification semble peu probable.



**Figure 6.25 Impact des corrections SBAS sur l'erreur relative 2D comparé à une solution avec lissage via la porteuse.**

La Figure 6.26 présente la hauteur calculée en temps-réel pour les deux solutions. Les lignes pointillées bornent approximativement les valeurs maximales des deux solutions. Cela nous permet de constater que la solution sans les corrections SBAS varie de 38 m à 51 m, soit un delta de 13 m. Tandis que la solution avec les corrections SBAS varie de 40 m à 48 m, soit

un delta de 8 m. Même si la solution sans correction SBAS est lissée, on constate que l'impact des corrections SBAS est très significatif. En effet, on remarque une amélioration de 5 m sur la plage de la hauteur mesurée.



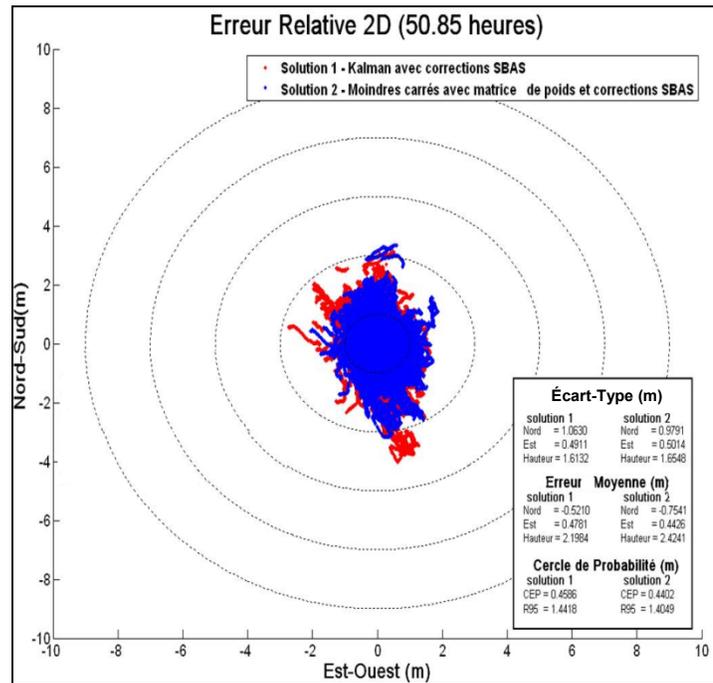
**Figure 6.26 Impact des corrections SBAS sur la hauteur mesurée comparé à une solution avec lissage via la porteuse.**

Bref, l'impact des corrections SBAS a été testé sur de longues périodes permettant de démontrer la stabilité de celles-ci. Par contre, une limitation d'amélioration de la solution semble avoir été atteinte pour des raisons pas encore identifiées à ce moment-ci. Afin de trouver certaines hypothèses sur les causes de cette saturation, la solution de navigation avec la méthode des moindres carrés et des mesures d'intégrité seront utilisées dans la prochaine section.

## 6.9 Évaluation de l'influence des mesures d'intégrité

Pour ce test, la méthode des moindres carrés a été utilisée pour la solution de navigation. Les mesures d'intégrité provenant de SBAS ont été utilisées pour pondérer l'influence de chacune des mesures de pseudo-distance. Un autre test en temps-réel a été effectué, mais cette fois-ci avec une solution de navigation via un filtre de Kalman et une autre via un LMS. La prise de mesure pour ce test a été réalisée du 17 au 19 avril 2010. Ce test est d'une durée de 50 heures. Le récepteur SBAS-GNSS a été configuré de manière à poursuivre 11 satellites GPS et 1 satellite SBAS.

L'erreur relative 2D est présentée à la Figure 6.27. La solution Kalman est représentée en rouge tandis que la solution de moindres carrés pondérée est représentée en bleu. L'analyse de l'encadré des performances dans le coin inférieur droit de la figure permet de constater une amélioration de 4 cm sur le R95 et de 2 cm sur le CEP. Toutefois, l'écart-type de la solution des moindres carrés sur l'axe Est-Ouest et sur la hauteur est supérieure à ceux de Kalman. La différence est environ de 1 à 4 cm. Tandis que l'écart-type sur l'axe Nord-Sud a une amélioration de près de 10 cm avec la solution des moindres carrés pondérée.



**Figure 6.27 Impact des mesures d'intégrités sur l'erreur relative 2D comparé à la solution SBAS non pondérée.**

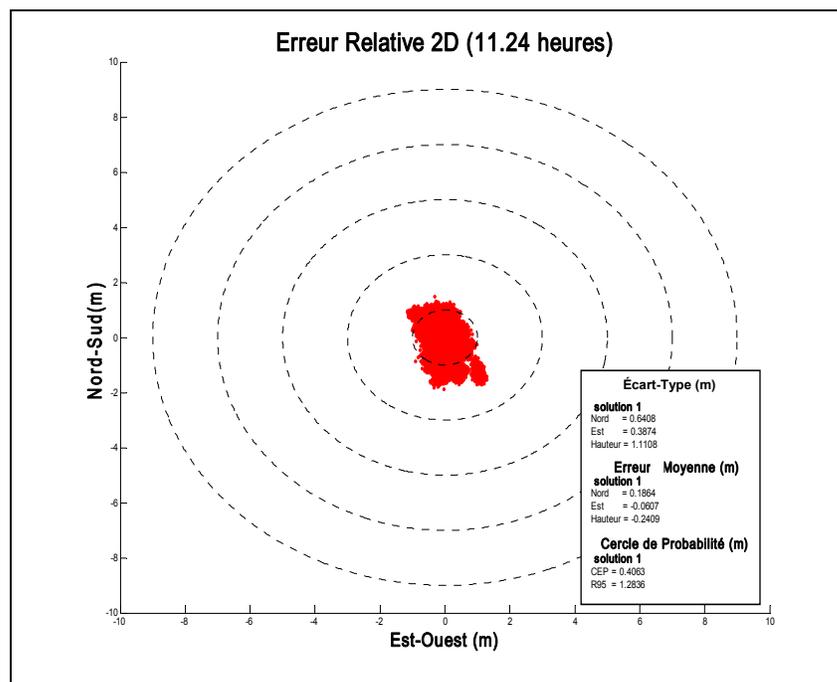
Bref, ce test permet de montrer que la pondération des mesures de pseudo-distance peut avoir un effet positif sur la solution de navigation. Il serait très intéressant d'approfondir cette avenue lors de la continuité de ces travaux. Puisque le récepteur SBAS-GNSS semble avoir atteint une limite de performance, la prochaine section reprend le test dans un environnement sans erreur présenté au Chapitre 4 afin de quantifier les limites actuelles du récepteur SBAS-GNSS.

### **6.10 Analyse des performances des canaux BPSK dans un environnement simulé sans erreur et sans algorithme de lissage**

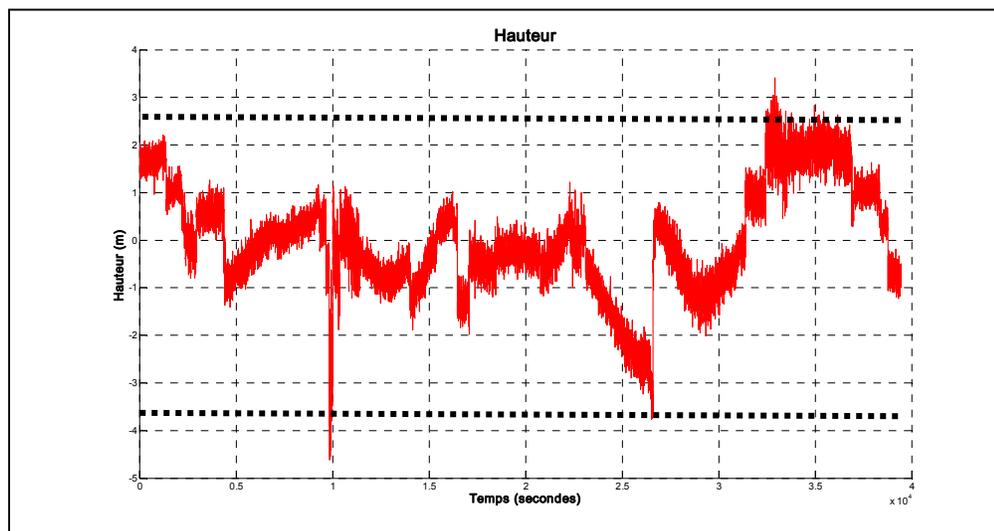
Le Chapitre 4 a présenté un test d'une heure sur les anciens canaux de démodulation dans un environnement sans erreur. Toutefois, ce test ne permet pas réellement de voir les performances du récepteur puisqu'il n'était pas assez long. Pour cette raison, un autre test a été réalisé, mais cette fois-ci avec les nouveaux canaux et sur une plus longue durée.

Ce test a été effectué avec le simulateur GS7700 de Spirent. Il a été configuré de manière à produire aucune des erreurs possibles suivantes : troposphérique, ionosphérique, multitrajet, synchronisation des horloges et de patron d'antenne. De toute évidence, le récepteur a été modifié pour que celui-ci n'applique pas les corrections normalement utilisées pour les délais ionosphériques et troposphériques. La référence de positionnement utilisée est la position déterminée lors de la simulation (N 45° 29'00''; W 73° 33'00''; 0,0m).

Le récepteur a été configuré pour faire la poursuite de 12 signaux GPS L1 C/A, pour utiliser le filtre de Kalman et n'utilise pas l'algorithme de lissage. La Figure 6.28 présente l'erreur relative 2D de ce test ainsi que les différentes valeurs de performances. On constate que l'erreur est de 0,19 m sur l'axe Nord-Sud, de 0,06 m sur l'axe Est-Ouest et de 0,24 m sur l'altitude. On remarque également que le CEP est de 0,41 m et que le R95 est de 1,28 m. La Figure 6.29 présente l'erreur sur la hauteur lors de ce test. On constate que la plage de la hauteur fait tout de même plus de 6 m malgré qu'aucune erreur ne soit simulée. En temps normal cela n'aurait pas été aussi élevé pour un environnement sans erreur. Toutefois, le récepteur avait été configuré avec un masque d'élévation de 10 degrés au lieu de 5 par mégarde ayant pour effet de réduire les facteurs géométriques.



**Figure 6.28 Erreur relative 2D dans un environnement sans erreur et sans algorithm de lissage.**



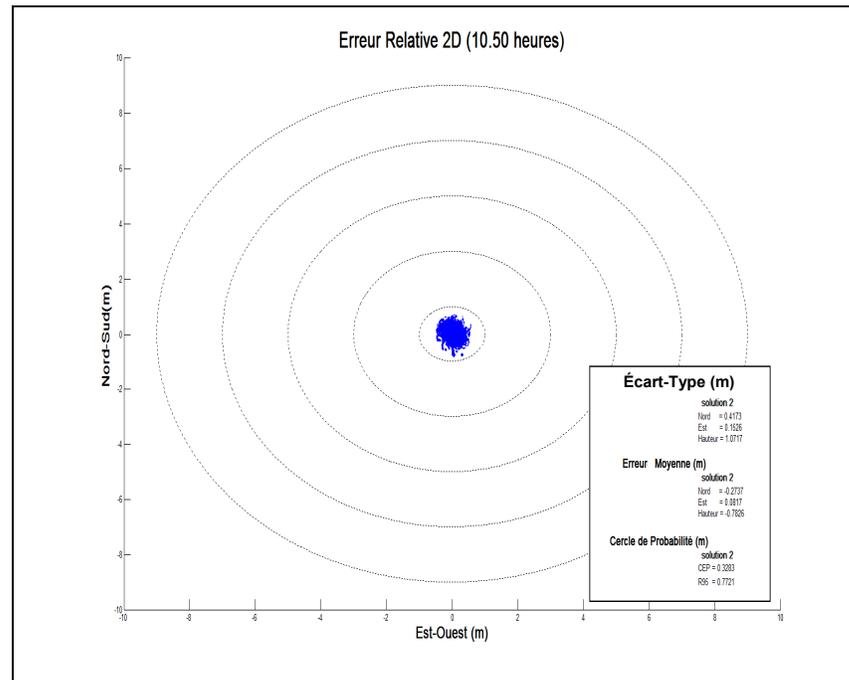
**Figure 6.29 Erreur sur la hauteur dans un environnement sans erreur et sans algorithm de lissage.**

Lorsque l'on compare ces résultats à ceux obtenus en temps réel, plus précisément le test de la section 6.9, on observe que même sans lissage la solution sans erreur obtient de meilleures performances. Cette observation laisse croire qu'il y a encore place à l'amélioration au sein du récepteur SBAS-GNSS. Toutefois, plusieurs facteurs peuvent influencer les performances autre que les corrections appliquées. Par exemple, ce mémoire n'a pas considéré l'aspect des composants analogiques du récepteur pouvant grandement affecter les performances. La section 6.12 présente un autre test, mais cette fois-ci en changeant uniquement l'antenne. Mais tout d'abord, analysons les performances du récepteur SBAS-GNSS dans un environnement sans erreur et avec l'algorithme de lissage activé.

### **6.11 Analyse des performances des canaux BPSK dans un environnement simulé sans erreurs et avec algorithme de lissage**

Le test de cette section reprend la même méthodologie que celle employée lors du test précédent. Le récepteur SBAS-GNSS a été configuré pour faire la poursuite de 12 signaux GPS L1 C/A, pour utiliser le LMS et utiliser l'algorithme de lissage. La raison d'avoir utilisé le LMS pour ce test est que le filtre de Kalman a éprouvé plusieurs problèmes en tentant de réaliser la prise de mesure pour ce test. En effet, il y avait des sauts de plus d'un mètre à chaque fois qu'un satellite était introduit ou enlevé de la solution. Cela peut être expliqué par l'algorithme d'introduction d'un nouveau satellite dans la solution présentée dans Sauriol (2008).

La Figure 6.30 présente l'erreur relative 2D de ce test ainsi que les différentes valeurs de performances. On constate que l'erreur est de 0,27 m sur l'axe Nord-Sud, de 0,08 m sur l'axe Est-Ouest et de 0,77 m sur l'altitude. On remarque également que le CEP est de 0,33 m et que le R95 est de 0,77 m.



**Figure 6.30 Erreur relative 2D dans un environnement sans erreur et avec l’algorithme de lissage.**

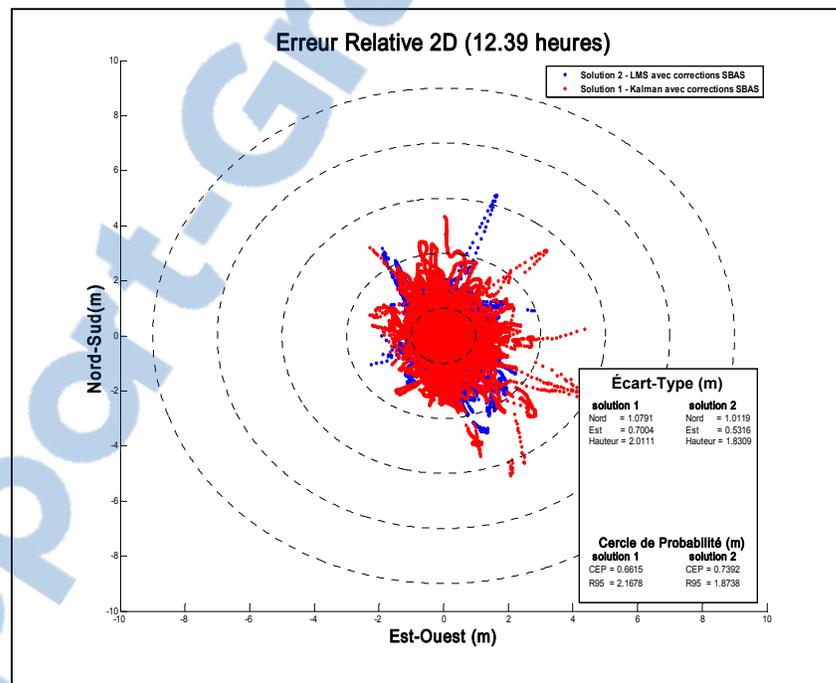
Donc, il est possible d’obtenir une solution de navigation en-dessous du mètre à 95% du temps si toutes les erreurs sont corrigées. Toutefois, cela demande une correction parfaite des différentes erreurs ce qui n’est pas encore entièrement réalisée. De plus, l’analyse de l’impact des erreurs provenant de la tête RF n’a pas encore été réalisée. Afin de démontrer l’impact de cette section du récepteur, un dernier test en statique a été réalisé en changeant uniquement l’antenne utilisée.

### **6.12 Analyse de l’impact de la sélection d’antenne sur les performances du récepteur SBAS-GNSS.**

Ce dernier test en statique a pour objectif de présenter un aspect qui n’a aucunement été traité lors de ce mémoire, c’est-à-dire la partie analogique du récepteur. Une prise de mesure a été réalisée en changeant l’antenne GPS-704x (2) par l’AT575 (#3). Cette prise de mesure a été

réalisée durant la nuit du 4 au 5 mai 2010 à l'ÉTS sur une durée de 12 heures. Le récepteur SBAS-GNSS a été configuré de manière à poursuivre 11 satellites GPS et 1 satellite SBAS.

La Figure 6.31 présente l'erreur relative 2D de ce test pour une solution de navigation via le filtre de Kalman (Solution 1 en rouge) et le LMS (Solution 2 en bleu). On constate aisément l'impact d'avoir changé l'antenne sur la solution de navigation. En effet, la solution via Kalman donne un CEP de 0,66 m et un R95 de 2,16 m comparativement à un CEP de 0,45 m et un R95 de 1,44 m présenté à la section 6.9. En ce qui a trait à la solution LMS, celle-ci donne un CEP de 0,44 m et un R95 de 1,87 m comparativement à un CEP de 0,44 m et un R95 de 1,40 m présenté à la section 6.9.



**Figure 6.31 Erreur relative 2D lorsque l'antenne AT575 (#3) est utilisée au lieu de la GPS-704x (#2).**

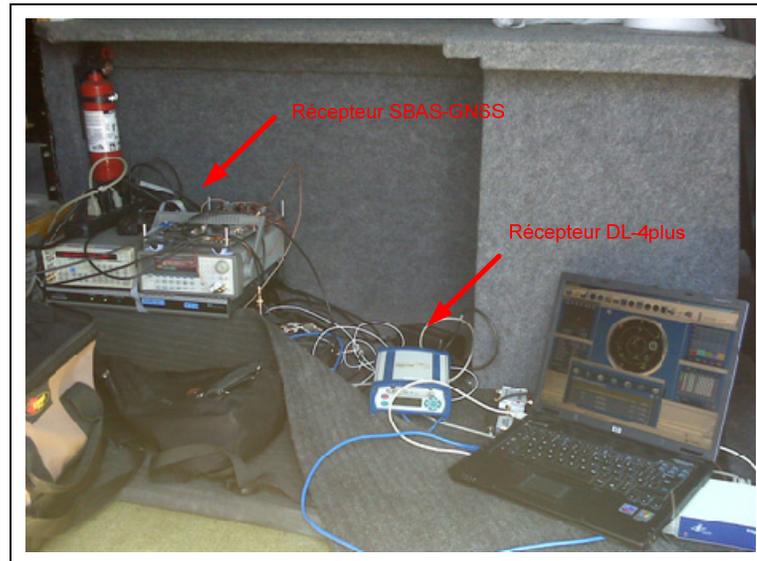
Bref, l'impact du choix des composants analogiques est plus que significatif. Alors, une bonne analyse et optimisation de ceux-ci est fortement suggérées pour la continuité de ces

travaux. La prochaine section présente les performances du récepteur SBAS-GNSS dans un environnement en dynamique.

### **6.13 Analyse des performances du récepteur SBAS-GNSS dans un environnement en dynamique**

Ce dernier test permet de valider ou non la stabilité en dynamique des nouveaux algorithmes implémentés. Pour ce faire, le récepteur SBAS-GNSS a été configuré de manière à poursuivre 11 satellites GPS et 1 satellite SBAS. De plus, le récepteur a été programmé afin de résoudre la solution de navigation temps-réel via un filtre de Kalman avec lissage et sans correction SBAS ainsi que via un LMS avec lissage et avec les corrections SBAS. Ces deux solutions permettent de quantifier l'impact de la solution SBAS implémentée.

Pour des fins de comparaison, deux récepteurs Novatel DL-4plus ont aussi été employée lors de ce test. La solution de ces deux récepteurs est utilisée pour générer une solution RTK (Talbot, 1991) via le logiciel Waypoint (Novatel, 2010). Un premier récepteur a été positionné sur le toit de l'ÉTS en utilisant l'antenne GPS-704x (#2) pour être utilisé comme base. Puis, un deuxième récepteur a été positionné dans un véhicule près du récepteur SBAS-GNSS. Le montage à l'intérieur du véhicule est montré à la Figure 6.32 où l'on peut observer les deux récepteurs. Ces deux récepteurs ont été connectés à la même antenne, la GPS-702, via un diviseur actif 4 voies. Le véhicule utilisé et l'installation de l'antenne sont présentés à la Figure 6.33.



**Figure 6.32 Montage des récepteurs pour le test en dynamique.**



**Figure 6.33 Véhicule COMUnité employé pour le test en dynamique.**

Deux prises de mesures ont été effectuées durant la journée du 14 juin 2010. Toutefois, quelques problèmes sont survenus lors du premier test. En effet, le récepteur SBAS-GNSS n'a pu se resynchroniser sur le signal WAAS L1 du PRN 138 suite à un passage devant un

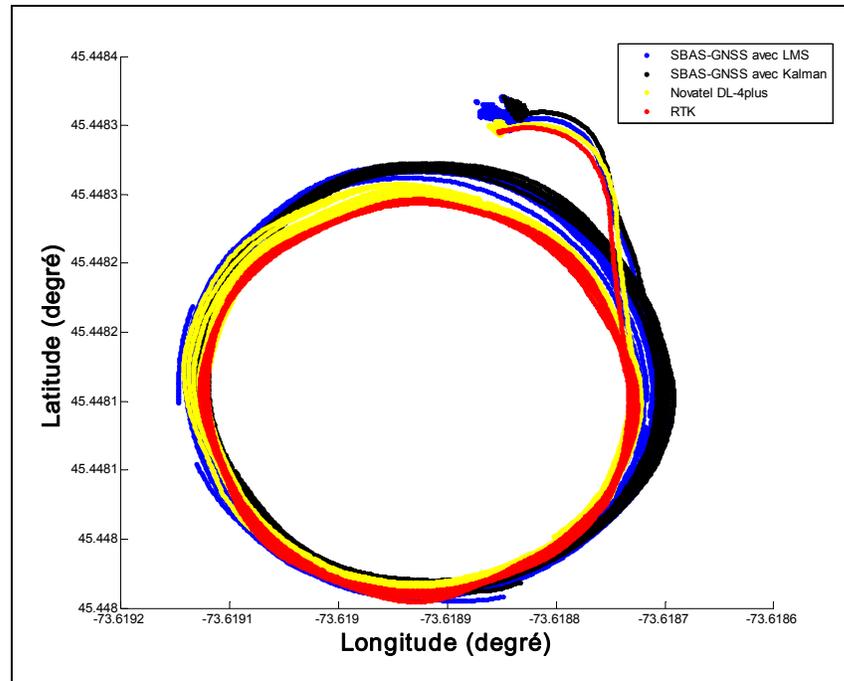
immeuble. Cette difficulté peut être expliquée par le mécanisme de synchronisation au message présenté au Chapitre 5. Pour cette raison, ce test ne sera donc pas analysé. Le deuxième test a été réalisé dans un environnement à découvert et s'est déroulé sans problème. La Figure 6.34 présente le trajet effectué dans le stationnement du carrefour Angrignon à Montréal calculé via la solution RTK. Le test a débuté avec une position fixe de 10 minutes suivi d'un trajet circulaire sur 10 minutes.



**Figure 6.34 Représentation du trajet effectué lors du test en dynamique.**  
Tirée de Google Maps (Google, 2010)

Tout d'abord, il est intéressant de visualiser les quatre solutions : SBAS-GNSS via Kalman sans correction SBAS, SBAS-GNSS via LMS avec corrections SBAS, Novatel et RTK. La Figure 6.35 présente la superposition de ces solutions. À vue d'œil, on constate que la solution RTK est beaucoup plus précise que les trois autres, principalement lors du 10 minutes en statique à droite du trajet circulaire. On constate également que l'erreur par

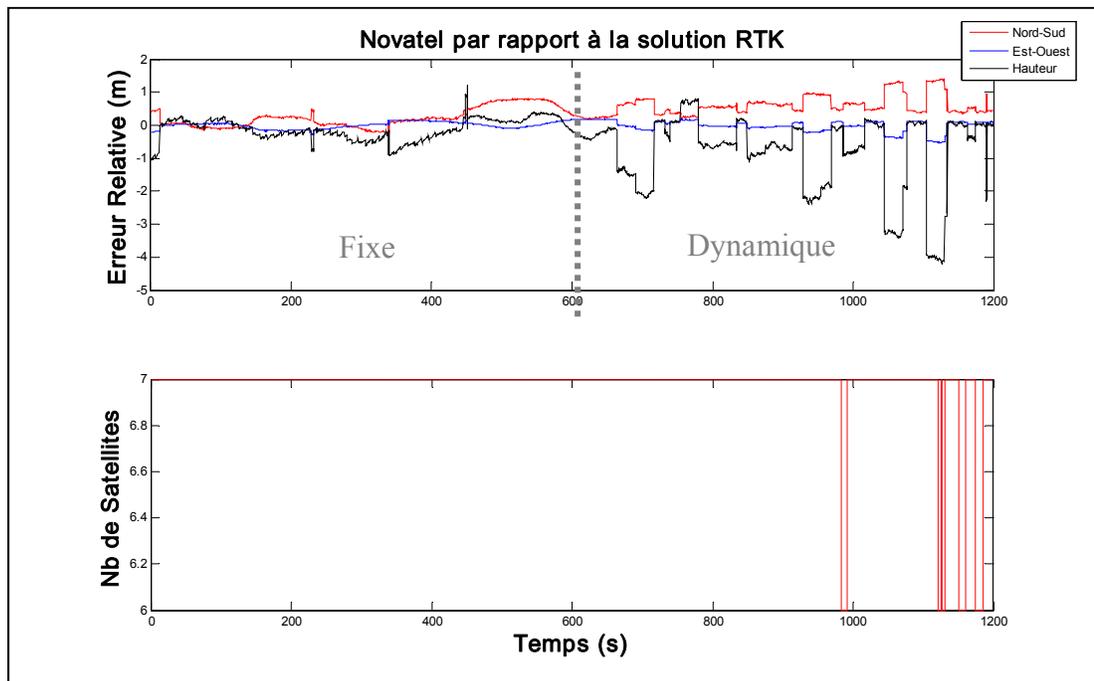
rapport à la solution RTK semble être plus petite pour la solution Novatel, suivi de la solution LMS tandis que la solution Kalman semble être la plus erronée. Afin de valider cette affirmation, les prochaines figures présentent les erreurs relatives à la solution RTK selon les axes Nord-Sud, Est-Ouest et hauteur des trois solutions.



**Figure 6.35** Comparaison des trajets calculés lors du test en dynamique.

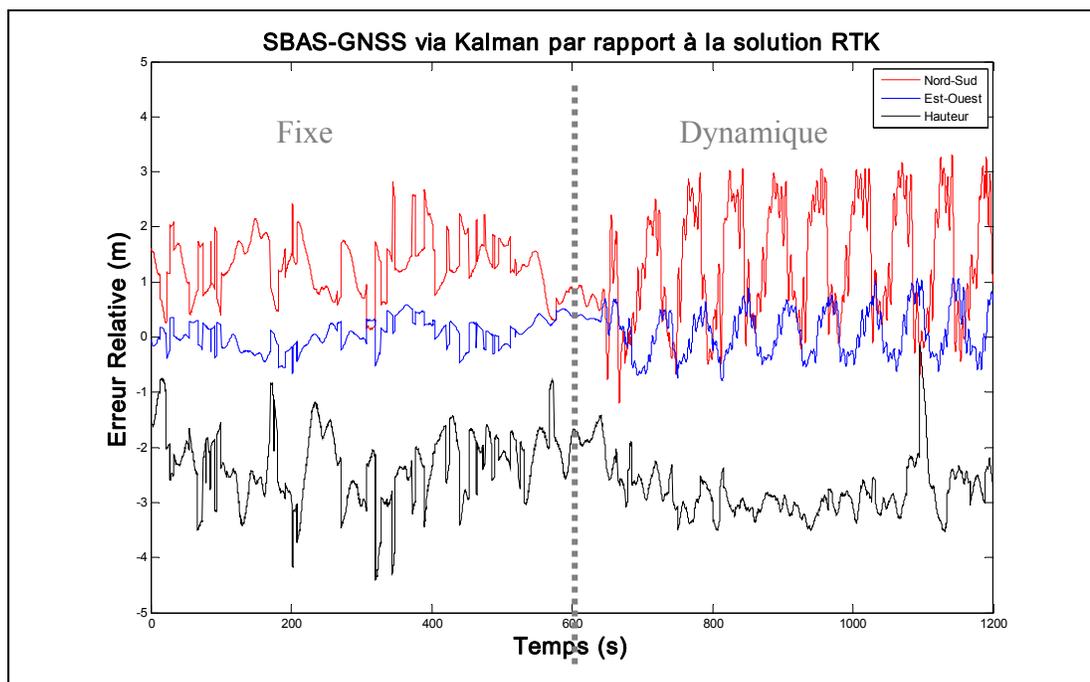
Dans un premier temps, la Figure 6.36 présente l'erreur relative du récepteur Novatel par rapport à la solution RTK. On constate que l'erreur relative pour la première partie du test est à l'intérieure d'un mètre sur les trois axes. Cette partie du test correspond au moment où le véhicule était statique. Pour la deuxième partie du test, lorsque le véhicule était en dynamique, on remarque que l'erreur relative de l'axe Nord-Sud et l'axe Est-Ouest demeure dans une plage de -0,5 m à 1,5 m d'erreur. Par contre, l'erreur relative sur la hauteur atteint un peu plus de 4 m. Ce qui ressort le plus de ces résultats sont les sauts observés lors de la partie en dynamique sur chacun des axes, mais principalement sur celle de la hauteur.

Comme le montre la section du bas de la Figure 6.36, ces sauts ne correspondent pas à un changement de satellite dans la constellation. Il s'agit de saut observé sur la solution du récepteur Novatel en mouvement. Toutefois, la raison de ces sauts n'a pu être identifiée.

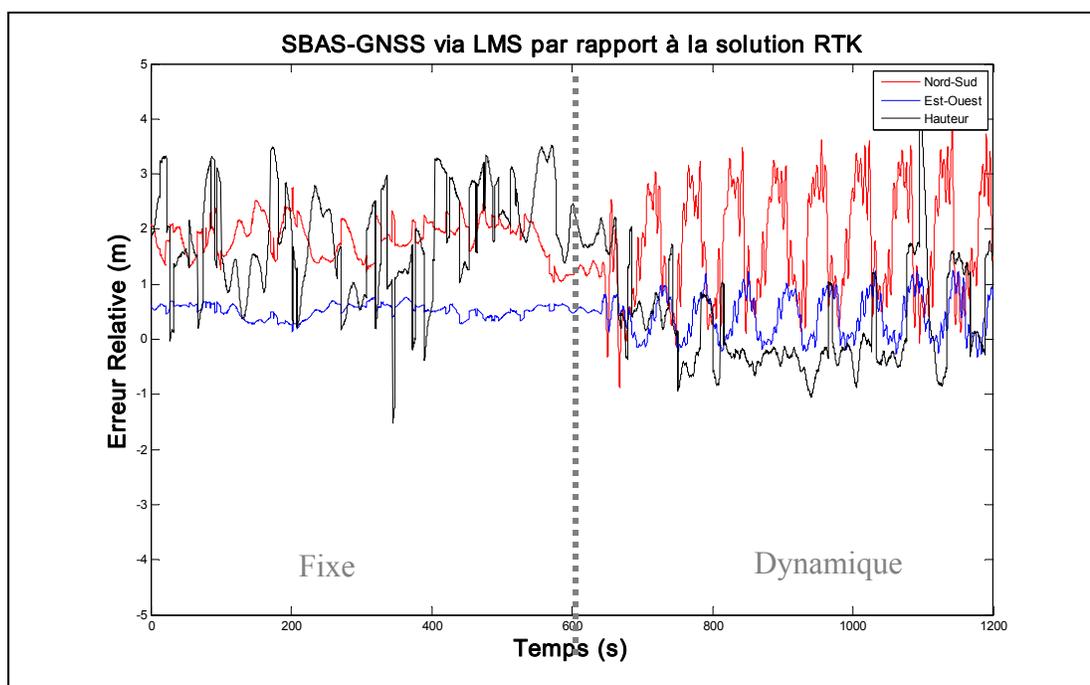


**Figure 6.36 Erreur relative du récepteur Novatel par rapport à la solution RTK lors du test en dynamique.**

Dans un deuxième temps, la Figure 6.37 et la Figure 6.38 présentent l'erreur relative du récepteur SBAS-GNSS par rapport à la solution RTK. La Figure 6.37 présente la solution via le filtre de Kalman sans correction SBAS tandis que la Figure 6.38 présente la solution via le LMS avec les corrections. En analysant ces deux figures, on remarque que l'erreur relative est beaucoup plus élevée que pour le récepteur Novatel présenté précédemment. D'une part, le récepteur Novatel a présentement de meilleures performances, mais la solution RTK a été calculée via les mesures des récepteurs Novatel. Pour cette raison, il va de soit que l'erreur moyenne est plus petite pour la solution du récepteur Novatel. L'analyse qui est importante de soulever ici, est celle de la comparaison des deux solutions du récepteur SBAS-GNSS.



**Figure 6.37 Erreur relative du récepteur SBAS-GNSS via une solution Kalman sans correction SBAS par rapport à la solution RTK lors du test en dynamique.**



**Figure 6.38 Erreur relative du récepteur SBAS-GNSS via une solution LMS avec les corrections SBAS par rapport à la solution RTK lors du test en dynamique.**

Étant donné qu'il peut être difficile de bien comparer les différentes performances via les courbes d'erreurs, le Tableau 6.9 compare les erreurs de positionnement moyennes et l'écart-type par rapport à la solution RTK des trois tests. En comparant l'écart-type des deux solutions du récepteur SBAS-GNSS, on remarque que la solution via le LMS et corrections SBAS est mieux de 0,08 m sur l'axe Nord-Sud, de 0,06 cm sur l'axe Est-Ouest et de 0,05 m sur la hauteur. Toutefois, l'erreur de positionnement moyenne se dégrade sur l'axe Nord-Sud et Est-Ouest. Encore une fois, il est difficile de dire si la solution RTK est parfaitement positionnée étant donné qu'elle prend comme référence une station de base dont la position est fixée par l'utilisateur.

Tableau 6.9 Comparaison des erreurs de positionnement moyennes et écart-type lors des tests en dynamique

	$\Delta H$ N-S (m)	$\Delta H$ E-O (m)	$\Delta V$ (m)
<b>Novatel DL4-plus</b>			
$\mu$	0,4118	-0,0093	-0,4751
$\sigma$	0,3395	0,1395	0,9147
<b>SBAS-GNSS via Kalman</b>			
$\mu$	1,1297	0,0828	-2,5275
$\sigma$	0,8263	0,3575	0,9300
<b>SBAS-GNSS via LMS et corrections SBAS</b>			
$\mu$	1,7705	0,4711	1,1134
$\sigma$	0,7408	0,2916	0,9253

Bref, les nouveaux algorithmes implémentés dans le récepteur SBAS-GNSS sont assez robustes pour les tests en dynamique. Une amélioration pourrait être effectuée au niveau de la synchronisation aux messages SBAS, mais les autres algorithmes ont très bien réagi à ce test.

#### 6.14 Conclusion de l'analyse des résultats

Ce chapitre a présenté plusieurs tests permettant de démontrer la flexibilité du récepteur SBAS-GNSS ainsi que ses performances. Ces tests sont principalement regroupés en deux parties : Analyse du canal BPSK et Analyse de la solution SBAS implémentée.

Dans un premier temps, le bon fonctionnement du canal BPSK implémenté a été démontré. Ce canal permet de décoder les signaux GPS L1 C/A, GLONASS L1, GLONASS L2, SBAS L1 et SBAS L5. Certains résultats ont été obtenus pour GPS L2C, mais sans être entièrement stable. Mais surtout, il a été démontré que cette nouvelle architecture avait les mêmes performances que les canaux initiaux. En effet, l'écart-type de la solution s'est même amélioré avec l'implémentation des nouveaux canaux.

Dans un deuxième temps, une analyse des impacts des corrections SBAS a été réalisée. Le Tableau 6.10 présente les performances des différents tests. La première section présente les résultats du récepteur DL-4plus de Novatel. On constate une amélioration de 56 % pour le CEP et de 51% pour le R95 entre le test avec toutes les améliorations versus celui sans lissage et sans correction. La deuxième section présente les tests dont la référence temps-réel était sans lissage et sans correction SBAS. On remarque que l'algorithme de lissage permet d'améliorer de 16 % le CEP et de seulement 11% le R95. Ce résultat est assez surprenant étant donné que le lissage pour le récepteur Novatel améliore le R95 de 32% soit presque 3 fois plus que pour le récepteur SBAS-GNSS. D'après l'auteur, cette différence est expliquée par le fait que le récepteur Novatel utilise une correction ionosphérique bi-fréquence offrant une meilleure correction. De plus, l'algorithme de lissage implémenté dans le récepteur SBAS-GNSS est trop restrictif diminuant parfois le nombre de satellites utilisé dans la solution. Aussi, le Tableau 6.10 permet de voir que les corrections rapides dégradent la solution de navigation de 1 à 3 %. La solution combinée des corrections lentes et ionosphériques permet une amélioration de 36 % du CEP et de 33% du R95 contrairement à 56 % et à 51% respectivement pour Novatel. Cette différence a été expliquée en partie par un phénomène de saturation qui a été observé sur la solution corrigée. Cette limitation a été repoussée légèrement en utilisant une pondération en fonction des valeurs d'intégrité provenant de SBAS. En effet, en observant la cinquième section du Tableau 6.9, on remarque une amélioration de 2% du CEP et de 3% du R95 lorsque l'on utilise les mesures d'intégrité de SBAS.

Tableau 6.10 Résumé des performances des corrections SBAS pour des scénarios statiques

Types de solutions de navigation	Durée du test	Référence temps-réel		Solution		Amélioration temps-réel	
		CEP	R95	CEP	R95	CEP	R95
<b>Novatel</b>							
Référence Novatel sans lissage et sans correction SBAS	24 h	-	-	0,68 m	2,19 m	-	-
Novatel avec lissage et sans correction SBAS	24 h	-	-	0,60 m	1,48 m	12 %	32 %
Novatel avec lissage et avec corrections SBAS	24 h	-	-	0,30 m	1,08 m	56 %	51 %
<b>Référence temps-réel sans lissage et sans correction SBAS</b>							
Lissage via la porteuse	23 h	0,73 m	2,48 m	0,61 m	2,21 m	16 %	11 %
Corrections lentes et ionosphériques combinées	48 h	0,75 m	2,42 m	0,48 m	1,62 m	36 %	33 %
<b>Référence temps-réel avec lissage et sans correction SBAS</b>							
Corrections rapides	16 h	0,68 m	2,19 m	0,65 m	2,22 m	4 %	-1 %
Corrections lentes	12 h	0,68 m	2,65 m	0,51 m	1,45 m	25 %	45 %
Corrections ionosphériques de nuit	12 h	0,43 m	1,44 m	0,38 m	1,32 m	12 %	8 %
Corrections ionosphériques de jours	12 h	0,60 m	2,21 m	0,45 m	1,49 m	25 %	33 %
Corrections lentes et ionosphériques combinées	48 h	0,52 m	1,70 m	0,43 m	1,46 m	17 %	14 %
<b>Référence temps-réel avec lissage et corrections lentes</b>							
Corrections lentes et rapides combinées	10 h	0,53 m	1,87 m	0,55 m	1,91 m	-3 %	-2 %
<b>Référence temps-réel avec lissage et avec corrections SBAS</b>							
Pondérations via les mesures d'intégrités	51 h	0,45 m	1,48 m	0,44 m	1,44 m	2 %	3 %

Cette deuxième section présente également deux autres tests. Le premier permet de quantifier les performances des nouveaux canaux dans un environnement sans erreur tel qu'il l'avait été présenté au Chapitre 4, mais sur une plus longue période. Ce test a permis de constater que le récepteur pouvait atteindre un CEP de 0,33 m et un R95 de 0,77 m. Il est surprenant de constater que le CEP du Novatel est légèrement meilleur que celui-ci pour le test avec lissage

et corrections SBAS. Toutefois, le R95 du récepteur SBAS-GNSS dans un environnement sans erreur est mieux de 0,3 m. Selon l'auteur, la section RF du récepteur SBAS-GNSS pourrait expliquer pourquoi le CEP du Novatel atteint de meilleures performances.

Pour terminer cette analyse des impacts des corrections SBAS, un test en dynamique a été réalisé. Ce test a permis de mettre en évidence la stabilité des algorithmes de corrections SBAS et de lissage. En effet, la solution avec les corrections a amélioré l'écart-type de l'erreur moyenne par rapport à une solution RTK. Toutefois, un problème est survenu sur la resynchronisation aux messages SBAS suite à un passage devant un immeuble. Cela pourrait être facilement résolu en modifiant légèrement l'algorithme de synchronisation. Bien que les améliorations ne soient pas aussi grandes que pour Novatel, la solution SBAS implémentée dans le récepteur SBAS-GNSS a un impact stable et significatif. Afin d'en améliorer les performances, l'algorithme de lissage devrait être retravaillé légèrement pour enlever l'élimination des mesures qui ne sont pas complètement lissées. De plus, une correction des délais ionosphériques avec un modèle bi-fréquence sera grandement bénéfique pour les performances du récepteur SBAS-GNSS.

Finalement, ce chapitre a démontré la flexibilité du récepteur SBAS-GNSS. Que ce soit avec les canaux BSPK, avec la fonctionnalité de multi-récepteur au sein du même équipement ou encore avec les différents types de solutions, le récepteur SBAS-GNSS peut être facilement modifié afin de comparer différents algorithmes en temps-réel.

## CONCLUSION

La venue éminente de deux nouveaux systèmes de positionnement globaux et la modernisation des deux systèmes existant offriront aux usagers 117 satellites transmettant sur 8 bandes de fréquences et comportant 12 types de modulations. Les avancées technologiques qui en découleront ont ouvert une course à tous ceux qui veulent profiter des futures applications qui seront désormais possible. Dans cette perspective, un récepteur SBAS-GNSS multi-fréquence logiciel est en développement au GRN. Les travaux qui viennent d'être présentés s'introduisent dans la mise en œuvre de ce récepteur. L'objectif principal ciblait la poursuite des principaux signaux civils transmis lors de sa réalisation : GPS L1 C/A, GPS L2C, SBAS L1, SBAS L5, GLONASS L1 et GLONASS L2. De plus, une solution SBAS complète devait être réalisée afin d'augmenter la précision et l'intégrité de la solution de navigation du récepteur.

La première phase des travaux ( Chapitres 1 et 2 ) a permis de mettre en évidence la diversité des signaux GNSS. Il a été montré que la compatibilité et l'interopérabilité pouvait certainement complexifier la mise en œuvre d'un récepteur GNSS universel. Toutefois, l'analyse des signaux ciblée par ce mémoire a fait ressortir qu'ils étaient tous du même type de modulation c'est à dire BPSK. Ce fait a grandement simplifié l'architecture du canal de démodulation proposée au Chapitre 3.

La deuxième phase des travaux a été la mise en œuvre d'un canal de démodulation BPSK pouvant s'adapter à tous les critères des signaux considéré dans ce mémoire. Cette deuxième phase, présentée au Chapitre 3, a nécessité une revue des travaux réalisés dans le cadre du projet du récepteur hybride GPS-Galileo (Sauriol, 2008). Cela a permis de constater qu'une grande partie du canal BPSK implémenté lors des travaux de M. Sauriol supportait déjà la plupart des critères des nouveaux signaux ciblés. Par contre, une adaptation majeure a dû être implémentée pour remplacer les générateurs de code d'étalement par des codes mémoires. De plus, un mécanisme de contrôle des canaux BPSK innovateur a été mis en place afin de

simplifier la gestion des canaux de démodulation. Puis, une légère adaptation de la tête RF et du montage des antennes a été réalisée afin de donner plus de flexibilité au récepteur. En effet, cette tête RF peut désormais poursuivre trois fréquences distinctes simultanément tout en pouvant les changer en temps-réel.

La troisième phase consistait à analyser les sources d'erreurs d'un récepteur GNSS. Cela a été réalisé au Chapitre 4 en caractérisant l'impact de ces erreurs sur le récepteur SBAS-GNSS. Il a alors été soulevé que la grande majorité des modèles utilisés dans le récepteur SBAS-GNSS étaient similaires à ceux utilisés dans le récepteur DL-4plus de Novatel. Toutefois, un écart maximal de 2,94 m a été observé entre les deux récepteurs pour les divers modèles. Cela laisse croire qu'il y a place à l'amélioration si on considère le DL-4plus comme une référence fiable.

La dernière phase de ce mémoire a été la mise en œuvre d'une solution SBAS. L'implémentation de cette solution a permis de concevoir un mécanisme de synchronisation des symboles ingénieux tirant profit du taux de transmission des messages de type 2-3-4 et 5. Un autre mécanisme démontrant autant d'astuce a permis de doubler le nombre de satellites utilisés par la solution de navigation suite à un démarrage à froid. De plus, cette implémentation a vu l'ajout d'un algorithme de lissage permettant d'améliorer le CEP de 16 % et le R95 de 11 %. En ce qui a trait aux corrections SBAS, celles-ci ont permis d'atteindre un CEP de 0,44 m et un R95 de 1,44 m soit une amélioration de 17 % et 14 % par rapport à une solution avec lissage uniquement.

Finalement, le récepteur SBAS-GNSS du GRN s'est vu ajouter la fonctionnalité de poursuivre quatre nouveaux signaux couvrant ainsi toute la bande de fréquences GNSS. De plus, une solution SBAS a été implémentée améliorant considérablement la précision de sa solution de navigation.

## RECOMMANDATIONS

La mise en œuvre du récepteur SBAS-GNSS logiciel pour des applications temps-réel a permis de mettre en place une plateforme de recherche flexible et facile d'adaptation. Néanmoins, plusieurs recommandations sont proposées par l'auteur afin d'en améliorer les performances, la flexibilité et la mobilité.

En ce qui concerne la mobilité, la tête RF et les générateurs de fréquences ont grandement limité les tests. Pour cette raison, il serait souhaitable d'éliminer les deux générateurs de fréquence de 55 MHz et de 60 MHz. Pour ce faire, il suffirait de modifier l'horloge de référence des PLL qui est actuellement de 10 MHz pour 60 MHz. Puis, il faudrait modifier légèrement le premier LO des trois étages pour avoir une IF intermédiaire de 75 MHz. Bien que le filtre passe bande soit centré à 70 MHz, il est assez large bande pour que cela n'affecte pas trop les performances. L'objectif étant d'avoir une seule fréquence à générer de 60 MHz qui peut facilement être obtenu à l'aide de TCXO. Il est préférable d'avoir un oscillateur de bonne qualité pour ne pas restreindre les applications du récepteur SBAS-GNSS. Idéalement, la tête RF devrait être modifiée légèrement, c'est-à-dire qu'il faudrait changer le filtre passe bande du premier étage pour qu'il soit pleinement fonctionnel dans cette bande IF de 75 MHz.

Pour ce qui est de la flexibilité, deux recommandations sont proposées par l'auteur : ajouter cinq têtes RF et améliorer l'intégration de plusieurs routines pour le calcul de la solution de navigation. Étant donné que la plateforme de développement offre 8 ADC, il serait souhaitable d'en tirer profit. En effet, l'architecture actuelle permet de poursuivre tous les signaux GNSS prévus mais pas simultanément. Or, il serait plus facile de développer de nouveaux algorithmes si tous ces signaux GNSS étaient visibles simultanément par le récepteur. De plus, il pourrait être intéressant de voir l'avantage de poursuivre le même signal sur deux liens différents. Par exemple, cela permettrait d'éliminer le bruit occasionné par cette partie du récepteur. L'autre proposition est l'amélioration de l'intégration de

plusieurs routines du calcul de la solution de navigation. Ces travaux ont montré l'avantage d'avoir plusieurs solutions temps réel au sein du même récepteur. Le principal avantage est de pouvoir comparer différents algorithmes sur la même série de données et cela en temps réel. En rendant cette fonctionnalité plus flexible, c'est-à-dire laisser le contrôle des différentes corrections et/ou algorithmes appliqués aux solutions à l'utilisateur, cela permettrait de comparer rapidement l'impact de ces nouveaux ajustements. De plus, il pourrait être intéressant d'analyser la possibilité de combiner la solution de différentes approches afin d'en améliorer la performance. Par exemple, il pourrait être possible d'exécuter simultanément deux solutions ayant des paramètres différents : l'une optimisée pour une solution en statique, l'autre optimisée pour une solution en dynamique.

En ce qui a trait aux recommandations permettant d'améliorer les performances du récepteur, elles sont nombreuses :

- Optimiser le code du MicroBlaze pour diminuer la charge de calcul,
- Améliorer l'algorithme de lissage afin de le rendre moins contraignant,
- Optimiser le décodeur de Viterbi,
- Enlever le masque d'élévation et le remplacer par une pondération via la matrice de confiance,
- Ajouter un mécanisme de calcul de la pseudo-distance des satellites du système SBAS,
- Ajouter un mécanisme de pondération en fonction de la qualité du signal détecté via les corrélateurs à espacement variable.

De plus, plusieurs analyses sont proposées afin de mieux caractériser le récepteur et, par le fait même, améliorer les points faibles de celui-ci :

- Analyse en temps réel des différentes erreurs GNSS via la fonctionnalité de multi-récepteurs,
- Analyse de la tête RF afin d'en identifier le délai de groupe pour pouvoir implémenter des corrections ionosphériques bi-fréquences voir tri-fréquences,
- Analyse de l'impact de l'espacement des corrélateurs,

- Analyse plus détaillée des différentes erreurs affectant la solution de navigation en comparant avec plusieurs récepteurs et non seulement le DL4-plus,
- Analyse détaillée de la pondération des mesures dans une solution de navigation.

Enfin, l'auteur suggère d'implémenter rapidement un décodeur de message de navigation GLONASS puisque tout est déjà en place pour continuer ce développement. Bien que cette combinaison, GPS-GLONASS, soit à l'étude depuis longtemps, les deux constellations seront pleinement opérationnelles avec deux fréquences (L1 et L2) pour une première fois offrant ainsi des performances inégalées à ce jour.

## ANNEXE I

### STRUCTURE DES MÉMOIRES DU RÉCEPTEUR SBAS-GNSS

Cette annexe présente le contenu des mémoires du récepteur SBAS-GNSS. Le contenu des mémoires est d'abord présenté de nouveau au Tableau A1-1. Les deux autres tableaux, Tableau AI-2 et Tableau AI-3 présentent les valeurs possibles des différents registres.

Tableau AI-1 Rappel de l'allocation de la mémoire pour le mécanisme de contrôle des canaux BPSK

<b>Champs</b>	<b>Valeurs</b>	<b>Byte</b>
32 bits de contrôles	IF (31:29), Type de signal (28:24), réservé (21:0)	4
Numéro de PRN	1 à 4294967296 (999 réservé pour usage interne)	4
Fréquence IF	15 MHz sauf pour GLONASS	4
Fréquence du code d'étalement	511000; 1023000; 10230000	4
Code d'étalement	Voir ICD respectifs des signaux GNSS	1300

Tableau AI-2 Contenu du registre des bits de contrôle

<b>IF</b>		<b>Type de signal</b>	
<b>Valeurs</b>	<b>Signification</b>	<b>Valeurs</b>	<b>Signification</b>
000	Échantillonnage direct	00000	GPSL1CA
001	ADC 6	00001	GPSL1CI
010	ADC 5	00010	GPSL2CM
011	ADC 4	00011	GPSL5I
100	ADC 3	00100	GALILEOE1B
101	ADC 2	00101	GALILEOE5AI
110	ADC 1	00110	GALILEOE5BI
111	réservé	00111	COMPASSB1CA
		01000	COMPASSB2CA
		01001	COMPASSB3CA
		01010	WAASL1
		01011	WAASL5
		01100	GLONASS_L1OF
		01101	GLONASS_L1ROC
		01110	GLONASS_L2OF
		01111	GLONASS_L3ROC
		10000	GLONASS_L5ROC
		10001	GPSL1CQ
		10010	GPSL5Q
		10011	GALILEOE1C
		10100	GALILEOE5AQ
		10101	GALILEOE5BQ
		10110	Réservé
		10111	Réservé
		11000	Réservé
		11001	Réservé
		11010	Réservé
		11011	Réservé
		11100	Réservé
		11101	Réservé
		11110	Réservé
		11111	Réservé

Tableau AI-3 Contenu du registre fréquence IF pour GLONASS

<b>Fréquence IF</b>	
<b>Indices GLONASS</b>	<b>Valeurs du registre (MHz)</b>
-7	11062500
-6	11625000
-5	12187500
-4	12750000
-3	13312500
-2	13875000
-1	14437500
0	15000000
1	15562500
2	16125000
3	16687500
4	17250000
5	17812500
6	18375000
7	18937500
8	19500000
9	20062500
10	20625000
11	21187500
12	21750000
13	22312500

## ANNEXE II

### CALCUL DE PERFORMANCE D'UNE SOLUTION DE NAVIGATION

#### II.1 Performance d'une solution de navigation

Il existe plusieurs méthodes statistiques permettant de quantifier la performance d'une solution de navigation. Certaines de ces méthodes sont une moyenne des mesures tandis que d'autres sont un pourcentage de la distribution des mesures. L'objectif de cette annexe est d'introduire les méthodes qui sont les plus utilisées dans le domaine et la relation entre celles-ci.

#### II.2 Exactitude et précision des mesures

Tout d'abord, il importe de faire la distinction entre les deux termes qui suit : précision et exactitude. Bien que ces deux termes permettent de décrire la performance d'une solution de navigation, ils ne représentent pas exactement la même chose:

- La **précision** quantifie la déviation des mesures par rapport à la moyenne.
- L'**exactitude** quantifie l'erreur entre la moyenne des mesures et la valeur réelle.

La figure qui suit présente graphiquement la distinction entre ces deux termes. La valeur réelle de la position est représentée par l'intersection des deux axes tandis que le cercle représente l'ensemble de points de la solution de navigation.

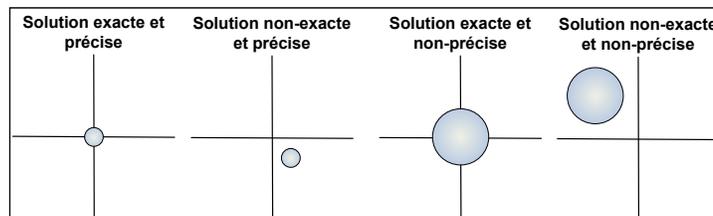


Figure AII-1 Exactitude et précision d'une solution de navigation.

L'ensemble de points de la solution de navigation provient des différentes erreurs comme les multitrajets, l'ionosphère, la troposphère ou le bruit du récepteur. La prochaine section discute des différentes méthodes statistiques permettant de quantifier la performance d'une solution de navigation.

### II.2.1 Quantification de la performance d'une solution de navigation

Les manufacturiers de récepteur de navigation utilisent la précision et l'exactitude de la solution de navigation pour quantifier la performance de leurs produits. Cependant, chacune de ces compagnies présentent cette performance différemment. De plus comme une grande majorité des applications ne nécessite qu'un positionnement sur une carte, la notation n'est souvent représentée qu'en deux dimensions. Les deux notations qui reviennent le plus souvent sont DRMS et CEP. Le tableau qui suit définit quelques notations statistiques de base qui sont la moyenne, l'écart-type, la variance et la moyenne quadratique.

Tableau AII-1 Définition des notations statistiques de base

Moyenne	$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i$
Écart-Type	$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}$
Variance	$\sigma^2$
Moyenne quadratique	$x_{rms} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i^2}$

### II.2.2 Distance moyenne quadratique (DRMS)

La notation DRMS permet de représenter la précision horizontale (2D) d'un récepteur. Pour calculer la valeur DRMS d'une solution de navigation, il faut trouver l'erreur moyenne quadratique entre la position réelle et celle calculée sur chacun des axes Nord-Sud et Est-

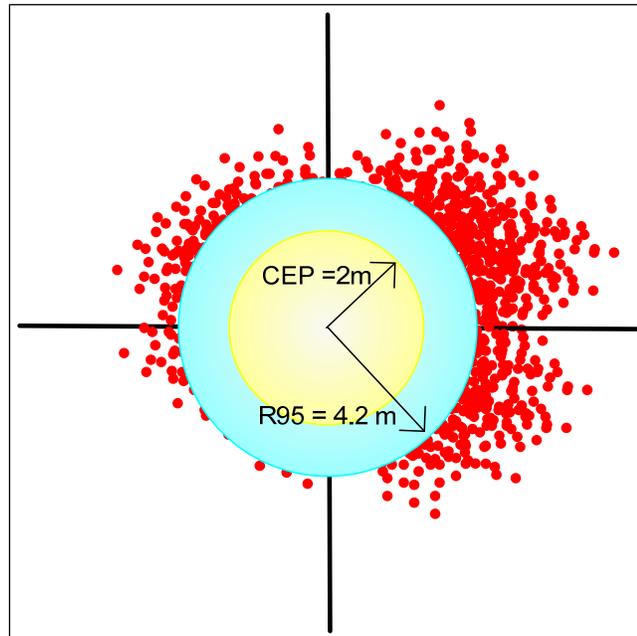
Ouest. Si l'erreur moyenne est nulle, cela revient à calculer la variance 2D de la solution de navigation.

$$DRMS = \sqrt{\sigma_{nord}^2 + \sigma_{est}^2} \quad (\text{AII-1})$$

$$2DRMS = 2 \cdot \sqrt{\sigma_{nord}^2 + \sigma_{est}^2} \quad (\text{AII-2})$$

### II.2.3 Erreur circulaire probable (CEP)

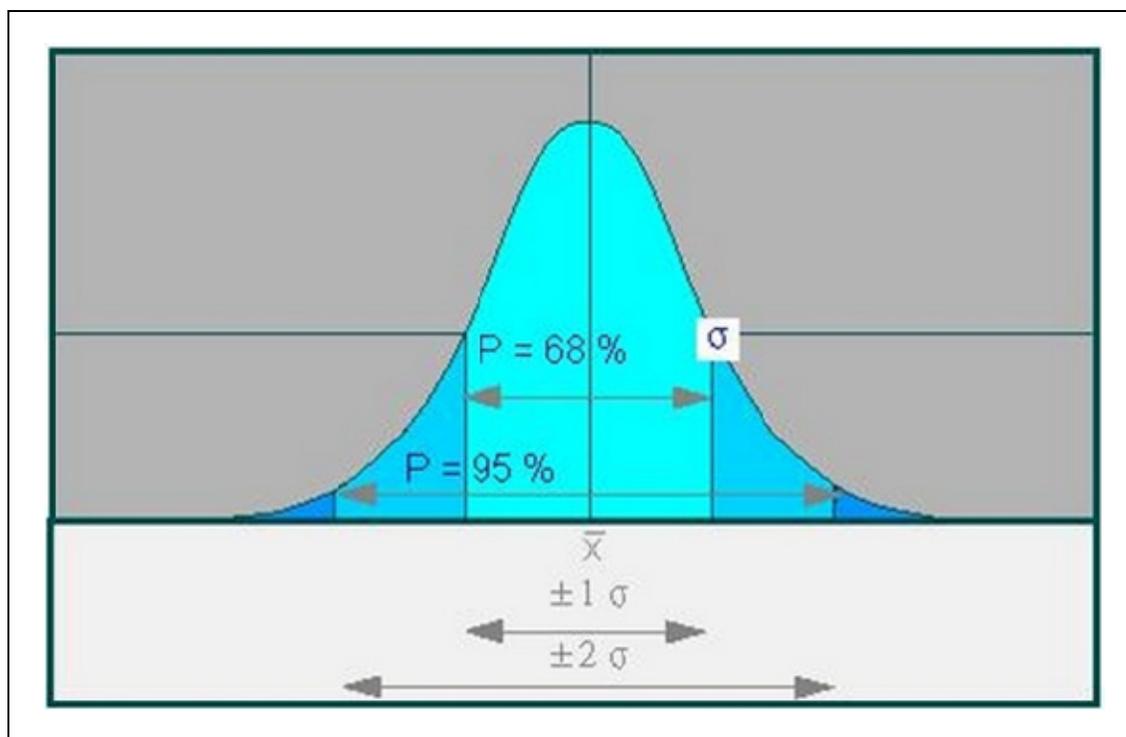
Une autre notation qui est fortement utilisée dans le domaine, est l'erreur circulaire probable (CEP). La valeur CEP fait référence au rayon du cercle de probabilité à l'intérieur duquel se trouve 50% des positions calculées par rapport à la position réelle. Par exemple : Si le CEP = 2 m alors 50% des mesures de position calculée sont à l'intérieure de 2 m de la position réelle. La notation R95 est elle aussi fortement utilisée, elle fait référence au rayon de probabilité à l'intérieur duquel se trouve 95% des valeurs. La Figure AI-2 représente ces deux notations.



**Figure AII-2 Représentation graphique d'une notation CEP et R95.**

#### **II.2.4 Distribution Gaussienne**

Un aspect intéressant des résultats d'une solution de navigation est que l'erreur suit une distribution Gaussienne centrée à zéro (Diggelen, 2007). Cette distribution permet ainsi de prédire la plage des erreurs de la solution de navigation lorsque l'on connaît l'un des différents paramètres comme la variance.



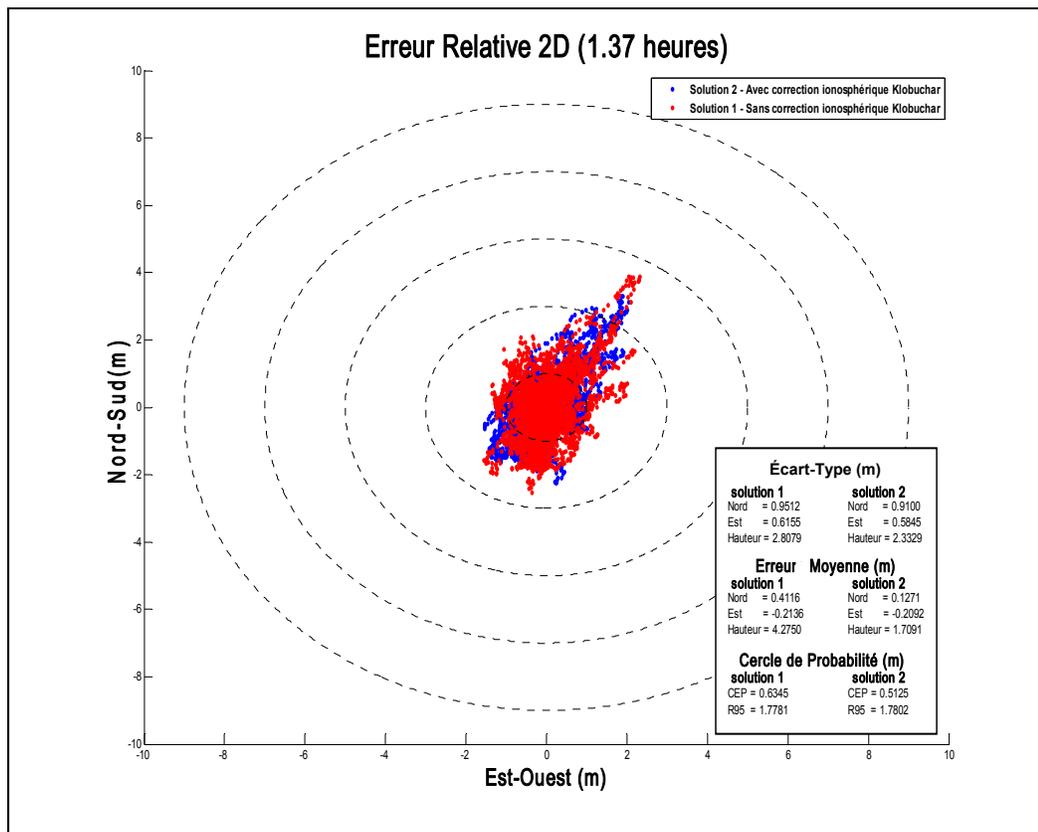
**Figure AII-3 Distribution normale.**

### **ANNEXE III**

#### **ANALYSE DE L'IMPACT DU MODÈLE KLOBUCHAR SUR LA SOLUTION DE NAVIGATION EN TEMPS-RÉEL**

L'objectif de cette annexe est de corroborer les conclusions apportées à la section 4.6.5. Il a été mentionné que l'impact des corrections ionosphériques provenant du modèle Klobuchar n'avait pas un impact très significatif. Pour cette raison, une autre prise de mesure a été réalisée avec les nouveaux canaux BPSK.

Ce test compare en temps-réel la solution avec les corrections ionosphériques provenant des messages GPS L1 C/A (modèle de Klobuchar) à une solution sans ces corrections. La prise de mesure a été réalisée à l'ÉTS le 4 mai 2010 vers 10h00. En analysant la Figure AIII-1, on remarque que les résultats sont très similaires à ceux présentés au chapitre 4. Toutefois, une amélioration est tout de même observable sur le CEP. En effet, celui-ci est passé de 0,63 m à 0,51 m lorsque les corrections sont appliquées. Mais d'un autre côté, le R95 est passé de 1,77 m à 1,78 m donnant ainsi moins d'intérêt à l'amélioration du CEP. De plus, on constate que l'écart-type est sensiblement la même pour les deux solutions. De plus, tout comme le test du chapitre 4, l'apport la plus importante des corrections ionosphériques via le modèle de Klobuchar survient au niveau de l'erreur moyenne de la hauteur. En effet, cette erreur est passée de 4,23 m à 1,70 m.



**Figure AIII-1 Comparaison en temps-réel de la distribution horizontale avec et sans corrections ionosphériques.**

## ANNEXE IV

### QUANTIFICATION DU BRUIT DES MESURES DE PSEUDO-DISTANCES

L'objectif de cette Annexe est de présenter la méthodologie de quantification du bruit des mesures de pseudo-distances. En fait, la méthode employée est d'effectuer une double différence des mesures dans le temps. Ce qui revient à effectuer la dérivée seconde de la mesure de pseudo-distance.

Tout d'abord, l'orbite d'un satellite est une ellipsoïde (Tsui, 2005). Donc, la distance entre le satellite et l'utilisateur est de forme parabolique pour un utilisateur statique comme le démontre les équations suivantes.

L'équation d'une ellipse est :

$$\frac{x_s^2}{a^2} + \frac{y_s^2}{b^2} = 1 \quad (\text{AIV-1})$$

L'équation de distance est :

$$d = \sqrt{(x_s - x_u)^2 + (y_s - y_u)^2} \quad (\text{m}) \quad (\text{AIV-2})$$

Si on isole  $y_s$  de l'équation AIV-1, que l'on considère l'utilisateur à (0,0) et qu'on l'introduit  $y_s$  dans l'équation AIV-2, alors on obtient :

$$d(x) = \sqrt{\frac{-2 \cdot b^2 \cdot x^2}{a^2} + b^2} \quad (\text{m}) \quad (\text{AIV-3})$$

Sachant que a et b sont respectivement le demi-grand axe et le demi-petit axe de l'orbite, donc des constantes, et que x est la position du satellite en x qui varie dans le temps, alors :

$$d(t) = \sqrt{C_1 \cdot f(t)^2 + C_2} \quad (\text{m}) \quad (\text{AIV-4})$$

Donc, la dérivée première et la dérivée seconde sont :

$$d'(t) = \frac{C_1 \cdot f(t)}{\sqrt{C_1 \cdot f(t)^2 + C_2}} \quad (\text{m/s}) \quad (\text{AIV-5})$$

$$d''(t) = \frac{C_1 \cdot C_2}{(C_1 \cdot f(t)^2 + C_2)^{3/2}} \quad (\text{m/s}^2) \quad (\text{AIV-6})$$

Ces équations sont représentées à la Figure AIV-1 ci-dessous. On constate que l'ordre de grandeur de la dérivée seconde est de l'ordre de 0,05 à 0,08 m/s<sup>2</sup>. Il est donc raisonnable de considérer cette courbe comme étant une ligne droite passant par zéro. Cette approximation permettra de quantifier le bruit sur les mesures de pseudo-distances.

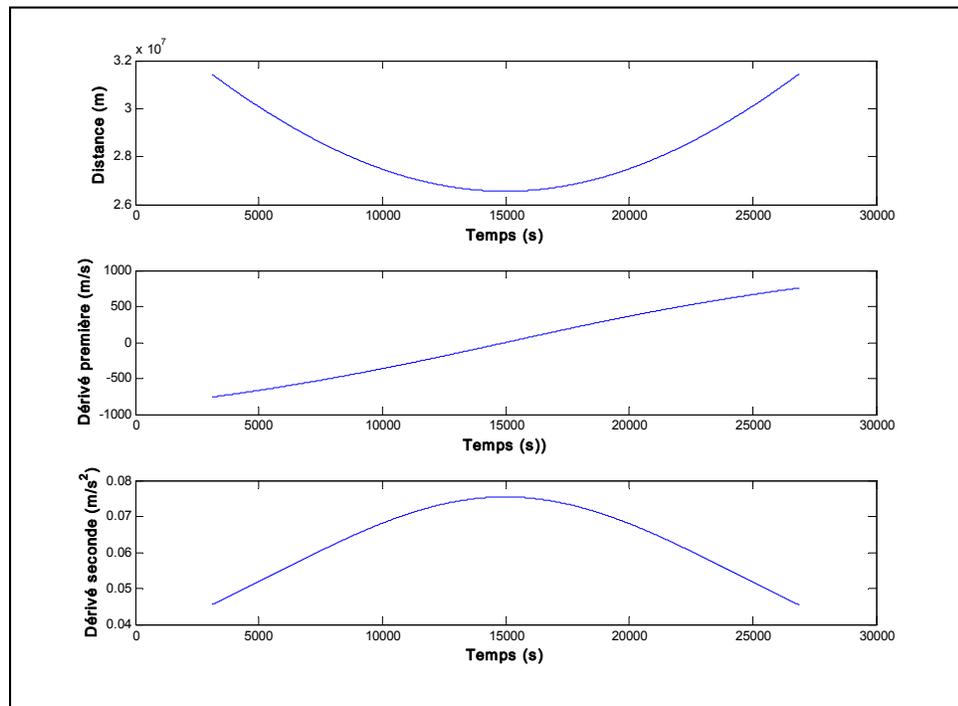
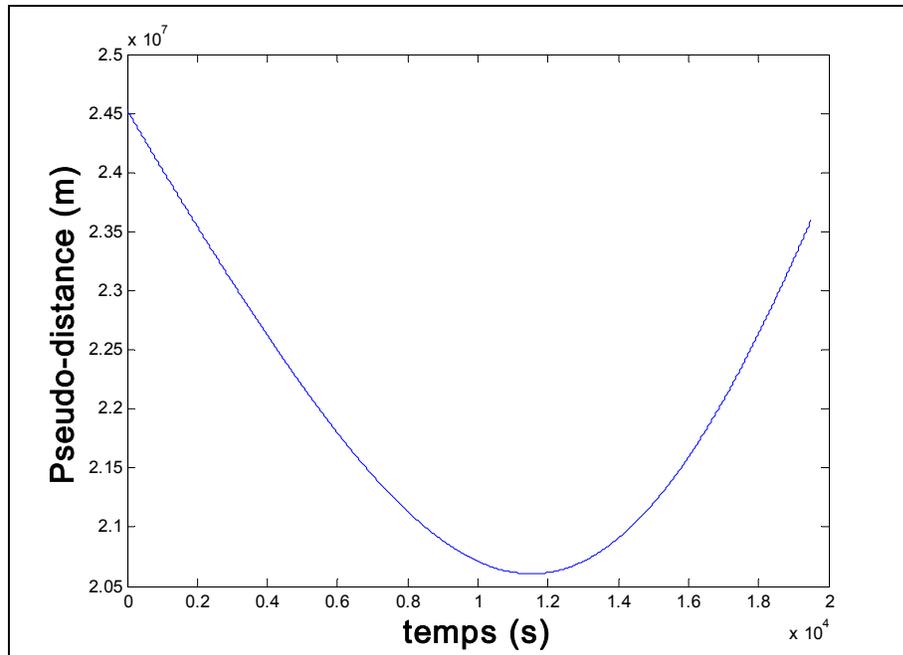


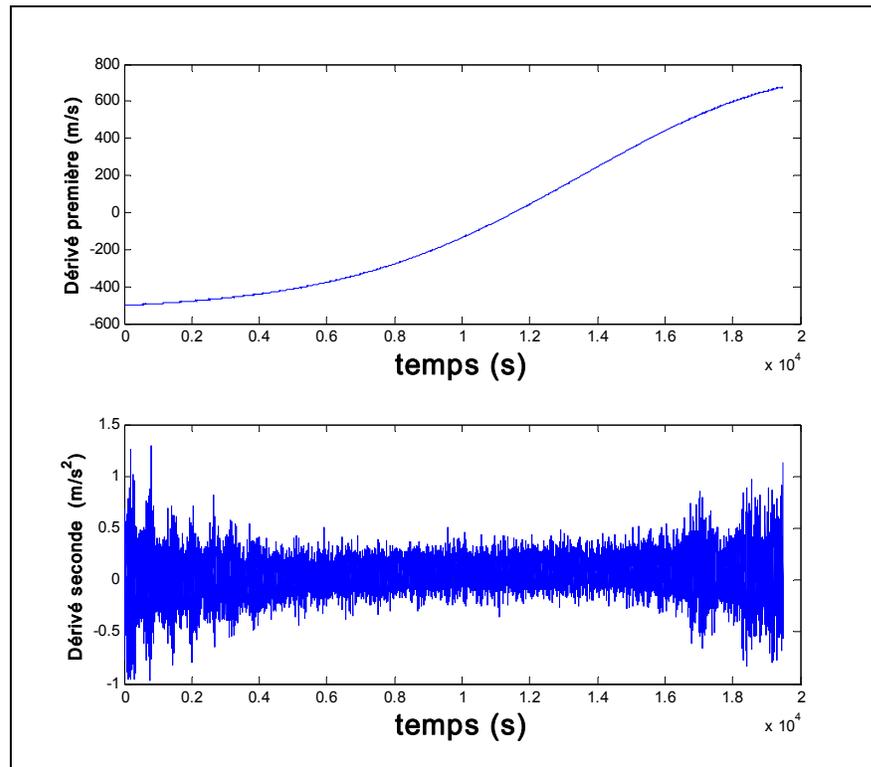
Figure AIV-1 Pseudo-distance et ces dérivés en fonction du temps.

D'un point de vue pratique la Figure AIV-2 présente une prise de mesure qui a été réalisée le 7 juillet 2009 sur le toit de l'ÉTS. On y voit la mesure de pseudo-distance du PRN 18 sur une durée de 5 heures environ.



**Figure AIV-2 Pseudo-distance du PRN 18 le 7 juillet 2009 par rapport à un utilisateur sur le toit de l'ÉTS.**

La Figure AIV-3 présente la dérivée première et la dérivée seconde de la pseudo-distance du PRN 18. On constate aisément que la dérivée seconde est bruitée par rapport à celle présentée à la Figure AIV-1. En temps normal, elle devrait varier d'au plus  $4\text{-}5 \text{ cm/s}^2$ , ce qui n'est visiblement pas le cas pour ce test. L'observation de la dérivée seconde de ce test permet de constater un bruit supérieur à 1 m lorsque le satellite est le plus éloigné.



**Figure AIV-3 Dérivé et dérivé seconde de la pseudo-distance du PRN 18 le 7 juillet 2009.**

## ANNEXE V

### CONFIGURATION DU RÉCEPTEUR NOVATEL DL-4PLUS

#### V.1 L1/L2 sans lissage de la porteuse

ANTENNAPOWER ON  
ASSIGNLBAND OMNISTAR 1536782 1200  
CLOCKADJUST ENABLE  
CLOCKOFFSET 0  
COM COM1 9600 N 8 1 N OFF ON  
COM COM2 9600 N 8 1 N OFF ON  
COM COM3 9600 N 8 1 N OFF ON  
COMCONTROL COM1 RTS DEFAULT  
COMCONTROL COM2 RTS DEFAULT  
COMCONTROL COM3 RTS DEFAULT  
**CSMOOTH 2 5**  
DATUM WGS84  
DGPSEPHMDELAY 120  
DGPSTIMEOUT 300  
DGPSTXID AUTO "ANY"  
DYNAMICS AIR  
ECUTOFF 5.0  
EXTERNALCLOCK DISABLE  
FIX NONE  
FIXPOSDATUM NONE  
FREQUENCYOUT DISABLE  
HPSEED RESET  
HPSTATICINIT DISABLE  
INTERFACEMODE COM1 NOVATEL NOVATEL ON  
INTERFACEMODE COM2 NOVATEL NOVATEL ON  
INTERFACEMODE COM3 NOVATEL NOVATEL ON  
INTERFACEMODE USB1 NOVATEL NOVATEL ON  
INTERFACEMODE USB2 NOVATEL NOVATEL ON  
INTERFACEMODE USB3 NOVATEL NOVATEL ON  
LOG COM1 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
LOG COM2 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
LOG COM3 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
LOG USB1 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
LOG USB2 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
LOG USB3 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
MAGVAR CORRECTION 0 0  
MARKCONTROL MARK1 ENABLE NEGATIVE 0 0  
MARKCONTROL MARK2 ENABLE NEGATIVE 0 0  
MOVINGBASESTATION DISABLE  
POSAVE OFF

POSTIMEOUT 600  
 PPSCONTROL ENABLE NEGATIVE 1.0 0  
 PSRDIFFSOURCE AUTO "ANY"  
 RTKCOMMAND USE\_DEFAULTS  
 RTKSOLUTION AUTO  
 RTKBASELINE UNKNOWN 0 0 0 0  
 RTKDYNAMICS DYNAMIC  
 RTKELEV MASK AUTO 0  
 RTKSVENTRIES 12  
 RTKSOURCE AUTO "ANY"  
**SBASCONTROL DISABLE AUTO 0 NONE**  
 SETNAV 90.0 0.0 90.0 0.0 0.0 from to  
 STATUSCONFIG PRIORITY STATUS 0  
 STATUSCONFIG PRIORITY AUX1 0x00000008  
 STATUSCONFIG PRIORITY AUX2 0  
 STATUSCONFIG SET STATUS 0x00000000  
 STATUSCONFIG SET AUX1 0  
 STATUSCONFIG SET AUX2 0  
 STATUSCONFIG CLEAR STATUS 0x00000000  
 STATUSCONFIG CLEAR AUX1 0  
 STATUSCONFIG CLEAR AUX2 0  
 UNDULATION TABLE 0  
 USERDATUM 6378137.0 298.2572235628 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0  
 USEREXPDATUM 6378137.0 298.25722356280 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0  
 UTMZONE AUTO 0  
 WAASECUTOFF -5.000000000

## V.2 L1/L2 avec lissage de la porteuse

ANTENNAPOWER ON  
 ASSIGNLBAND OMNISTAR 1536782 1200  
 CLOCKADJUST ENABLE  
 CLOCKOFFSET 0  
 COM COM1 9600 N 8 1 N OFF ON  
 COM COM2 9600 N 8 1 N OFF ON  
 COM COM3 9600 N 8 1 N OFF ON  
 COMCONTROL COM1 RTS DEFAULT  
 COMCONTROL COM2 RTS DEFAULT  
 COMCONTROL COM3 RTS DEFAULT  
**CSMOOTH 100 100**  
 DATUM WGS84  
 DGPSEPHMDELAY 120  
 DGPSTIMEOUT 300  
 DGPSTXID AUTO "ANY"  
 DYNAMICS AIR  
 ECUTOFF 5.0  
 EXTERNALCLOCK DISABLE  
 FIX NONE  
 FIXPOSDATUM NONE  
 FREQUENCYOUT DISABLE

HPSEED RESET  
 HPSTATICINIT DISABLE  
 INTERFACEMODE COM1 NOVATEL NOVATEL ON  
 INTERFACEMODE COM2 NOVATEL NOVATEL ON  
 INTERFACEMODE COM3 NOVATEL NOVATEL ON  
 INTERFACEMODE USB1 NOVATEL NOVATEL ON  
 INTERFACEMODE USB2 NOVATEL NOVATEL ON  
 INTERFACEMODE USB3 NOVATEL NOVATEL ON  
 LOG COM1 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 LOG COM2 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 LOG COM3 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 LOG USB1 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 LOG USB2 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 LOG USB3 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 MAGVAR CORRECTION 0 0  
 MARKCONTROL MARK1 ENABLE NEGATIVE 0 0  
 MARKCONTROL MARK2 ENABLE NEGATIVE 0 0  
 MOVINGBASESTATION DISABLE  
 POSAVE OFF  
 POSTIMEOUT 600  
 PPSCONTROL ENABLE NEGATIVE 1.0 0  
 PSRDIFFSOURCE AUTO "ANY"  
 RTKCOMMAND USE\_DEFAULTS  
 RTKSOLUTION AUTO  
 RTKBASELINE UNKNOWN 0 0 0 0  
 RTKDYNAMICS DYNAMIC  
 RTKELEV MASK AUTO 0  
 RTKSVENTRIES 12  
 RTKSOURCE AUTO "ANY"  
**SBASCONTROL DISABLE AUTO 0 NONE**  
 SETNAV 90.0 0.0 90.0 0.0 0.0 from to  
 STATUSCONFIG PRIORITY STATUS 0  
 STATUSCONFIG PRIORITY AUX1 0x00000008  
 STATUSCONFIG PRIORITY AUX2 0  
 STATUSCONFIG SET STATUS 0x00000000  
 STATUSCONFIG SET AUX1 0  
 STATUSCONFIG SET AUX2 0  
 STATUSCONFIG CLEAR STATUS 0x00000000  
 STATUSCONFIG CLEAR AUX1 0  
 STATUSCONFIG CLEAR AUX2 0  
 UNDULATION TABLE 0  
 USERDATUM 6378137.0 298.2572235628 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0  
 USEREXPDATUM 6378137.0 298.25722356280 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0  
 UTMZONE AUTO 0  
 WAASECUTOFF -5.000000000

### V.3 L1/L2 avec lissage de la porteuse et corrections SBAS

ANTENNAPOWER ON  
 ASSIGNLBAND OMNISTAR 1536782 1200  
 CLOCKADJUST ENABLE  
 CLOCKOFFSET 0  
 COM COM1 9600 N 8 1 N OFF ON  
 COM COM2 9600 N 8 1 N OFF ON  
 COM COM3 9600 N 8 1 N OFF ON  
 COMCONTROL COM1 RTS DEFAULT  
 COMCONTROL COM2 RTS DEFAULT  
 COMCONTROL COM3 RTS DEFAULT  
**CSMOOTH 100 100**  
 DATUM WGS84  
 DGPSEPHMDELAY 120  
 DGPSTIMEOUT 300  
 DGPSTXID AUTO "ANY"  
 DYNAMICS AIR  
 ECUTOFF 5.0  
 EXTERNALCLOCK DISABLE  
 FIX NONE  
 FIXPOSDATUM NONE  
 FREQUENCYOUT DISABLE  
 HPSEED RESET  
 HPSTATICINIT DISABLE  
 INTERFACEMODE COM1 NOVATEL NOVATEL ON  
 INTERFACEMODE COM2 NOVATEL NOVATEL ON  
 INTERFACEMODE COM3 NOVATEL NOVATEL ON  
 INTERFACEMODE USB1 NOVATEL NOVATEL ON  
 INTERFACEMODE USB2 NOVATEL NOVATEL ON  
 INTERFACEMODE USB3 NOVATEL NOVATEL ON  
 LOG COM1 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 LOG COM2 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 LOG COM3 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 LOG USB1 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 LOG USB2 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 LOG USB3 RXSTATUSEVENTA ONNEW 0 0 HOLD  
 MAGVAR CORRECTION 0 0  
 MARKCONTROL MARK1 ENABLE NEGATIVE 0 0  
 MARKCONTROL MARK2 ENABLE NEGATIVE 0 0  
 MOVINGBASESTATION DISABLE  
 POSAVE OFF  
 POSTIMEOUT 600  
 PPSCONTROL ENABLE NEGATIVE 1.0 0  
 PSRDIFFSOURCE AUTO "ANY"  
 RTKCOMMAND USE\_DEFAULTS  
 RTKSOLUTION AUTO  
 RTKBASELINE UNKNOWN 0 0 0 0  
 RTKDYNAMICS DYNAMIC

RTKELEVMASK AUTO 0  
RTKSVENTRIES 12  
RTKSOURCE AUTO "ANY"  
**SBASCONTROL ENABLE WAAS 0 NONE**  
SETNAV 90.0 0.0 90.0 0.0 0.0 from to  
STATUSCONFIG PRIORITY STATUS 0  
STATUSCONFIG PRIORITY AUX1 0x00000008  
STATUSCONFIG PRIORITY AUX2 0  
STATUSCONFIG SET STATUS 0x00000000  
STATUSCONFIG SET AUX1 0  
STATUSCONFIG SET AUX2 0  
STATUSCONFIG CLEAR STATUS 0x00000000  
STATUSCONFIG CLEAR AUX1 0  
STATUSCONFIG CLEAR AUX2 0  
UNDULATION TABLE 0  
USERDATUM 6378137.0 298.2572235628 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0  
USEREXPDATUM 6378137.0 298.25722356280 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0  
UTMZONE AUTO 0  
WAASECUTOFF -5.000000000

## LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Abbasiannik, Saloomeh 2009. « *Multichannel Dual Frequency GLONASS Software Receiver in Combination with GPS L1 C/A* ». M.Sc., Canada, Université de Calgary (Canada), 166 p. <<http://www.geomatics.ucalgary.ca/research/publications>>.
- Agostino, Mattia De, Marco Piras et Chiara Porporato. 2008. « *The New L2C GPS Code: Signal and Positioning Quality Analysis* ». In Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation ION GNSS 2008 (16-19 septembre). p. 1649-1657. Savannah, GA.
- Ahmed El-Rabbany. 2002. « *Introduction to GPS : The Global Positioning System* ». Coll. Mobile communications Series. Boston, 176 p.
- Akos, Dennis Matthew. 1997. « *A software radio approach to global navigation satellite system receiver design* ». Thèse de Doctorat en génie, États-Unis, Ohio University, 139 p.
- Alexander Steingass, Andreas Lehner. 2008. « *Difference in Multipath Propagation Between Urban and Suburban Environments* ». In ION GNSS 21st. International Technical Meeting of the Satellite Division (16-19 Septembre). Savannah, Georgia.
- Allien, A., C. Taillandier, C. Capo, K. Priselkow, J. Legenne, J. Marechal et J. Jeannot. 2009. « *Guide Egnos - À l'usage des Développeurs d'Applications* ».
- ARINC. 1993. « *NAVSTAR GPS Space Segment/Navigation User Interfaces Rev C* ». Interface Control Document. 160 p.
- ARINC. 2005. « *Navstar GPS Space Segment / User Segment L5 Interfaces* ». Coll. Interface Specification , IS-GPS-705. El Segundo, California: Navstar GPS Joint Program Office, 117 p.
- ARINC. 2006a. « *Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces* ». En ligne. Coll. Interface Specification , IS-GPS-200D. El Segundo, California: Navstar GPS Joint Program Office, 221 p. <[http://www.navcen.uscg.gov/gps/modernization/IS-GPS-200D\\_w\\_IRN\\_1\\_7Mar06%20NS.pdf](http://www.navcen.uscg.gov/gps/modernization/IS-GPS-200D_w_IRN_1_7Mar06%20NS.pdf)>. Consulté le 30 juillet 2007.
- ARINC. 2006b. « *Navstar GPS Space Segment/User Segment L1C Interfaces* ». En ligne. 133 p.<[http://www.navcen.uscg.gov/gps/modernization/L1/IS-GPS-800\\_19\\_DRAFT\\_Apr06.pdf](http://www.navcen.uscg.gov/gps/modernization/L1/IS-GPS-800_19_DRAFT_Apr06.pdf)>. Consulté le 30 juillet 2007.

- ARINC Engineering Services. 2005. « *Navstar GPS Space Segment / User Segment L5 Interfaces* ». En ligne. Coll. Interface Specification, IS-GPS-705. El Segundo, California: Navstar GPS Joint Program Office, 95 p.  
<<http://www.navcen.uscg.gov/gps/modernization/Number.pdf>>. Consulté le 30 juillet 2007.
- ARINC Engineering Services. 2006. « *Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces* ». En ligne. Coll. Interface Specification, IS-GPS-200D. El Segundo, California: Navstar GPS Joint Program Office, 221 p.  
<[http://www.navcen.uscg.gov/gps/modernization/IS-GPS-200D\\_w\\_IRN\\_1\\_7Mar06%20NS.pdf](http://www.navcen.uscg.gov/gps/modernization/IS-GPS-200D_w_IRN_1_7Mar06%20NS.pdf)>. Consulté le 30 juillet 2007.
- Biron, Annie. 2001. « *Integration des systemes de positionnement par satellites GPS et GLONASS* ». M.Sc., Canada, Université Laval (Canada), 147 p.  
<<http://proquest.umi.com/pqdweb?did=727325141&Fmt=7&clientId=46962&RQT=309&VName=PQD>>.
- Brémard, Thierry. 2007. « *Viterbi - Présentation et implémentation en C* ». <<http://bremardt.free.fr/data/viterbi.pdf>>.
- Brown, A., et B. Wolt. 1994. « *Digital L-band receiver architecture with direct RF sampling* ». In Position Location and Navigation Symposium, 1994., IEEE. p. 209-216.
- Calmettes, Vincent, Michel Bousquet, Willy Vigneau, Fabrice Legrand et Joel Lemorton. 2004. « *Analyse des brouillages non-intentionnels sur les systèmes de navigation par satellite et des techniques permettant d'en réduire les effets* ». Revue Scientifique et Technique de la Défense, n° 63, p. 97-108.
- CNAGA. 2009. « *COMPASS View on Compatibility and Interoperability* ». Coll. Meeting on GNSS Interoperability. Vienne, Autriche, PowerPoint.
- CSIC. 2002. « *GLONASS Interface Control Document* ». Interface Control Document. 55 p.
- Delaporte, Thomas, René Jr. Landry, Mohamed Sahmoudi et Jean-Christophe Guay. 2008. « *A Robust RTK Software for High-Precision GPS Positioning* ». In Annual European Navigation Conference – Global Navigation Satellite Systems (23-25 april 2008). Toulouse.
- Dierendonck, A.J. Van, Pat Fenton et Tom Ford. 1992. « *Theory and Performance of Narrow Correlator Spacing in a GPS Receiver* ». In Institute of Navigation National Technical Meeting (27-29 janvier). San Diego, California.

- Diez, José, Paolo D'Angelo et Antonio Fernandez. 2006. « *clock errors Simulation and Characterisation* ». In Institute of Navigation - 19th International Technical Meeting of the Satellite Division, ION GNSS 2006, Sep 26-29 2006. Vol. 2, p. 815-821. Institute of Navigation, Fairfax, VA 22030, United States.
- Diggelen, Frank Van. 2007. « *GNSS Accuracy: Lies, Damn Lies, and Statistics* ». GPS World, vol. 18, n° 1, p. p.26-32.
- DigiKey. 2010. « *Electronic Components Distributor* ». <<http://www.digikey.com>>. Consulté le 9 mai 2010.
- DoT, et FAA. 2001. « *Specification for the Wide Area Augmentation System (WAAS)* ». En ligne. FAA-E2892b. Federal Aviation of Administration, 156 p. <[http://gpsd.berlios.de/waas\\_specification.pdf](http://gpsd.berlios.de/waas_specification.pdf)>. Consulté le 27 septembre 2007.
- DoT, et FAA. 2008. « *Global Positioning System WASS performance standard* ». Federal Aviation of Administration, 60 p.
- EASICS. 2009. « *EASICS - Expert in System On-Chip Design* ». In CRC tools. <<http://www.easics.be/webtools/crctool>>.
- EC. 2009a. « *Galileo View on Interoperability* ». In ICG Workshop on Interoperability (30-31 juillet). Vienne, Autriche.
- Erik Gakskatter. 2010. « *SBAS Crashing* ». In Inside GNSS Magazine. Consulté le 23 mai 2010.
- ESA. 2008a. « *ESA - Satellite Application* ». In Signal Transmission - GIOVE A & B Signal In Space <[http://www.giove.esa.int/page\\_index.php?menu=10&page\\_id=58](http://www.giove.esa.int/page_index.php?menu=10&page_id=58)>.
- ESA. 2008b. « *Galileo Open Service Signal In Space Interface Control Document* », Draft 1. European Space Agency / European GNSS Supervisory Authority, 179 p.
- ESA. 2008c. « *Giove-A + B - Navigation Signal-In-Space Interface Control Document* ». European Space Agency / European GNSS Supervisory Authority, 51 p.
- Euiho, Kim, T. Walter et S.P. Powell. 2006. « *Optimizing WAAS Accuracy/Stability for a Single Frequency Receiver* ». In Institute of Navigation Global Navigation Satellite Systems Conference ION GNSS 2006 (25 -28 septembre). Forth Worth, TX.
- European Space Agency. 2007. « *What is EGNOS?* ». In About EGNOS. <[http://www.esa.int/esaNA/GGG63950NDC\\_egnos\\_0.html](http://www.esa.int/esaNA/GGG63950NDC_egnos_0.html)>.

- FAA. 2007. « *WAAS Satellite corrections* ». In Real-Time WAAS Data. <[http://www.nstb.tc.faa.gov/RTData\\_WaasSatelliteData.htm](http://www.nstb.tc.faa.gov/RTData_WaasSatelliteData.htm)>.
- FAA. 2009a. « *Satellite-Based Augmentation System Office – News* ». In Navigation Services. <[http://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/waas/news/](http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/news/)>.
- FAA. 2009b. « *Service Monitoring Subsystem* ». In FAA Tech Center. <<http://www.nstb.tc.faa.gov/opsdisplay.html>>. Consulté le 24 janvier 2010.
- FAA. 2009c. « *WAAS/LASS Update to ICG WG-A* ». Coll. Meeting on GNSS Interoperability . Vienne, Autriche, PowerPoint.
- Fortescue, Peter, John Stark et Graham Swinerd. 2003. « *Spacecraft Systems Engineering* ». Volume 1, Édition 2004. Chichester: John Wiley & Sons Ltd., 678 pages p.
- Fortin, Marc-Antoine. 2007. « *Techniques de robustesse des récepteurs Global Navigation Satellite System (GNSS)* ». Montréal: École de technologie supérieure, 120 p.
- Fortin, Marc-Antoine, J.-C. Guay et R. Landry Jr. 2009a. « *Real-Time Low-Cost Multipath Mitigation Technique Calibrated through Real Data Repeatable Testing* ». In Proceedings of the Institute of Navigation - ION GNSS 2009 (September 23-26, 2009). Savannah, Georgia: Institute of Navigation .
- Fortin, Marc-Antoine, Jean-Christophe Guay et R. Landry Jr. 2009b. « *Performances of a Universal GNSS Tracking Channel* ». In Proceedings of the Institute of Navigation - ION GNSS 2009 (September 23-26, 2009). Savannah, Georgia: Institute of Navigation.
- Gao, Grace Xingxin , Alan Chen, Sherman Lo, David De Lorenzo et Per Enge. 2007. « *GNSS Over China - The Compass Meo Satellite Codes* ». vol. 4, n° 4, p. 36-43.
- Gatti, Giulano, Marco Falcone, Valter Alpe, Maktar Malik, Thomas Burger, Manuela Rapisarda et Elizabeth Rooney. 2008. « *GIOVE-B Chilbolton In-Orbit Test* ». InsideGNSS, vol. 5, n° 6 (septembre/octobre), p. 30-35.
- Gerakoulis, Diakoumis, et Evaggelos Gerantonis. 2001. « *CDMA Access and Switching for Terrestrial and Satellite Networks* ». Chichester (UK), 270 p.
- Gérard Maral, et Michel Bousquet. 2002. « *Satellite communications systems - Systems, Techniques and Technology* », 4e Edition. John wiley & Sons, 758 p.

- Gibbons, Glen. 2008. « *GLONASS - A New Look for the 21st Century* ». InsideGNSS: Integrity Beyond RAIM, Beyond GPS, vol. 3, n° 4 (Mai/Juin), p. 16-17.
- Google. 2010. « *Google Maps* ». <<http://www.google.com/map>>. Consulté le 27 mars 2010.
- GPS World. 2008. « *More Satellites! More Signals!* ». GPS World, vol. 19, n° 11, p. p.6.
- GPS World. 2008. « *India Approves GAGAN Funding* ». <<http://sidt.gpsworld.com/gpssidt/Avionics+%26+Transportation+News/India-Approves-GAGAN-Funding/ArticleStandard/Article/detail/550092?contextCategoryId=33831&searchString=gagan>>. Consulté le 18 mars 2009.
- GPS World. 2009a. « *China Suggests Solution to Compass-Galileo Overlay Problem* ». In GNSS System. <<http://www.gpsworld.com/gnss-system/news/china-suggests-solution-compass-galileo-overlay-problem-8772>>. Consulté le 9 juin 2009.
- GPS World. 2009b. « *GPS Health in Question* ». vol. 20, n° 6, p. 6-8.
- Grelier, T., A. Ghion, J. Dantepal, L. Ries, A. DeLatour, J.-L. Issler, Jose A. Avila-Rodriguez, Stefan Wallner et Guenter W. Hein. 2007. « *Compass Signal Structure and First Measurements* ». In Proceedings of the 20th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation ION GNSS 2007 (25 -28 septembre). p. 3015-3024. Forth Worth, TX.
- Grewal, Mohinder S., Lawrence R. Weill et Argus P. Andrews. 2001. « *Global positioning systems, inertial navigation, and integration* ». New York, N.Y.: J. Wiley and Sons, xix, 392 p.
- Guay, Jean-Christophe, Bruno Sauriol et Marc-Antoine Fortin. 2008. « *Real-time Multipath Monitoring and Characterization with a variable Spacing Correlator on a FPGA-Based Software GNSS Receiver* ». In Proceedings of the Institute of Navigation - ION GNSS 2008 (September 16-19, 2008). Savannah, Georgia: Institute of Navigation, .
- Hatch, Ron. 1983. « *The synergism of GPS code and carrier measurements* ». In International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning (Las Cruces, New Mexico, 8-12 Février). p. 1212-1231.
- Inside GNSS. 2006. « *Benefits of the New GPS Civil Signal - The L2C study* ». vol. 18, n° 7, p. 42-56.

- Jan P. Weiss, Penina Axelrad, Andrew G. Dempster, Chris Rizos, Samsung Lim. 2007. « *Estimation of Simplified Reflection Coefficients for Improved Modeling of Urban Multipath* ». In ION 63 Annual Meeting (23-25 avril). Cambridge, Massachusetts.
- Japan Civil aviation Bureau. 2007. « *Signal Transmission by MTSAT Satellite-Based Augmentation System (MSAS)* ». In Signal Transmission by MSAS. <[http://www.kasc.go.jp/english/msas\\_01.htm](http://www.kasc.go.jp/english/msas_01.htm)>. Consulté le 14 mai 2009.
- Javad. 2010. . « *The Triumph chip.* » En ligne. <<http://www.javad.com/jgnss/products/triumph.html>>. Consulté le 30 mai 2010.
- K. Moon, Todd. 2005. « *Error Correction Coding: Mathematical Methods and Algorithms* », 1<sup>st</sup>. Coll. Wiley series . New Jersey: John Wiley & Sons Inc., 756 p.
- Kaplan, Elliott D. 1996. « *Understanding GPS principles and applications* ». Coll. Artech House mobile communications library. Boston, Mass.: Artech House, 554 p.
- Kaplan, Elliott D., et Christopher Hegarty. 2005. « *Understanding GPS principles and applications* », Second. Coll. Artech House mobile communications library. Boston, Mass.: Artech House, 680 p.
- Klimov, V., V. Persev, S. Revniviykh, V. Mitrikas, V. Kossenko, V. Zvonar, V. Dvorkin, E. Andruschak et A. Tyulyakov. 2005. « *GLONASS Status, Performance and Perspectives* ». In Proceedings of the 18th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation ION GNSS 2005. Long Beach, California
- Klobuchar, John A. 1975. « *A First-Order, Worldwide, Ionospheric, Time-Delay Algorithm* ». Coll. Air Force Survey in Geophysics , no 324. Massachusetts, 25 p.
- Lamontagne, G. 2009. « *Conception et Mise en Oeuvre d'une Tête de Réception à Échantillonnage Direct RF pour les Signaux de Radionavigation par Satellite* ». Master, Montréal, École de Technologies Supérieure, 220 p.
- Leandro, Rodrigo F., Thatchineswaran Thirumurthi, Liliana Sükeova, Richard B Langley et Marcelo Carvallio dos Santos. 2008. « *Analysis of GPS L2C Signal Quality and its Impact on PPP Performance* ». In Proceedings of the 2008 National Technical Meeting of the Institute of Navigation (28-30 Janvier). p. 1020-1031. San Diego, CA.
- Lestarquit, L., J.-L. Issler, O. Nouvel, M. Sihrener, G. Lamontagne, J.-C. Guay, R. Landry Jr, O. Julien, C. Macabiau et M. Nouvel-Malicorne. 2009. « *SBAS Interference - Worst Case Scenario* ». GPS World, vol. 20, n° 4, p.37-42.

- Liu, M, Marc-Antoine Fortin et R. Landry Jr. 2009. « *A Recursive Quasi-optimal Fast Satellite Selection Method for GNSS Receivers* ». In Proceedings of the Institute of Navigation - ION GNSS 2009 (September 23-26, 2009). Savannah, Georgia: Institute of Navigation, .
- Lyrtech. 2008. « *Lyrtech's Products* ». En ligne.  
<<http://www.lyrtech.com/index.php?act=view&pv=VHS-ADC>>. Consulté le 3 août 2009.
- Meng-Lung Tsai, Yu-sheng Huang, Kai-Wei Chiang et Ming Yang. 2008. « *The Impact of Compass/Beidou-2 on future GNSS: A perspective from Asia* ». In Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation ION GNSS 2008 (16-19 septembre). p. 2227-2238. Savannah, Georgia.
- Meteo Media. 2010. « *Archives Météo: Montréal* ».   
<<http://www.meteomedia.com/>>. Consulté le 28 avril 2010.
- Milbert, Dennis. 2008. « *Dilution of Precision revisited* ». Navigation: Journal of the institute of Navigation, vol. 55, n° 1 (Automne 2008), p. 15.
- Misra, Pratap, et Per Enge. 2006. « *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance* », 2e édition. Lincoln, Massachussetts: Ganga-Jamuna Press, 570 p.   
<<http://www.gpstextbook.com/>>.
- Mongrédien, Cécile. 2008. « *GPS L5 Software Development for High-Accuracy Applications* ». Calgary, University of Calgary, 187 p.
- Morcone, Jennifer, et Robert Gutro. 2008. « *NASA Satellites Capture Start of New Solar Cycle* ».   
<http://www.nasa.gov/centers/marshall/news/news/releases/2008/08-005.html>>.
- Narbaïts-Jauréguy, Damien. 2009. « *Développement d'une tête RF Multi-Fréquentielle Permettant l'Acquisition par FFT des Signaux des Systèmes Globaux de Navigation Satellitaire* ». École Nationale Supérieure d'Ingénieurs - École de technologie supérieure, 100 p.
- Navstar, GPS. 2008. « *Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard* », 4e. 160 p.
- Novatel. 2006a. « *DL-4plus* ». <<http://www.navtechgps.com/Downloads/DL4plus.pdf>>. Consulté le 15 mars 2010.

- Novatel. 2006b. « *GPS-704x* ».   
 <[www.novatel.com/Documents/Papers/GPS704X.pdf](http://www.novatel.com/Documents/Papers/GPS704X.pdf)>. Consulté le 15 mars 2010.
- Novatel. 2008. « *GPS-702* ».   
 <[http://www.novatel.com/Documents/Papers/GPS701\\_702GG.pdf](http://www.novatel.com/Documents/Papers/GPS701_702GG.pdf)>. Consulté le 15 mars 2010.
- Novatel. 2010. « *Waypoint – Products Group* ».   
 <[http://www.novatel.com/products/waypoint\\_pps.htm](http://www.novatel.com/products/waypoint_pps.htm)>. Consulté le 16 juin 2010.
- Nyquist, H. 1928. « *Certain topics in telegraph transmission theory* ». In Trans. AIEE. Vol. 47, p. 617-644.
- Parkinson, Bradford W., James J. Spilker Jr, Penina Axelrad et Per Enge. 1996. « *The Global Positioning System: Theory and Applications* ». 1-2. Coll. Progress in Astronautics and Aeronautics , 163. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 793 p.
- PPM. 2004. « *AT575-75* ».   
 <[http://www.ppmgmbh.com/ppm%20ov/pdf\\_e/Brochure%20webpage%20e/GPS%20Hardware/GPS%20Antennen/AT575-75ppm\\_en.pdf](http://www.ppmgmbh.com/ppm%20ov/pdf_e/Brochure%20webpage%20e/GPS%20Hardware/GPS%20Antennen/AT575-75ppm_en.pdf)>. Consulté le 15 mars 2010.
- ResearchAndMarkets. 2007. « *World Global Positioning systems Market Forecast (2006-2008)* ». In Research And Markets: Reports.   
 <<http://www.researchandmarkets.com/reports/312517>>. Consulté le 7 mars 2008.
- Reshetnev Company. 2009. « *Satellite System GLONASS Status and Plan* ». Coll. Meeting on GNSS Interoperability . Vienne, Autriche, PowerPoint.
- RTCA. 2001. « *Minimum Operational Performance Standards For Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment* ». Washington, DC 20036: RTCA.
- RTCA. 2009. « *Minimum Operational Performance Standards for 1090 MHz Extended Squitter Automatic Dependent Surveillance – Broadcast (ADS-B) and Traffic Information Services – Broadcast (TIS-B)* ». Washington, DC 20036: RTCA.
- Sahmoudi, Mohammed, et René Jr. Landry. 2008. « *Multipath - Mitigation Techniques Using Maximum-Likelihood Principle* ». InsideGNSS. Vol. Novembre/décembre 2008, p. 24-29.

- Samama, Nel. 2008. « *Global Positioning - Technologies and Performance* ». Coll. Wiley Survival Guides in engineering and Science. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 419 p.
- Sarma, A.D., D. Venkata Ratnam, K. Ravi Chandra et D. Krishna Reddy. 2007. « *Modeling of India Ionosphere for GNSS Augmentation Systems* ». In Location - The portal on Positioning and Navigation. <[http://www.location.net.in/magazine/2007/jan-feb/34\\_2.htm](http://www.location.net.in/magazine/2007/jan-feb/34_2.htm)>. Consulté le 9 juillet 2009.
- Sauriol, Bruno. 2008. « *Mise en oeuvre en temps réel d'un récepteur hybride GPS-Galileo* ». Mémoire de maîtrise en génie électrique, Montréal, École de Technologies Supérieure, 329 p.
- Saw, Nyo Mi, Nobuaki Kubo et Sam Pullen. 2009. My Coordinates . « *MSAS performance evaluation under ionospheric conditions* » . <<http://www.mycoordinates.org/aug09/msas.php>>. Consulté le 7 octobre 2009
- Senior, Kenneth L., Jim R. Ray et Ronald L. Beard. 2008. « *Characterization of periodic variations in the GPS satellite clocks* ». GPS Solutions, vol. 12, n° 3, p. 211-225.
- Sima, Adhya, Ziebart Marek, Sibthorpe Ant, Arrowsmith Peter et Paul Cross. 2005. « *Thermal Force Modeling for Precise Prediction and Determination of Spacecraft Orbits* ». Journal of The Institute of Navigation, vol. 52, n° 3 (Automne 2005), p. 14.
- Simsky, Andrew. 2006. « *Three's the Charm: Triple-Frequency Combinations in Future GNSS* ». InsideGNSS, vol. 18, n° 7 (juillet/aout), p. 38-41.
- Stanford Research Systems. 2003. « *CG635 Synthesized Clock Generator* ». <<http://www.thinksrs.com/products/CG635.htm>>. Consulté le 17 janvier 2010
- Steingass, Alexander, et Andreas Lehner. 2004. « *Measuring the navigation multipath channel - A statistical analysis* ». In Proceedings of the 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, ION GNSS 2004. p. 1157-1164. Long Beach, CA, United States: Institute of Navigation, Fairfax, VA 22030, United States.
- Talbot, Nicholas C. 1991. « *High-Precision Real-Time GPS Positioning Concepts: Modeling and Results* ». Journal of Navigation, vol. 38.
- Thiam, Chérif. 2009. « *Conception d'une Tête de réception à échantillonnage direct RF pour les récepteurs GNSS* ». Polytech' Marseille - École de technologie supérieure, 75 p.

- Topcon. 2009. « *Benefits from Multi-System GNSS Receivers for professional applications* ». Coll. Meeting on GNSS Interoperability. Vienne, Autriche, PowerPoint.
- Tsui, James Bao-yen. 2005. « *Fundamentals of global positioning system receivers : a software approach* », 2nd. Coll. Wiley series in microwave and optical engineering . New Jersey: John Wiley & Sons Inc., xvi, 352 p.
- U.S Air Force. 2009. « *GPS Status and Modernization* ». Vienne, Autriche, PowerPoint.
- U.S Naval Observatory. 2009a. « *Block I Satellite information* ». In GPS Timing Data & Information. <<ftp://tycho.usno.navy.mil/pub/gps/gpsb1.txt>>. Consulté le 8 avril 2009
- U.S Naval Observatory. 2009b. « *GPS Operational Satellites (Block II/IIA/IIR/IIR-M)* ». In GPS Timing Data & Information. <<ftp://tycho.usno.navy.mil/pub/gps/gpsb2.txt>>. Consulté le 12 avril 2009
- U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. 2001. Specification for the Wide Area Augmentation System (WAAS). En ligne. FAA-E2892b. Federal Aviation of Administration, 156 p. <[http://gpsd.berlios.de/waas\\_specification.pdf](http://gpsd.berlios.de/waas_specification.pdf)>. Consulté le 27 septembre 2007.
- Van Dierendonck, A. J., Pat Fenton et Tom Ford. 1992. « Theory and performance of narrow correlator spacing in a GPS receiver ». Navigation, vol. 39, n° 3, p. 265-283.
- Wi-Sys Communications Inc. 2003. WS2901 Inline Amplifier Series GPS/L-band RF Gain Blocks. En ligne. <[http://www.canalgeomatics.com/product\\_files/WS2901%20datasheet\\_88.pdf](http://www.canalgeomatics.com/product_files/WS2901%20datasheet_88.pdf)>. Consulté le 21 septembre 2008.