

Traitement des données GNSS

Contenu

3.1.	Présentation des données GNSS.....	40
3.1.1.	Format RTCM	40
3.1.2.	Format RINEX	42
3.1.3.	Format NMEA.....	42
3.2.	Traitements de données RINEX	44
3.2.1.	Fichier d'observations GNSS.....	45
3.2.3.	Fichier des messages de navigation GLONASS	50
3.2.4.	Fichier des messages de navigation Galileo	52
3.3.	Détermination des positions et les vitesses des satellites.....	55
3.3.1.	Calcul des positions et des vitesses des satellites GPS et Galileo	55
3.4.	Modélisation des erreurs GNSS	60
3.4.1.	Correction des erreurs d'horloges satellites	60
3.4.2.	Corrections des erreurs à la propagation.....	62
3.4.3.	Modèle des multi-trajets.....	67
3.5.	Résultats de simulation des erreurs sources	68
3.6.	Conclusion.....	71

Ce chapitre présente dans un premier temps les différents formats de données GNSS : formats RTCM, RINEX et NMEA. Ensuite, il présentera le contenu des fichiers de données RINEX qui servira au calcul de la position du récepteur. Après la présentation des données RINEX, nous présenterons la détermination de la position et de la vitesse des satellites. Enfin, nous présenterons les modélisations des erreurs GNSS.

3.1. Présentation des données GNSS

Différents formats de données ont été spécifiés pour l'échange de données de navigation par satellite. Trois formats ont été retenus au niveau international : RTCM, RINEX, NMEA. Le premier format RTCM est défini par la commission technique radio pour les services maritimes (RTCM-Radio Technical commission for Maritime Services). Il est utilisé pour la transmission en temps réel des mesures et des corrections différentielles. Le deuxième format RINEX est utilisé pour l'échange de données brutes (raw data), en particulier pour les applications de post-traitement, tester les nouveaux algorithmes (RINEX-Receiver-Independent Exchange). Le troisième format NMEA est défini par l'Association nationale d'électronique marine (NMEA-National Marine Electronics Association). Il est particulièrement utilisé pour la transmission des solutions de position.

3.1.1. Format RTCM

La transmission des données de correction entre un récepteur référent et un récepteur inconnu a été normalisée en 1985 selon les propositions de la commission technique radio des services maritimes des Etats-Unis [16]. Le format RTCM a été introduit à l'origine pour les opérations différentielles dans les applications maritimes. Cependant, il est désormais utilisé dans tous les domaines d'application pour la transmission de toutes sortes de données GNSS. RTCM maintient les normes RTCM 10402.3 (version 2.3) et RTCM 10403.3 (version 3.3) en tant que normes "actuelles".

La version 2.3 définit 64 types de messages différents comme indiqué dans le Tableau 3.1. Les messages sont constitués d'une séquence de mots de 30 bits chacun. Les six derniers bits de chaque mot sont des bits de parité. Chaque message commence par un en-tête de deux ou trois mots. Le premier mot contient un préambule fixe, l'identificateur du type de message et l'identificateur de la station de référence. Le deuxième mot contient l'étiquette temporelle de la trame, le numéro de séquence, la longueur du message et un indicateur de santé de la station de référence. Dans certains messages, un troisième mot est ajouté à l'en-tête. Le message total a une longueur maximale de 33 mots.

Tableau 3.1 : Messages de la version 2.3 (gssc.esa/DGNSS_Standards)

Types de message	Nom de message	Type de message	Nom de message
1	Correction GPS différentielle	13	Paramètres de l'émetteur au sol
2	Correction GPS différentielle Delta	14	Message de l'auxiliaire d'enquête
3	Paramètres de la station de référence	15	Message sur l'ionosphère (troposphère)
4	Arpentage (surveying)	16	Message spécial
5	Constellation santé	17	Almanach des éphémérides
6	Null frame	18	Mesures non corrigées de la phase du transporteur

Traitement des données GNSS

7	Almanachs des balises	19	Mesures non corrigées de la pseudo-distance
8	Pseudolite Almanachs	20	Corrections de la phase du support RTK
9	Corrections différentielles partielles des ensembles de satellites	21	RTK corrections de pseudo-distance
10	Corrections différentielles du code P	22-58	Non défini
11	C/A-code L1, L2 corrections delta	59	Message propriétaire
12	Pseudolite (Pseudo-Satellite) paramètres de la station	60-63	GeMultipurpose Usa

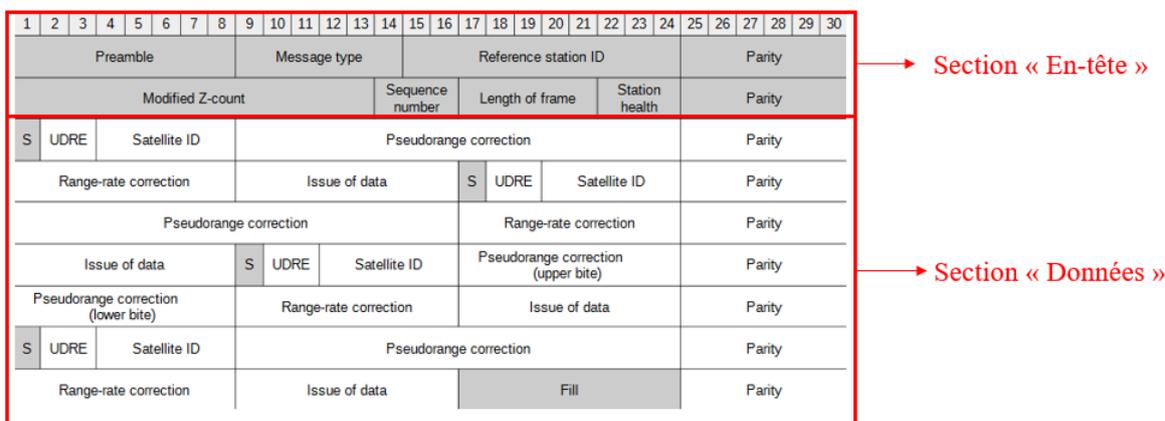


Figure 3.1 : Structure d'un message à quatre satellites de type 1 [19]

Dans la Figure 3.1, la longueur de la trame du message de type 1 est de 30 bits, tandis que la hauteur de la trame dépend du nombre de satellites visibles à la station de référence – par exemple dans ce cas, la hauteur de la trame est de neuf mots avec quatre satellites visibles. Chaque mot se termine par une parité de 6 bits, qui est utilisée pour vérifier les erreurs.

Dans la version 2.3, le DGPS (Différentiel GPS) conventionnel nécessite les types de message 1, 2 et 9 pour assurer la précision du compteur. Le fonctionnement RTK (Real Time Kinematics) repose sur les types de message 18 à 21 pour fournir une précision centimétrique. Divers systèmes utilisent le format de message RTCM pour transmettre des informations propriétaires. Le message de type 59, en particulier, peut être utilisé comme canal de communication pour transmettre, par exemple : des messages courts.

La version 3 du RTCM a été définie pour accroître l'efficacité de la transmission des informations et pour améliorer l'opération d'intégrité. La version 3 a été conçue en particulier pour les opérations RTK et le réseau RTK, où un grand volume de données doit être transmis. Le message se compose d'un préambule de 8 bits, d'un identificateur de longueur de message de 10 bits et de 6 bits supplémentaires dans l'en-tête, réservés pour une utilisation future. Le champ de données a une longueur maximale de 1024 octets, suivie d'un contrôle de redondance cyclique (CRC - Cyclic Redundancy Check) sur 24 bits.

Pour la transmission des données RTCM sur Internet, le transport en réseau de RTCM via le format du protocole Internet (NTRIP-Networked Transport of RTCM via Internet Protocol) a été défini par l'agence fédérale Allemande de cartographie et de géodésie. Le NTRIP est basé sur le protocole de transfert hypertexte (HTTP-hypertext transfer protocol). Entre-temps, le format NTRIP a été officiellement repris par le RTCM.

3.1.2. Format RINEX

Afin d'économiser de l'espace de stockage, les formats propriétaires de récepteur GNSS sont principalement binaires. Cela crée un problème lors de la combinaison de données provenant de différents récepteurs GNSS. Pour résoudre ce problème, le format RINEX est développé. En 1989, la première version est développée par W.Gurtner de l'institut d'astronomie de l'Université de Berne, en Suisse.

Les types de fichiers RINEX (ASCII) les plus couramment utilisés sont le fichier de navigation, qui contient les données d'éphémérides du satellite, et le fichier d'observation. Le fichier d'observation contient essentiellement les phases de porteuse, les distances en code, les mesures Doppler et les rapports signal/bruit des GPS, GLONASS, Galileo, Beidou, ainsi que les données de systèmes d'augmentation satellitaire EGNOS et WASS(SBAS). Les observations des différents GNSS sont désignées par le caractère « G » pour GPS, « R » pour GLONASS, « E » pour Galileo et « S » pour les satellites SBAS. Depuis 1993, la version RINEX 2 est disponible, elle a été révisée et adoptée plusieurs fois. La version RINEX 3.02 a été soumise en avril 2013 et contient de nouveaux codes d'observation provenant de système GPS ou Galileo. La dernière version est RINEX 3.04 de décembre 2018. Actuellement, les deux version RINEX 2 et RINEX 3 sont toujours utilisées.

La version RINEX 2.11 définit sept fichiers RINEX différents, chacun contenant une section d'en-tête et une section de données : (1) fichier de données d'observation GNSS, (2) fichier de message de navigation GPS, (3) fichier de données météorologiques, (4) fichier de message de navigation GLONASS, (5) fichier de message de navigation par satellite géostationnaire, (6) fichier de données d'horloge satellite et récepteur et (7) fichier de données de diffusion SBAS. La longueur de ligne de tous les fichiers RINEX 2.11 est limitée à un maximum de 80 caractères et le nombre de lignes varie selon le fichier. Dans la version 3, la restriction de 80 caractères dans la longueur de ligne des enregistrements d'observation est supprimée. Les détails de fichiers RINEX sont présentés dans la section 3.2.

3.1.3. Format NMEA

L'association nationale américaine d'électronique marine (NMEA-US National Marine Electronics Association) a proposé en 1983 la spécification d'interface NMEA-0183 [16]. Bien que définie à l'origine pour l'interface des appareils électroniques marins, elle est devenue entre-temps une interface standard volontaire de l'industrie pour les récepteurs GNSS. Le format de données NMEA spécifie le format d'échange des informations de position, y compris les indicateurs de qualité, les données de route sur terre ou de vitesses sur terre. La transmission de la correction différentielle, bien que spécifiée aujourd'hui, ne faisait pas partie des objectifs initiaux de NMEA-0183.

La norme NMEA-0183 spécifie une transmission de données en série avec un débit de 4800 bps et un format ASCII 8 bits des données. Les récepteurs GNSS offrent généralement des débits de transmission plus élevés.

Traitement des données GNSS

Un ensemble de données NMEA, désigné par une chaîne ou une phrase, est composé de 82 caractères au maximum. Chaque phrase commence par le signe de dollar « \$ » suivi de l'adresse déposée. L'adresse déposée est généralement subdivisée en un champ de deux caractères et un type de phrase de trois caractères. Entre-temps, environ 60 types de phrases différents ont été approuvés (certaines phrases dans Tableau 3.2.). Le champ parlant utilise un « GP » pour indiquer les données GPS et un « GL » pour les informations GLONASS, BD ou GB pour les informations Beidou et « GA » pour les informations Galileo. L'adresse déposée est suivie d'un nombre variable de champs de données qui sont séparés par des virgules (.). Le dernier champ de données est suivi d'un astérisque « * » et d'une somme de contrôle optionnelle. Seuls certains types de messages requièrent obligatoirement la somme de contrôle, qui est calculée par une opération XOR des caractères commençant après le « \$ » jusqu'au « * », mais à l'exclusion de celui-ci. La somme de contrôle, donnée en format hexadécimal, est finalement suivie d'un caractère de retour de chariot et de saut de ligne. Les différents messages et leur contenu sont définis dans le Tableau 3.2. La version actuelle 4.11 de la NMEA-0183 a été publiée en 2018.

Tableau 3.2 : Quelques phrases NMEA liées au GNSS

Phrases	Description du contenu
ALM	Données de l'almanach
GGA	Données relatives à la position (temps, coordonnées ellipsoïdales, nombre de satellites, dilution de la position, indicateur de qualité, hauteur géoïdale)
GLL	Données fixes réduites (heure, latitude, longitude, statut)
GSA	Satellites actifs (utilisés pour le calcul de la position), y compris les facteurs DOP
GSV	Satellites en vue, azimut, élévation et rapports signal/bruit pour chaque satellite
VTG	Données de navigation (cap sur le sol, vitesse sur le sol)

Nous allons ci-dessous, décoder les données NMEA, par exemple une ligne des données de phrases « GGA » [source :gpsinformation.org/dale/nmea] :

\$GPGGA,123519,4807.038,N,01131.000,E,1,08,0.9,545.4,M,46.9,M,,*47

Où :

GP	Données indiquées de GPS
GGA	Données relatives
123519	Correction prise à 12 :35 :19 UTC
4807.038,N	Latitude 48 deg 07.038' N
01131.000,E	Longitude 11 deg 31.000' E
1	Qualité fixe : 0 = non valable 1 = GPS fixe 2 = DGPS fixe 3 = PPS fixe 4 = Cinématique en temps réel 5 = RTK flottant 6 = Estimé (estimation) 7 = Mode de saisie manuelle 8 = Mode de simulation
08	Nombre de satellite suivis
0.9	Dilution horizontale de la position

545.4,M	Altitude, mètres, au-dessus du niveau moyen de la mer
46.9,M	Hauteur du géoïde (niveau moyen de la mer) au-dessus du WGS84 ellipsoïde
« Champ vide »	Temps en secondes depuis la dernière mise à jour du DGPS
« Champ vide »	Numéro d'identification de la station DGPS
*47	Les données de la somme de contrôle, commence toujours par *

3.2. Traitements de données RINEX

Dans ce travail de thèse, les données RINEX ont été utilisées. Pourquoi sont-elles utilisées ? Première raison, elles peuvent être utilisées pour tester des solutions matérielles et logicielles et pour de nouveaux algorithmes de post-traitement, par exemple : modélisation de l'ionosphère ou de la troposphère. Deuxième raison, sous réserve des limitations matérielles, l'accès aux mesures brutes permet à un développeur d'utiliser des techniques de positionnement avancées (RTK, PPP) et de créer une solution actuellement disponible uniquement dans les récepteurs professionnels. Il en résulte une poussée technologique pour développer de nouvelles applications. Troisième raison, l'accès aux mesures brutes offrira de nouveaux moyens de détecter les interférences RF et de localiser la source d'interférence en combinant les mesures de plusieurs appareils ou de vérifier la source (OS-NMA : Open Service Navigation Message Authentication). Avec la troisième raison, d'autres applications seront réalisées dans le future proche.

Pour déterminer la position et la vitesse d'un récepteur, des données navigation des satellites et des observations sont utilisées. Dans nos travaux, les quatre types fichiers RINEX sont utilisés : le fichier d'observations GNSS, le fichier des messages de navigation GPS, le fichier des messages de navigation GLONASS et le fichier des messages de navigation Galileo.

Tableau 3.3 : Type de variables dans le format RINEX

(# est utilisé pour identifier l'espace)

Type de variable	Format	Exemples	Description
Integer	In	I4 : '2020' I5 : '#2020' I3.3 : '020'	Un nombre entier à 'n' positions. Notez qu'il est possible de spécifier la longueur minimale de l'entier en incluant un nombre après le symbole en point flottante. Cela oblige à compléter le nombre, même avec des zéros.
Float	Fn.m	F8.2 : '-1999.50' F8.2 : '#1999.50' F7.3 : '99.000'	Un 'n' positions double avec 'm' positions décimales. La note 'n' comprend l'espace du signe et le symbole en point flottante.
Exponential	Dn.m	D12.2 : '-1402.20D+02' D12.4 : '-0.1999D+06' E12.3 : '44.000E+006' E12.3 : '-44.000E+006'	Un double exponentiel à 'n' positions avec 'm' positions décimales. La note 'n' est la longueur totale du nombre exponentiel, qui comprend

Traitement des données GNSS

			l'espace du signe, le symbole en point flottante et l'exposant lui-même. Afin de tenir compte des différents facteurs de conformité, les lettres E, e, D, et d sont autorisées entre la fraction et l'exposant de tous les nombres à point flottante dans les fichiers de messages du RINEX.
Characters	An	A2 : '#E' A3 : 'GPS'	Un caractère 'n' positions. Notez que cela inclut le caractère vide.
Empty Fields	nX	1X: '#'	Caractères à 'n' position (blancs). Les champs définis comme vides sont des champs réservés qui doivent rester vides car ils pourront être utilisés dans les versions futures.

3.2.1. Fichier d'observations GNSS

<pre> 2.11 OBSERVATION DATA M (MIXED) RINEX VERSION / TYPE teqc 2016Nov7 IGN-RGP 20170102 00:07:16UTC / RUN BY / DATE Linux 2.4.21-27.ELsmp Opteron gcc Linux x86_64 =+ COMMENT Converto v3.5.1 IGN 20170102 000657 UTC COMMENT teqc 2016Nov7 Administrateur RGP 20170101 01:04:38UTC COMMENT teqc 2016Nov7 IGN-RGP 20170101 01:04:34UTC COMMENT teqc 2016Nov7 IGN-RGP 20170101 01:04:32UTC COMMENT 2.043 (antenna height) COMMENT +48.38049068 (latitude) COMMENT -4.49659762 (longitude) COMMENT 0065.806 (elevation) COMMENT BIT 2 OF LLI FLAGS DATA COLLECTED UNDER A/S CONDITION COMMENT 10004M004 (COGO code) COMMENT BRST MARKER NAME 10004M004 MARKER NUMBER Automatic OBSERVER / AGENCY 5046K71749 TRIMBLE NETR9 4.85 REC # / TYPE / VERS 1441017048 TRMS7971.00 NONE ANT # / TYPE 4231162.7880 -332746.9200 4745130.6890 APPROX POSITION XYZ 2.0431 0.0000 0.0000 ANTENNA: DELTA H/E/N 1 1 WAVELENGTH FACT L1/2 22 L1 L2 C1 C2 P1 P2 D1 D2 S1# / TYPES OF OBSERV S2 L5 C5 D5 S5 L7 C7 D7 S7# / TYPES OF OBSERV L8 C8 D8 S8 # / TYPES OF OBSERV 30.0000 INTERVAL 17 LEAP SECONDS SNR is mapped to RINEX snr flag value [0-9] COMMENT L1 & L2: min(max(int(snr_dBHz/6), 0), 9) COMMENT Forced Modulo Decimation to 30 seconds COMMENT 2017 1 1 0 0 0.0000000 GPS TIME OF FIRST OBS END OF HEADER 17 1 1 0 0 0.0000000 0 25G21R05G23G20G26G25R22G14G16R23G02G25 R12R14R13G31R24E26E01E12E24E18S20S36 S23 119992726.985 7 93500841.95745 22833855.820 46.200 31.100 22833859.184 127449408.671 5 99127335.316 5 23842047.508 23842049.078 23842046.418 23842049.012 35.400 34.600 130005607.838 7 101303060.00544 24739244.242 43.300 26.600 24739245.359 </pre>	<p>Section « En-tête »</p> <p>Section « Données »</p>
--	---

Figure 3.2 : Exemple type du fichier d'observations

La Figure 3.2 représente un exemple type de fichier d'observations RINEX qui est constitué de deux sections : la section « en-tête » et la section « données ». Le fichier d'observations contient dans son en-tête des informations sur les coordonnées de la station, le nombre et les types d'observation, l'intervalle d'observations en secondes et le temps du premier

Traitement des données GNSS

enregistrement. Les types d'observations du GPS comprennent les types de mesures pseudo-distances en phase (L1, L2 et L5), les types de mesures pseudo-distances en mètres (code C/A, L2C, P1, P2) et les types de mesures de fréquences Doppler (D1 et D2) sur L1 et L2 en Hertz, les types de mesures de signal sur bruit (S1, S2, ...). La section en-tête peut contenir certains enregistrements optionnels comme des secondes intercalaires (leap seconds). La dernière d'en-tête doit être « END OF HEADER ». Le Tableau 3.4 montre la position de chaque valeur dans son en-tête.

Tableau 3.4 : Description en-tête du fichier d'observations

Fichier de données d'observations GNSS – Description en tête																																					
LABEL	DESCRIPTION	FORMAT																																			
Ligne (61 :80) # APPROX POSITION XYZ	- Position approximative du marqueur (WGS84)	3 F14.4 (Float) Position X = ligne (1 : 14) Position Y = ligne (15 :28) Position Z = ligne (29 :42)																																			
# TYPES OF OBSERV	- Nombre de types d'observations différents	I 6 (Integer) = ligne (1 : 6)																																			
	- Types d'observation (code d'observation et code de fréquence)	9 (4X, A1, A1) ligne (7 :12), ligne (13 :18) ... ligne (55 : 60)																																			
	- Si types d'observation est plus 9 : utiliser la ligne suivant * Code d'observation C : Pseudo-distance GPS : C/A, L2C Glonass : C/A Galileo : tout P : Pseudo-distance GPS et Glonass : P code L : phase de porteur D : Fréquence Doppler S : SNR (signal sur bruit) * Code fréquence <table border="1" style="margin-left: 20px;"> <thead> <tr> <th></th> <th>GPS</th> <th>Glonass</th> <th>Galileo</th> <th>SBAS</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1</td> <td>L1</td> <td>G1</td> <td>E2 – L1- E1</td> <td>L1</td> </tr> <tr> <td>2</td> <td>L2</td> <td>G2</td> <td>--</td> <td>--</td> </tr> <tr> <td>5</td> <td>L5</td> <td>--</td> <td>E5a</td> <td>L5</td> </tr> <tr> <td>6</td> <td>--</td> <td>--</td> <td>E6</td> <td>--</td> </tr> <tr> <td>7</td> <td>--</td> <td>--</td> <td>E5b</td> <td>--</td> </tr> <tr> <td>8</td> <td>--</td> <td>--</td> <td>E5a</td> <td>--</td> </tr> </tbody> </table>		GPS	Glonass	Galileo	SBAS	1	L1	G1	E2 – L1- E1	L1	2	L2	G2	--	--	5	L5	--	E5a	L5	6	--	--	E6	--	7	--	--	E5b	--	8	--	--	E5a	--	6X, 9 (4X, 2A1) ligne (7 :12), ligne (13 :18) ... ligne (55 : 60)
	GPS	Glonass	Galileo	SBAS																																	
1	L1	G1	E2 – L1- E1	L1																																	
2	L2	G2	--	--																																	
5	L5	--	E5a	L5																																	
6	--	--	E6	--																																	
7	--	--	E5b	--																																	
8	--	--	E5a	--																																	
# END OF HEADER	Dernier enregistrement dans la section d'en- tête																																				

La section de données est divisée en époques : chacun contient l'horodatage de l'observation le temps de réception du signal reçu, le nombre et la liste des satellites, les différents types de mesures dans la même séquence que dans l'en-tête, l'intensité du signal. La section de données peut éventuellement contenir le décalage l'horloge du récepteur en secondes (Figure 3.2). Les satellites des différents systèmes sont différenciés via un identifiant système « s » suivi d'un numéro de satellite à deux chiffres « nn » (« snn », où « s » est défini sur « G » ou vide pour le GPS, « R » pour GLONASS, « E » pour le signal géostationnaire ou « E » pour le Galileo. Le numéro de satellite à deux chiffres « nn » représente le numéro PRN (GPS et Galileo), le numéro de slot (GLONASS) et le numéro PRN-100(GEO), par exemple « G21 » est le satellite PRN 21 de satellite GPS. Dans le Tableau 3.5, elle montre la position de chaque paramètre dans sa section des données.

Tableau 3.5 : Description d'enregistrement de données du fichier d'observations

Fichier de donne d'observation GNSS – Description d'enregistrement de données		
OBS_RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
EPOCH/SAT Ou EVENT FLAG	- Epoch : - annee (2 chiffres)	1 X, I2 Ligne (2 : 3)
	- mois, jour, heure, min	4 (1X, I2) Ligne (5 :6), ligne (8 :9), ligne (11 :12), ligne (14 :15)
	- sec	F11.7 Ligne (16 :26)
	- Epoch flag	2X, I1 Ligne (29)
	- Nombre de satellite en cours	I3 Ligne (30 :32)
	- Liste des PRNs G : GPS ; R : Glonass ; E : Galileo ; S: SBAS	12 (A1, I2) Ligne (33 :35), ligne (36 :38)... ligne (66 :68)
	- Décalage de l'horloge du récepteur	F12.9 Ligne (69 :80)
	Si nombre des satellites sont plus 12, utiliser la ligne suivant	32X, 12 (A1,I2)
OBSERVATIONS	- Observation	F14.3 Ligne (1 :14)
	- LLI	Enregistrer des données pour chaque type d'observations (même séquence dans l'en tete) I1 Ligne (15)
	- Signal strength	I1 Ligne (16)
	Chaque ligne, on peut récupérer des données des maximum 5 types des observations	
	Si nombre des types des observations sont plus 5, utiliser les lignes suivants	5 (F14.3, I1, I1)

Après la récupération des données dans le fichier d'observations RINEX, les informations sont rangées comme indiqué dans le Tableau 3.6.

Tableau 3.6 : Stockage des données du fichier d'observations sous Matlab

Colonne	Description	Unité
1 - 6	Indique l'instant de mesure en Année/Mois/Jours/Heure/Minutes/Secondes	-
7	Numéro PRN du satellite auquel correspondent les mesures	-
8	Valeur de la mesure L1	Cycles
9	Valeur de la mesure L2	Cycles
10	Valeur de la mesure C1	m
11	Valeur de la mesure C2	m
12	Valeur de la mesure P1	m
13	Valeur de la mesure P2	m
14	Valeur de la mesure Doppler D1	-
15	Valeur de la mesure Doppler D2	-
16	Valeur du rapport signal sur bruit S1	-
17	Valeur du rapport signal sur bruit S2	-
18	Valeur de la mesure L5	Cycles
19	Valeur de la mesure C5	m
20	Valeur de la mesure Doppler D5	-
21	Valeur du rapport signal sur bruit S5	-
22	Valeur de la mesure L7	Cycles
23	Valeur de la mesure C7	m
24	Valeur de la mesure Doppler D7	-
25	Valeur du rapport signal sur S7	-
26	Valeur de la mesure L8	Cycles
27	Valeur de la mesure C8	m
28	Valeur de la mesure Doppler D8	-
29	Valeur du rapport signal sur bruit S8	-

3.2.2. Fichier des messages de navigation GPS

```

2.11 N: GPS NAV DATA RINEX VERSION / TYPE
seqc 2016Nov7 IGN 20170102 00:57:07UTC PGM / RUN BY / DATE
17 LEAP SECONDS
7.4506D-09 -1.4901D-08 -5.9605D-08 1.1921D-07 ION ALPHA
9.2160D+04 -1.1469D+05 -1.3107D+05 7.2090D+05 ION BETA
9.313225746155D-10 3.552713676801D-15 233472 1930 DELTA-UTC: R0,R1,T,W
END OF HEADER
3 17 1 1 0 0 0.0-1.046103425324D-04-1.136968377216D-12 0.000000000000D+00
2.800000000000D+01 2.259375000000D+01 4.565904543341D-09 2.138133947438D+00
1.229345798492D-06 4.022765206173D-04 9.067356586456D-06 5.153545946121D+03
0.000000000000D+00 2.048909664154D-08 1.158428633362D+00 4.284083843231D-08
9.592452636613D-01 2.017500000000D+02 8.49296666723D-01-7.968545823189D-09
6.328835233660D-10 1.000000000000D+00 1.930000000000D+03 0.000000000000D+00
2.000000000000D+00 0.000000000000D+00 1.862645149231D-09 2.800000000000D+01
0.000000000000D+00
8 17 1 1 0 0 0.0-4.440313205123D-05-1.364242052659D-12 0.000000000000D+00
1.100000000000D+01-5.415625000000D+01 4.643764928147D-09 5.489569517462D-02
-2.788379788399D-06 2.308963448741D-03 1.767650246620D-06 5.153563743591D+03
0.000000000000D+00-3.352761268616D-08-9.450962447664D-01-6.146728992462D-08
9.653712740799D-01 3.504687500000D+02-9.490802373671D-01-8.469995371740D-09
-2.317953745612D-10 1.000000000000D+00 1.930000000000D+03 0.000000000000D+00
2.000000000000D+00 0.000000000000D+00 5.122274160385D-09 1.100000000000D+01
0.000000000000D+00
10 17 1 1 0 0 0.0-1.150798052549D-04 1.136968377216D-12 0.000000000000D+00
3.800000000000D+01 2.787500000000D+01 4.605548831194D-09 1.442347578538D+00
1.436099410057D-06 2.066762186587D-03 8.746981620789D-06 5.153674987793D+03
0.000000000000D+00-6.519258022308D-08 1.154611125228D+00 3.539025783539D-08
9.594441956504D-01 2.097500000000D+02-2.942786497315D+00-7.984618299872D-09
5.550231385598D-10 1.000000000000D+00 1.930000000000D+03 0.000000000000D+00
2.000000000000D+00 0.000000000000D+00 2.328306436539D-09 3.800000000000D+01
0.000000000000D+00

```

Figure 3.3 : Exemple de fichier des messages de navigation GPS

Le deuxième fichier RINEX constitue le fichier de navigation GPS. Il contient les informations satellites dans le Figure 3.3. Dans son en-tête, il contient des informations telles que la date de création du fichier, le nom de l’agence qui dirige la campagne. En outre, il peut contenir des informations supplémentaires, comme les paramètres du modèle ionosphérique (ION ALPHA, ION BETA). Comme le fichier d’observations, la dernière ligne doit être « END OF HEADER ». La section « données » est constituée des paramètres d’almanach reliant le temps GPS et l’UTC, les secondes intercalaires, le numéro PRN du satellite et l’horodatage, les paramètres d’horloge satellite. Les enregistrements suivants contiennent des informations sur l’orbite de diffusion de satellite, la santé du satellite, la semaine GPS et d’autres informations pertinentes. Le Tableau 3.7 présente la description de la section donnée du fichier navigation.

Tableau 3.7 : Description de la section donnée du fichier navigation GPS

Fichier de Navigation GPS – Description d'enregistrement de données		
OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
PRN/EPOCH/SV CLK	- Numéro PRN de satellite - Epoch : Toc – Time of clock Année Mois Jour Heure Min Sec - Biais d'horloge (seconds) - Dérive de l'horloge (sec/sec) - Vitesse de dérive de l'horloge (sec/sec ²)	I2 Ligne (1 :2) 1X, I2 - ligne (4 :5) 1X, I2 – ligne (7 :8) 1X, I2 – ligne (10 :11) 1X, I2 – ligne (13 :14) 1X, I2 – ligne (16 :17) F5.1 - ligne (18 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)
BROADCAST ORBIT – 1	- IODE (Issue Of Data, Ephemeris) - Crs (mètres) - Delta n (radians/sec) - M0 (radians)	3X, D19.12 – ligne (4 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)
BROADCAST ORBIT – 2	- Cuc (radians) - e Excentricité - Cus (radians) - sqrt(A) (sqrt(m))	3X, D19.12 – ligne (4 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)
BROADCAST ORBIT – 3	- Toe (Time of Ephemeris) (seconds) - Cic (radians) - OMEGA (radians) - CIS (radians)	3X, D19.12 – ligne (4 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)
BROADCAST ORBIT – 4	- i0 (radians) - Crc (mètres) - omega (radians) - OMEGA DOT (radians/sec)	3X, D19.12 – ligne (4 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)
BROADCAST ORBIT – 5	- IDOT (radians/sec) - Codes sur le canal L2 - Semaine de GPS - Indicateur de données L2 P	3X, D19.12 – ligne (4 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)
BROADCAST ORBIT – 6	- Exactitude de SV (mètres) - Santé de SV - TGD (seconds) - IDOC (Issue of Data, Clock)	3X, D19.12 – ligne (4 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)
BROADCAST ORBIT – 7	- Délai de transmission du message - Intervalle d'ajustement - Spare - Spare	3X, D19.12 – ligne (4 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)

Après avoir lu toutes les informations, elles sont stockées sous Matlab comme indiqué dans le Tableau 3.8.

Tableau 3.8 : Stockage des données du fichier de navigation sous Matlab

Col	Abrev.	Description	Unité
1	PRN	Numéro PRN du satellite	-
2	M0	Anomalie moyenne (à l'instant de référence de l'éphéméride)	Rad
3	Delta n	Correction du mouvement moyen	Rad/s
4	E	Excentricité de l'orbite du satellite	-
5	sqrt(a)	Racine-carrée du demi grand axe de l'orbite du satellite	\sqrt{m}
6	OMEGA	Longitude du nœud ascendant	Rad
7	i0	Inclinaison de l'orbite, à l'instant de référence de l'éphéméride	Rad
8	omega	Argument de périégée (pour l'instant de référence de l'éphéméride)	Rad

Traitement des données GNSS

9	OMEGA DOT	Variation de la longitude du nœud ascendant	Rad/s
10	IDOT	Variation de l'inclinaison de l'orbite	Rad/s
11	Cuc , Cus	Amplitudes des termes de correction harmonique cosinus et sinusoïdale pour l'argument calculé de latitude	Rad
12			
13	Crc , Crs	Amplitude des termes de correction harmonique cosinus et sinus pour le rayon d'orbite calculé	m
14			
15	Cic , Cis	Amplitude des termes de correction harmonique cosinus et sinusoïdale pour les angles d'inclinaison calculés	Rad
16			
17	Toe	Nombre de secondes écoulées depuis le début de la semaine GPS au temps de référence de l'éphéméride	s
18	iode	Issue of Data Ephemeris. Permet d'identifier chaque jeu de données d'éphéméride	-
19	GPS_week	Numéro de la semaine au temps de référence de l'éphéméride	-
20	Toc	Nombre de secondes écoulées indiqué par l'horloge satellite à l'instant de référence de l'horloge	s
21	af0	Biais de l'horloge satellite	s
22	af1	Dérive de l'horloge satellite	s
23	af2	Vitesse de dérive de l'horloge satellite	s/s2
24	TGD	Time Group Delay	s

3.2.3. Fichier des messages de navigation GLONASS

2.11	G: GLONASS NAV DATA	RINEX VERSION / TYPE
teqc 2016Apr1	IGN	20190102 01:33:01UTC
18		PGM / RUN BY / DATE
		LEAP SECONDS
		END OF HEADER
1 19	1 1 0 15 0.0 3.725569695234D-05 0.000000000000D+00 0.000000000000D+00	
	-1.441067773438D+04 -4.447116851807D-01 1.862645149231D-09 0.000000000000D+00	
	-2.050081542969D+04 -5.034303665161D-01 0.000000000000D+00 1.000000000000D+00	
	4.801310058594D+03 -3.478555679321D+00 0.000000000000D+00 0.000000000000D+00	
2 19	1 1 0 15 0.0 3.471532836556D-04 1.818989403546D-12 0.000000000000D+00	
	-1.397581494141D+04 -1.427874565125D+00 9.313225746155D-10 0.000000000000D+00	
	-5.014177246094D+03 -2.451650619507D+00 0.000000000000D+00 -4.000000000000D+00	
	2.075630810547D+04 -1.560638427734D+00 -1.862645149231D-09 0.000000000000D+00	
3 19	1 1 0 15 0.0 1.532481983304D-04 9.094947017729D-13 1.860000000000D+03	
	-5.117909667969D+03 -1.393065452576D+00 0.000000000000D+00 0.000000000000D+00	
	1.227115917969D+04 -2.630811691284D+00 0.000000000000D+00 5.000000000000D+00	
	2.180929003906D+04 1.150849342346D+00 -2.793967723846D-09 0.000000000000D+00	
8 19	1 1 0 15 0.0 1.977477222681D-05 0.000000000000D+00 0.000000000000D+00	
	-6.657062011719D+03 5.672225952148D-01 9.313225746155D-10 0.000000000000D+00	
	-2.231201757812D+04 1.316658973694D+00 0.000000000000D+00 6.000000000000D+00	
	-1.036564306641D+04 -3.185455322266D+00 9.313225746155D-10 0.000000000000D+00	
9 19	1 1 0 15 0.0 4.665739834309D-05 1.818989403546D-12 0.000000000000D+00	
	2.527308789062D+04 4.263153076172D-01 9.313225746155D-10 0.000000000000D+00	
	-8.663457031250D+02 -1.197452545166D-01 -2.793967723846D-09 -2.000000000000D+00	
	3.101328125000D+03 -3.529346466064D+00 9.313225746155D-10 0.000000000000D+00	

Figure 3.4 : Exemple des messages de navigation GLONASS

Le troisième fichier RINEX correspond aux messages de navigation de GLONASS. Dans son en-tête, il contient des informations telles que la date de création du fichier, le nom de l'agence

qui dirige la campagne, le temps de référence, ou la correction à l'échelle de temps système (dans quelques fichiers) et les secondes intercalaires comme le Tableau 3.9.

Tableau 3.9 : Description de la section « données » du fichier navigation GLONASS

Fichier de données de Navigation GLONASS – Description en tête		
LABEL Ligne (61 :80)	DESCRIPTION	FORMAT
RINEX VERSION / TYPE	- Format version (2.11) - Type de fichier ('G')	F9.2, 11X A1, 39X
CORR TO SYSTEM TIME	- Temps de référence pour la correction du temps du système (année, mois, jour). - Correction à l'échelle de temps système (sec) pour corriger le temps système GLONASS à UTC (SU) (-TauC)	3I6 3X, D19.12
LEAP SECONDS	Nombre de seconds intercalaires depuis 06/01/1980	I6
END OF HEADER	Dernier enregistrement dans la section d'en-tête	60X

Dans la section « données », on distingue les éléments suivants : les positions, les vitesses, les accélérations, son état de santé et la fréquence travaille des satellites comme le Tableau 3.10.

Tableau 3.10 : Description de la section « données » du fichier navigation

Fichier de donne de Navigation GLONASS – Description d'enregistrement de données		
OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
PRN/EPOCH/SV CLK	- Numéro PRN de satellite - Epoch: Toc – Time of clock Année Mois Jour Heure Min Sec - Biais d'horloge (seconds) (-TauN) - Biais de fréquence relatif (+GammaN) - Durée de la trame du message (tk)	I2 Ligne (1 :2) 1X, I2 - ligne (4 :5) 1X, I2 – ligne (7 :8) 1X, I2 – ligne (10 :11) 1X, I2 – ligne (13 :14) 1X, I2 – ligne (16 :17) F5.1 - ligne (18 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61:79)
BROADCAST ORBIT - 1	- Position du satellite X (km) - Vitesse X dot (km/sec) - X accélération (km/sec2) - Santé (0 = OK)	3X, D19.12 – ligne (4 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – linge (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)
BROADCAST ORBIT – 2	- Position du satellite Y (km) - Vitesse Y dot (km/sec) - Y accélération (km/sec2) - Numéro de fréquence (-7 ... 13)	3X, D19.12 – ligne (4 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – linge (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)
BROADCAST ORBIT – 3	- Position du satellite Z (km) - Vitesse Z dot (km/sec) - Z accélération (km/sec2) - Âge des informations opérationnelles (jours)	3X, D19.12 – ligne (4 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61 :79)

Après avoir lu toutes les informations, elles sont stockées sous Matlab comme indiqué dans le Tableau 3.11.

Tableau 3.11 : Stockage des données du fichier de navigation sous Matlab

Col	Abrev.	Description	Unité
1	PRN number	Numéro PRN du satellite	-
2	TauN	SV clock bias	Seconds
3	GammaN	SV relative frequency bias	Seconds
4	tk	Message frame time	Seconds
5	X_SV	Position X du satellite	Km
6	VX_SV	Vélocité X du satellite	Km/s
7	X_acl	Accélération X du satellite	Km/s ²
8	Y_SV	Position Y du satellite	Km
9	VY_SV	Vélocité X du satellite	Km/s
10	Y_acl	Accélération Y du satellite	Km/s ²
11	Fre_num	Numéro de la fréquence	-
12	Z_SV	Position Z du satellite	Km
13	VZ_SV	Vélocité Z du satellite	Km/s
14	Z_acl	Accélération Z du satellite	Km/s ²
15	Age_of_oper	L'âge d'opération	Days
16	TauC	Correction à l'échelle de temps système (sec) pour corriger le temps système GLONASS à UTC (SU)	s

3.2.4. Fichier des messages de navigation Galileo

```

3.02          N: GNSS NAV DATA      E: GALILEO          RINEX VERSION / TYPE
Converto v3.5.2  IGN                20190102 013014 UTC  PGM / RUN BY / DATE
GAL  2.77500E+01 3.75000E-01 1.0681E-03 0.00000E+00  IONOSPHERIC CORR
GAUT 0.0000000000E+00 0.0000000000E+00 86400 2034  TIME SYSTEM CORR
GFGA 4.3655745858E-10-4.440892099E-16 172800 2034  TIME SYSTEM CORR
18      18 1929      7          LEAP SECONDS
END OF HEADER

E01 2018 12 31 04 20 00-5.105205345899D-04-8.157030606526D-12 0.000000000000D+00
4.200000000000D+01 8.934375000000D+01 3.026911797312D-09-1.379151208646D+00
4.025176167488D-06 1.222565770149D-04 3.630295395851D-06 5.440616949081D+03
1.020000000000D+05-4.294083943231D-08 2.82310886970D+00-1.362645149231D-08
9.902716129475D-01 2.784687800000D-02-1.032288415185D+00-5.778812139293D-09
1.485776174256D-10 5.170000000000D+02 2.034000000000D+03 0.000000000000D+00
3.120000000000D+00 0.000000000000D+00-4.889443516731D-09-5.587935447693D-09
1.026640000000D+05

E01 2019 01 01 02 00 00-5.111540085636D-04-8.142819751811D-12 0.000000000000D+00
4.400000000000D+01 1.250000000000D+02 2.876191233481D-09 1.961682967101D+00
5.729496479034D-06 1.194483936084D-08 3.676861524582D-06 5.440620973597D+03
1.800000000000D+05 5.401670932770D-08-2.823555442269D+00 1.862645149231D-09
9.902820201468D-01 2.763125000000D+02-9.862479591748D-01-5.659164298337D-09
1.864363372504D-10 5.170000000000D+02 2.034000000000D+03 0.000000000000D+00
3.120000000000D+00 0.000000000000D+00-4.656612873077D-09-5.355104804039D-09
1.812250000000D+05

E01 2019 01 01 02 10 00-5.111589562148D-04-8.142819751811D-12 0.000000000000D+00
4.500000000000D+01 1.258125000000D+02 2.865476501455D-09 2.034383083353D+00
5.759298801422D-06 1.194375799969D-04 3.755092620850D-06 5.440621551514D+03
1.806000000000D+05 5.774199962616D-08-2.823558865497D+00 9.313225746155D-09
9.902821152364D-01 2.742187500000D+02-9.845630184074D-01-5.660235771540D-09
1.917937032633D-10 5.170000000000D+02 2.034000000000D+03 0.000000000000D+00
3.120000000000D+00 0.000000000000D+00-4.656612873077D-09-5.355104804039D-09
1.812240000000D+05

E01 2019 01 01 02 20 00-5.111638456583D-04-8.128608897096D-12 0.000000000000D+00
4.600000000000D+01 1.262812500000D+02 2.854404611695D-09 2.107283414573D+00
5.776062607765D-06 1.192254712805D-04 3.831461071968D-06 5.440622104645D+03
1.812000000000D+05 6.146728992462D-08-2.823562294577D+00 1.676380634308D-08
9.902822117890D-01 2.720937500000D+02-9.830785247925D-01-5.661307244742D-09
1.978653847446D-10 5.130000000000D+02 2.034000000000D+03 0.000000000000D+00
3.120000000000D+00 0.000000000000D+00-4.656612873077D-09-5.355104804039D-09
1.819240000000D+05
    
```

Figure 3.5 : Exemple du fichier des messages de navigation Galileo

Le quatrième fichier RINEX correspond aux messages de navigation Galileo. Il contient les informations sur les satellites comme indiqué dans la Figure 3.5. Dans son en-tête, il contient des informations telles que la date de création du fichier, le nom de l'agence qui dirige la compagnie (Tableau 3.12). En outre, il peut contenir des informations supplémentaires, comme les paramètres du modèle ionosphérique, les paramètres pour corriger le système de temps, les

secondes intercalaires. Comme le fichier d'observations, la dernière ligne doit être « END OF HEADER ».

Tableau 3.12 : Section d'en-tête des messages de navigation Galileo

Fichier des messages de Navigation Galileo – Description en tête		
LABEL Ligne (61 :80)	DESCRIPTION	FORMAT
#IONOSPHERIC CORR	Type de correction : GAL	A4,1X - ligne (1 :5)
	Paramètres de l'ionosphère de Galileo A0-A3	D12.4 - A0 - ligne (6 :17) D12.4 - A1 - ligne (18 :29) D12.4 - A2 - ligne (30 :41) D12.4 - A3 - ligne (42 :53)
#TIME SYSTEM CORR	Type de correction, exemple : GAUT (GAL à UTC)	A4,1X - ligne (1 : 5)
	Coefficient a0	D17.10 - ligne (6 : 22)
	Coefficient a1	D16.9 - ligne (23 : 38)
	Temps de référence pour le polynôme : T	I7 - ligne (39 : 45)
	Numéro de la semaine de référence : W	I5 - ligne (46 : 50)
#LEAP SECONDS	Actuel nombre de secondes intercalaires	I6 - ligne (1 :6)
END OF HEADER		

La section « données » est composée de différents paramètres, les paramètres d'almanach reliant le temps Galileo et l'UTC, le numéro PRN du satellite et l'horodatage, les paramètres d'horloge satellite. Les données enregistrées ci-dessous contiennent des informations sur l'orbite de diffusion de satellite, la santé du satellite, la semaine Galileo et d'autres informations pertinentes (BROADCAST ORBIT -1,-2,-3,-4,5,-6,-7 dans Tableau 3.13). Le Tableau 3.13 présente la description de la section « données » du fichier navigation.

Tableau 3.13 : Description de la section « données » du fichier de navigation de Galileo

Fichier de la Navigation de Galileo– Description d'enregistrement de données		
OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
PRN/EPOCH/SV CLK	- Système de satellite et numéro PRN de satellite - Epoch : Toc – Time of clock Année Mois Jour Heure Min Sec - Biais d'horloge (seconds) - Dérive de l'horloge (sec/sec) - Vitesse de dérive de l'horloge (sec/sec2)	A1,I2.2 - Ligne (1 :3) 1X, I4 - ligne (5 :8) 1X, I2.2 – ligne (10 :11) 1X, I2.2 – ligne (13 :14) 1X, I2.2 – ligne (16 :17) 1X, I2.2 – ligne (18 :19) 1X, I2.2 – ligne (21 :22) D19.12 – ligne (23 :41) D19.12 – ligne (42 :60) D19.12 – ligne (61:79)
BROADCAST ORBIT – 1	- IODE (Issue Of Data, Ephemeris) - Crs (mètres) - Delta n (radians/sec) - M0 (radians)	4X, D19.12 – ligne (5 :23) D19.12 – ligne (24 :42) D19.12 – ligne (43 :61) D19.12 – ligne (62 :80)
BROADCAST ORBIT – 2	- Cuc (radians) - e Eccentricity - Cus (radians) - sqrt(A) (sqrt(m))	4X, D19.12 – ligne (5 :23) D19.12 – ligne (24 :42) D19.12 – ligne (43 :61) D19.12 – ligne (62 :80)
BROADCAST ORBIT – 3	- Toe (Time of Ephemeris) (seconds) - Cic (radians) - OMEGA (radians) - CIS (radians)	4X, D19.12 – ligne (5 :23) D19.12 – ligne (24 :42) D19.12 – ligne (43 :61) D19.12 – ligne (62 :80)
BROADCAST ORBIT – 4	- i0 (radians) - Crc (mètres) - omega (radians) - OMEGA DOT (radians/sec)	4X, D19.12 – ligne (5 :23) D19.12 – ligne (24 :42) D19.12 – ligne (43 :61) D19.12 – ligne (62 :80)
BROADCAST ORBIT – 5	- IDOT (radians/sec) - Sources de données - Semaine GAL - Spare	4X, D19.12 – ligne (5 :23) D19.12 – ligne (24 :42) D19.12 – ligne (43 :61) D19.12 – ligne (62 :80)
BROADCAST ORBIT – 6	- Exactitude de SV (mètres) - Santé de SV - BGD E5a/E1 (sec) - BGD E5b/E1 (sec)	4X, D19.12 – ligne (5 :23) D19.12 – ligne (24 :42) D19.12 – ligne (43 :61) D19.12 – ligne (62 :80)
BROADCAST ORBIT – 7	- Délai de transmission du message - Fit interval - Spare - Spare	4X, D19.12 – ligne (5 :23) D19.12 – ligne (24 :42) D19.12 – ligne (43 :61) D19.12 – ligne (62 :80)

Après avoir lu toutes les informations, elles sont stockées sous Matlab comme indiqué dans le Tableau 3.14.

Tableau 3.14 : Stockage des données du fichier de navigation sous Matlab

Col	Abrev.	Description	Unité
1	PRN	Numéro PRN du satellite	-
2	M0	Anomalie moyenne (à l'instant de référence de l'éphéméride)	Rad
3	Delta n	Correction du mouvement moyen	Rad/s
4	E	Excentricité de l'orbite du satellite	-
5	sqrt(a)	Racine-carrée du demi grand axe de l'orbite du satellite	\sqrt{m}
6	OMEGA	Longitude du nœud ascendant	Rad
7	i0	Inclinaison de l'orbite, à l'instant de référence de l'éphéméride	Rad
8	omega	Argument de périégée (pour l'instant de référence de l'éphéméride)	Rad

Traitement des données GNSS

9	OMEGA DOT	Variation de la longitude du nœud ascendant	Rad/s
10	IDOT	Variation de l'inclinaison de l'orbite	Rad/s
11	Cuc , Cus	Amplitudes des termes de correction harmonique cosinus et sinusoïdale pour l'argument calculé de latitude	Rad
12			
13	Crc , Crs	Amplitude des termes de correction harmonique cosinus et sinus pour le rayon d'orbite calculé	m
14			
15	Cic , Cis	Amplitude des termes de correction harmonique cosinus et sinusoïdale pour les angles d'inclinaison calculés	Rad
16			
17	Toe	Nombre de secondes écoulées depuis le début de la semaine Galileo au temps de référence de l'éphéméride	s
18	IODE	Issue of Data Ephemeris. Permet d'identifier chaque jeu de données d'éphéméride	-
19	GAL_week	Numéro de la semaine au temps de référence de l'éphéméride	-
20	TOC	Nombre de secondes écoulées indiqué par l'horloge satellite à l'instant de référence de l'horloge	s
21	af0	Biais de l'horloge satellite	s
22	af1	Dérive de l'horloge satellite	s
23	af2	Vitesse de dérive de l'horloge satellite	s/s2

Après avoir récupéré les données dans les fichiers RINEX, il est possible de déterminer les positions et les vitesses des satellites (GPS, Galileo et GLONASS), cela fera l'objet de la section 3.3.

3.3. Détermination des positions et les vitesses des satellites

3.3.1. Calcul des positions et des vitesses des satellites GPS et Galileo

A. Calcul des positions

En utilisant les paramètres donnés dans les tableaux Tableau 3.8 et Tableau 3.14, la procédure ci-dessous permet de calculer la position d'un satellite en coordonnées ECEF [20] :

- a. Calculer le demi-grand axe de l'orbite elliptique du satellite

$$a = (\sqrt{a})^2 \quad (3.1)$$

Où \sqrt{a} (donnée d'entrée) est la racine carrée du demi-grand axe spécifiée dans les données éphémérides.

- b. Calculer le mouvement moyen de satellite

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (3.2)$$

Où μ désigne la constante gravitationnelle de la Terre, $\mu = 3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$

- c. Trouver le temps t_k (le temps depuis l'époque de référence)

$$t_k = t - t_{oe} \quad (3.3)$$

Où t est l'heure du système GPS au moment de la transmission et t_{oe} est nombre de secondes écoulées depuis le début de la semaine GPS au temps de référence de l'éphéméride (t_{oe} est Toe dans le Tableau 3.8). Le temps t_k devrait être corrigé pour le croisement de fin de semaine en tant que:

Si ($t_k > 302,400$)

$$t_k = t_k - 604,800$$

Sinon ($t_k < -302,400$)

$$t_k = t_k + 604,800$$

Fin Si

- d. Après le mouvement moyen par la correction Δn spécifiée dans les éphémérides

$$n = n_0 + \Delta n \quad (3.4)$$

- e. Calculer la moyenne M_k à l'instant t_k

$$M_k = M_0 + nt_k \quad (3.5)$$

Où M_0 est l'anomalie moyenne au temps de référence

- f. Calculer l'anomalie excentrique E_k en résolvant la loi de Kepler

$$E_k = M_k + e \sin E_k \quad (3.6)$$

Où e est l'excentricité de l'orbite du satellite. Normalement, l'équation (3.6) est résolue de manière itérative en définissant un $E_k = M_k$ initial. En outre, la réponse doit être corrigée pour se situer entre 0 et 2π .

- g. Calculer la vraie anomalie v_k

$$v_k = \tan^{-1} \left\{ \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E_k / (1 - e \cos E_k)}{(\cos E_k - e) / (1 - e \cos E_k)} \right\} \quad (3.7)$$

- h. Calculer l'argument de latitude ϕ_k

$$\phi_k = v_k + \omega \quad (3.8)$$

- i. Calculez les trois perturbations harmoniques

L'argument de la correction de latitude est

$$\delta u_k = C_{us} \sin 2\phi_k + C_{uc} \cos 2\phi_k \quad (3.9)$$

La correction du rayon est

$$\delta r_k = C_{rs} \sin 2\phi_k + C_{rc} \cos 2\phi_k \quad (3.10)$$

La correction d'inclinaison est

$$\delta i_k = C_{is} \sin 2\phi_k + C_{ic} \cos 2\phi_k \quad (3.11)$$

j. Calculer l'argument de latitude corrigé

$$u_k = \phi_k + \delta u_k \quad (3.12)$$

k. Calculer le rayon corrigé

$$r_k = a(1 - e \cos E_k) + \delta r_k \quad (3.13)$$

l. Calculer l'inclinaison corrigée

$$i_k = i_0 + \delta i_k + (IDOT)t_k \quad (3.14)$$

m. Calculer la position du satellite dans son plan orbital

$$x'_k = r_k \cos u_k \quad (3.15)$$

$$y'_k = r_k \sin u_k \quad (3.16)$$

n. Calculer la longitude corrigée du nœud ascendant Ω_k

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe} \quad (3.17)$$

Où $\dot{\Omega}_e$ est la vitesse de rotation de la Terre. C'est le même ω_e , mais $\dot{\Omega}_e$ est utilisé pour être cohérent avec la référence principale.

o. Enfin, calculer la position du satellite dans l'e-frame

$$x_k = x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i_k \sin \Omega_k \quad (3.18)$$

$$y_k = x'_k \sin \Omega_k + y'_k \cos i_k \cos \Omega_k \quad (3.19)$$

$$z_k = y'_k \sin i_k \quad (3.20)$$

Il y a un autre raffinement à prendre en compte. Les paramètres d'éphéméride dans le message de navigation donnent $\tilde{P}^m = [x_k; y_k; z_k]$, qui est la position du satellite au moment de la transmission du signal exprimée en ECEF. Cependant, au moment où le signal est reçu par l'antenne du récepteur, la trame électronique aurait pivoté autour de l'axe z de la Terre par $\omega_e(t_r - t_t)$ en raison de la rotation du globe pendant le temps de transit ($t_r - t_t$). Il est donc nécessaire d'exprimer la position du satellite dans l'e-frame à l'instant t_r au lieu du temps t_t . Ceci peut être accompli en multipliant \tilde{P}^m par une matrice de rotation appropriée, comme suit:

$$P^m = \begin{bmatrix} \cos \omega_e(t_r - t_t) & \sin \omega_e(t_r - t_t) & 0 \\ -\sin \omega_e(t_r - t_t) & \cos \omega_e(t_r - t_t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tilde{P}^m \quad (3.21)$$

B. Calcul de la vitesse

La vitesse d'un satellite peut être calculée en prenant la dérivée de la position dans les équations allant de (3.18) à (3.20). Cela peut être fait par la procédure de pas à pas suivante [20].

- a. Calcul du taux de changement de l'anomalie excentrique

$$\dot{E}_k = \frac{n}{1 - e \cos E_k} \quad (3.22)$$

- b. Calculer le taux de changement de l'argument de latitude

$$\dot{\phi}_k = \frac{\sqrt{1 - e^2}}{1 - e \cos E_k} \dot{E}_k \quad (3.23)$$

- c. Calculer le taux de changement de l'argument de latitude corrigé

$$\dot{u}_k = (1 + 2C_{us} \cos 2\phi_k - 2C_{uc} \sin 2\phi_k) \dot{\phi}_k \quad (3.24)$$

- d. Trouver le taux de changement du rayon corrigé

$$\dot{r}_k = 2(C_{us} \cos 2\phi_k - C_{rc} \sin 2\phi_k) \dot{\phi}_k + Ae \sin(E_k) \dot{E}_k \quad (3.25)$$

- e. Calculer le taux de la position du satellite dans son plan orbital

$$\dot{x}'_k = \dot{r}_k \cos u_k - r_k \sin(u_k) \dot{u}_k \quad (3.26)$$

$$\dot{y}'_k = \dot{r}_k \sin u_k + r_k \cos(u_k) \dot{u}_k \quad (3.27)$$

- f. Calculer le taux de variation de l'inclinaison corrigée

$$\frac{di_k}{dt} = 2(C_{is} \cos 2\phi_k - C_{ic} \sin 2\phi_k) \dot{\phi}_k + IDOT \quad (3.28)$$

- g. Trouver le taux de variation de la longitude corrigée du nœud ascendant

$$\dot{\Omega}_k = \dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e \quad (3.29)$$

- h. Différencier les équations de (3.18) à (3.20) pour obtenir la vitesse du satellite dans le frame ECEF.

$$\dot{x}_k = \dot{x}'_k \cos \Omega_k - \dot{y}'_k \cos i_k \sin \Omega_k + \dot{y}'_k \sin i_k \sin(\Omega_k) \frac{di_k}{dt} - \dot{y}_k \dot{\Omega}_k \quad (3.30)$$

$$\dot{y}_k = \dot{x}'_k \sin \Omega_k + \dot{y}'_k \cos i_k \cos \Omega_k - \dot{y}'_k \sin i_k \cos(\Omega_k) \frac{di_k}{dt} + \dot{x}_k \dot{\Omega}_k \quad (3.31)$$

$$\dot{z}_k = \dot{y}'_k \sin i_k + \dot{y}_k \cos(i_k) \frac{di_k}{dt} \quad (3.32)$$

3.3.2. Calcul de la position et la vitesse de GLONASS

A la différence du GPS et de Galileo, les éphémérides GLONASS contiennent la position, la vitesse et l'accélération du satellite dans le PZ-90.11 au temps référence t_b . Ces paramètres sont généralement mis à jour toutes les 30 minutes et la valeur de t_b fait la référence au centre de l'intervalle de 30 minutes.

Tableau 3.15 : Définition des paramètres d'éphémérides GLONASS

Paramètre	Description
t_b	Temps de référence en secondes du jour GLONASS
x, y, z	Coordonnées de la position satellite dans PZ-90.11 à l'instant t_b (km)
v_x, v_y, v_z	Composantes de la vitesse du satellite à l'instant t_b (km/s)
X'', Y'', Z''	Composantes de l'accélération du satellite à l'instant t_b (km/s^2)

La méthode de Runge - Kutta de quatrième ordre (RK4) est recommandée par le document de contrôle d'interface GLONASS [21], pour déterminer les orbites des satellites GLONASS à l'instant t_k , et ceci est fait en effectuant les actions ci-dessous. En sachant que, l'algorithme de la méthode RK4 pour ce problème est donnée par les équations suivantes [22] :

- 1) Définition d'un problème de valeur initiale à l'instant t_0 , comme suit ($i = 0$):

$$y_0 = (x, y, z, v_x, v_y, v_z) \quad (3.33)$$

Où : (x, y, z, v_x, v_y, v_z) sont les valeurs initiales données dans le Tableau 3.15.

- 2) Tant que ($t_i < t_k$)

$$\text{Si } (t_i + h > t_k), h = t_k - t_i ;$$

$$K_1 = f(t_i, y_i) \quad (3.34)$$

$$K_2 = f\left(t_i + \frac{1}{2}h, y_i + h\frac{1}{2}K_1\right) \quad (3.35)$$

$$K_3 = f\left(t_i + \frac{1}{2}h, y_i + h\frac{1}{2}K_2\right) \quad (3.36)$$

$$K_4 = f(t_i + h, y_i + hK_3) \quad (3.37)$$

$$y_{i+1} = y_i + \frac{h}{6}(K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4) \quad (3.38)$$

$$t_{i+1} = t_i + h \quad (3.39)$$

$$i = i + 1 \quad (3.40)$$

Fin ;

Où $f(t, y)$ sont les équations différentielles orbitales décrivant le mouvement des satellites dans un référentiel inertiel centré sur la terre (ECI) et prenant en compte la force de Coriolis, publiée dans le document de contrôle d'interface GLONASS [21]. $f(t, y)$ représente toutes les équations différentielles orbitales suivantes :

$$\frac{d_x}{d_t} = v_x \quad (3.41)$$

$$\frac{d_y}{d_t} = v_y \quad (3.42)$$

$$\frac{d_z}{d_t} = v_z \quad (3.43)$$

$$\frac{dv_x}{dt} = \frac{-\mu}{r^3}x - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{\mu a_e^2}{r^5}x \left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \omega_e^2 x + 2\omega_e v_y + X'' \quad (3.44)$$

$$\frac{dv_y}{dt} = \frac{-\mu}{r^3}y - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{\mu a_e^2}{r^5}y \left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \omega_e^2 y - 2\omega_e v_x + Y'' \quad (3.45)$$

$$\frac{dv_z}{dt} = \frac{-\mu}{r^3}z - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{\mu a_e^2}{r^5}z \left(3 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + Z'' \quad (3.46)$$

Où r est le rayon orbital et peut être calculé avec $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ (km). Les accélérations X'' , Y'' , Z'' de l'attraction luni-solaire sont constantes dans l'intervalle d'intégration $t_b \pm 15$ minutes [21], $J_2^0 = -1082.63 \times 10^{-6}$, $\mu = 398600.44(km^3/s^2)$, $a_e = 6378.136(km)$, $\omega_e = 7.2921151467 \times 10^{-5}(rad/s)$.

L'obtention de h correspond à l'étape d'intégration et elle est déterminée comme dans [22]

$$h = \begin{cases} 30, & \text{while } |t_k - t_b| > 30 \text{ (s)} \\ 10, & \text{while } |t_k - t_b| > 10 \text{ (s)} \\ 1, & \text{while } |t_k - t_b| > 1 \text{ (s)} \\ |t_k - t_b| & \text{otherwise} \end{cases} \quad (3.47)$$

3.4. Modélisation des erreurs GNSS

La propagation des signaux peut être perturbée par différents phénomènes. Dans cette partie, les erreurs d'horloges des satellites, puis les erreurs liées aux traversées de l'atmosphère (ionosphère, troposphère, ...) et les erreurs des multi-trajets sont mentionnées. Ces erreurs sont les plus importantes pour la navigation.

3.4.1. Correction des erreurs d'horloges satellites

Les satellites utilisent des horloges atomiques pour contrôler les opérations de temps et la génération du signal diffusé. Ces horloges sont très stables et très précises. Cependant, elles ne sont pas parfaites et dérivent un peu par rapport au temps universel ($\sim 2 \times 10^{-16}$ seconde en une seconde). La station de contrôle principale est utilisée pour déterminer et transmettre les paramètres de correction d'horloge aux satellites qui les diffusent ensuite dans leur message (message de navigation).

Un récepteur GPS, Galileo ou GLONASS, lors de la réception d'un signal provenant d'un satellite, le temps de transit du signal est calculé en utilisant (3.48).

$$t_t = \frac{\rho}{c} \quad (3.48)$$

Où

t_t est le temps de transit entre le satellite et le récepteur (s)

ρ est la pseudo-distance d'observation (m)

c est la vitesse de lumière (m/s)

Alors le temps nominal auquel le satellite a envoyé le signal peut être donné par l'équation (3.49).

$$t_{sv} = t_m - t_t \quad (3.49)$$

Où

t_{sv} est le temps brut de transmission du signal des satellites (s)

t_m est le temps mesure au récepteur (s)

Les parties suivantes présentent les corrections des erreurs d'horloge satellite GPS, Galileo et GLONASS pour déterminer le vrai temps de transmission du signal des satellites.

A. Correction d'erreurs d'horloges des satellites GPS, Galileo

La correction d'erreurs d'horloges des satellites $\delta t_{s,G,E}$ peut se calculer comme dans [20] en utilisant l'équation (3.50).

$$\delta t_{s,G,E} = a_{f0} + a_{f1} (t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r(s) \quad (3.50)$$

Où les indices G, E se réfèrent respectivement aux satellites GPS et Galileo ; a_{f0} le biais d'horloge a_{f1} la dérive d'horloge, a_{f2} la dérive de fréquence (a_{f0} , a_{f1} et a_{f2} donnés dans Tableau 3.8 et Tableau 3.14), t_{oc} le temps de référence, t le temps courant et Δt_r la correction des effets relativistes. La correction des effets relativistes est calculée en utilisant l'équation (3.51).

$$\Delta t_r = Fe\sqrt{a} \sin(E_k) \quad (3.51)$$

Avec e l'excentricité de l'orbite du satellite, a la valeur demi-grand axe de l'orbite du satellite (e , a donnés dans les tableaux Tableau 3.8 et le Tableau 3.14), E_k l'anomalie de d'excentricité de l'orbite du satellite qui sont tous trois des paramètres orbitaux transmis dans les éphémérides (source :mathworld/KeplersEquation), $F = \frac{-2\sqrt{\mu}}{c^2} = -4.442807635 * 10^{-10}$ une constante (μ est la valeur universelle de la gravité terrestre et c la célérité).

L'heure satellite corrigée des satellites GPS ou Galileo ($t_{G,E,c}$) à laquelle le signal a été transmis peut-être calculée en utilisant la correction d'horloge mentionnée ci-dessus comme suit :

$$t_{G,E,c} = t_{sv} - \delta t_{s,G,E} \quad (3.52)$$

B. Correction des erreurs d'horloge du satellite GLONASS

La correction d'erreur d'horloge du satellite δt_s peut se calculer comme suit [23]:

$$\delta t_{s,R} = \tau_N - \gamma_N * (t - t_b) + \tau_C \quad (3.53)$$

Avec τ_N est le biais d'horloge, γ_N est le biais de fréquence relative, τ_C est la correction à l'échelle de temps système pour corriger l'heure système GLONASS à UTC(SU), t_b le temps de référence. τ_N ($TauN$), γ_N ($GammaN$), τ_C ($TauC$) et t_b sont donnés dans le Tableau 3.11. Comme dans la partie dédiée à la « Correction d'erreurs d'horloges des satellites GPS, Galileo », on obtient l'heure satellite corrigée de GLONASS suivante :

$$t_{R,c} = t_{sv} - \delta t_{s,R} \quad (3.54)$$

3.4.2. Corrections des erreurs à la propagation

La propagation des signaux GNSS est modifiée en raison de la traversée de l'atmosphère. On sépare usuellement la contribution de deux couches distinctes car leur impact va être différent : la troposphère (0-80 km), dont l'effet est principalement lié aux conditions météorologiques, et l'ionosphère (au-delà de 80 km) dont l'effet est lié à la présence de charge libre.

A. Corrections des erreurs ionosphériques

L'ionosphère est un milieu dispersif : les rayons ultraviolets provenant du soleil ionisent des molécules de gaz neutres et libèrent des électrons. Son altitude est comprise entre 80 km et 1000 km. Ces électrons libres influencent alors la propagation des ondes électromagnétiques. En raison de ce caractère dispersif de l'ionosphère, le retard affectant l'onde dépend en particulier de sa fréquence.

Il existe de nombreux modèles pouvant être utilisés. Dans le cas de récepteur mono-fréquence, on peut utiliser le modèle de Klobuchar pour faire la correction ionosphérique.

Algorithme : Modèle de Klobuchar [20]:

- a. Calcul de l'angle centré sur la Terre Ψ

$$\Psi = \frac{0.0137}{El + 0.11} - 0.022 \quad (3.55)$$

Où El est l'angle élévation du satellite

- b. Détermination de la latitude subionosphérique φ_i

$$\varphi_i = \varphi_u + \Psi \cos A \quad (3.56)$$

Si $\varphi_i > 0.416$ alors

$$\varphi_i = 0.416$$

Si non $\varphi_i < -0.416$ alors

$$\varphi_i = -0.416$$

Fin Si

Où φ_u et A sont l'altitude d'utilisateur et l'angle d'azimut, respective.

- c. Calcul de la longitude subionosphérique λ_i (semi-circles) :

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\Psi \sin(A)}{\cos(\varphi_i)} \quad (3.57)$$

λ_u est la longitude d'utilisateur

- d. Expression de la latitude géomagnétique φ_m

$$\varphi_m = \varphi_i + 0.064 \cos(\lambda_i - 1.617) \quad (3.58)$$

- e. Expression du temps local t , au point sub-ionosphérique :

$$t = 4.32 * 10^4 \lambda_i + t_{satellite} \quad (3.59)$$

Où : $t_{satellite}$ est le temps de satellite (s)

Si $t > 86400$ alors
 $t = t - 86400$
 si non $t < 0$ alors
 $t = t + 86400$
 fin si

f. Calcul de la période du modèle

$$PER = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \beta_n \varphi_m^n & \text{Si } PER \geq 72000 \\ 72000 & \text{Si } PER < 72000 \end{cases} \quad (3.60)$$

β est le coefficient présent dans la message de navigation

g. Calcul de l'argument x

$$x = \frac{2\pi (t - 50400)}{PER} \quad (3.61)$$

h. Estimation du facteur d'inclinaison F :

$$F = 1.0 + 16.0 (0.53 - El)^3 \quad (3.62)$$

i. Calcul de l'amplitude du retard vertical avec α coefficient dans le message de navigation

$$AMP = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \alpha_n \varphi_m^n & \text{Si } AMP \geq 0 \\ 0 & \text{Si } AMP < 0 \end{cases} \quad (3.63)$$

j. Enfin, calcul du retard ionosphérique $Io(s)$

$$Io = \begin{cases} F * [5 * 10^{-9} + AMP \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24}\right)] & \text{Si } |x| < 1.57 \\ 5F * 10^{-9} & \text{Si } |x| \geq 1.57 \end{cases} \quad (3.64)$$

L'erreur due à l'ionosphère peut être corrigée en utilisant des récepteurs bi-fréquences. En effet, on utilise souvent cette solution pour corriger les erreurs ionosphériques. Car deux signaux émis sur L1 et sur L2 suivent exactement le même trajet du satellite au récepteur. En ne considérant que le terme d'erreur liée à l'ionosphère, les mesures de pseudo-distances peuvent être reformulées comme dans les équations suivantes :

$$\rho_{k,f1}^s = r_k^s + Io_{k,1}^s \quad (3.65)$$

$$\rho_{k,f2}^s = r_k^s + Io_{k,2}^s \quad (3.66)$$

r_k^s est la vraie distance entre satellite et récepteur.

Dans le milieu dispersif, l'erreur ionosphérique est proportionnelle à l'inverse du carré de la fréquence [16]:

$$I o_{k,1}^s = \frac{40.3 \text{ TEC}}{f_1^2} \quad (3.67)$$

$$I o_{k,2}^s = \frac{40.3 \text{ TEC}}{f_2^2} \quad (3.68)$$

avec TEC est le nombre total d'électrons,

En utilisant les équations (3.67) et (3.68):

$$I o_{k,2}^s = \frac{f_2^2}{f_1^2} I o_{k,1}^s \quad (3.69)$$

Puis, en utilisant les équations (3.65), (3.66) et (3.69) la différence des pseudo-distances sur L1 et L2 peut être exprimée comme suit:

$$\rho_{k,f1}^s - \rho_{k,f2}^s = I o_{k,1}^s - I o_{k,2}^s = I o_{k,1}^s \left(1 - \frac{f_2^2}{f_1^2}\right) \quad (3.70)$$

Et par conséquent l'erreur pour la pseudo-distance L1 est donnée par (3.71).

$$I o_{k,1}^s = \frac{\rho_{k,f1}^s - \rho_{k,f2}^s}{1 - \frac{f_2^2}{f_1^2}} \quad (3.71)$$

B. Correction des erreurs troposphériques

La troposphère est la couche base de l'atmosphère. Elle est comprise entre 8 km et 15 km d'altitude. Ici, les retards de propagation dépendent des paramètres météorologiques (température, pression, humidité) mais également elle est fonction de l'élévation des satellites. L'effet des biais troposphériques affecte principalement l'estimation de la haute d'utilisateur.

L'estimation du retard troposphérique nécessite la connaissance de la température, de la pression et la pression partielle de vapeur d'eau dans l'atmosphère autour la position du récepteur. Si aucune donnée météorologique n'est pas disponible, on peut utiliser l'algorithme troposphérique MOPS [24]. Cette approche utilise des données météorologiques standard dépendant de la latitude et tient compte des variations saisonnières. Pour calculer des températures, de la pression et la pression partielle de vapeur d'eau dans l'atmosphère, on peut voir les détails sur la référence [24].

Tableau 3.16 : Valeurs moyennes pour les paramètres météorologiques utilisés pour la prévision du retard troposphérique.

Latitude φ	p_0 [hPa]	T_0 [K]	e_0 [hPa]	β_0 [K/m]	λ_0 [/]
$\leq 15^\circ$	1013.25	299.65	26.31	0.00630	2.77
30°	1017.25	294.15	21.79	0.00605	3.15
45°	1015.75	283.15	11.66	0.00558	2.57
60°	1011.75	272.15	6.78	0.00539	1.81
$\geq 75^\circ$	1013.00	263.65	4.11	0.00453	1.55

Tableau 3.17 : Variations saisonnières des paramètres météorologiques utilisés pour l'estimation du retard troposphérique.

Latitude φ	Δp [hPa]	ΔT [K]	Δe [hPa]	$\Delta \beta$ [K/m]	$\Delta \lambda$ [']
$\leq 15^\circ$	0.00	0.00	0.00	0.0000	0.00
30°	-3.75	7.00	8.85	0.0025	0.33
45°	-2.25	11.00	7.24	0.0032	0.46
60°	-1.75	15.00	5.36	0.0081	0.74
$\geq 75^\circ$	-0.50	14.50	3.39	0.0062	0.30

Pour calculer des erreurs troposphériques, nous avons plusieurs modèles : Saastamoinen, Davis et al., Hopfield, Alshuler and Kalaghan (A&K) et Niell. La question se pose de savoir pourquoi il existe tant d'approches différentes. Une des raisons est la difficulté de modéliser la vapeur d'eau. Dans cette partie, on présente deux modèles plus connus : le modèle Hopfield [25][26] et le modèle Saastamoinen [16].

Modèle de Hopfield

Hopfield a développé un modèle où il décompose la réfractivité troposphérique en une composante sèche ($t_{tro,d}^z$) et une composante humide ($t_{tro,w}^z$).

$$t_{tro}^z = t_{tro,d}^z + t_{tro,w}^z \quad (3.72)$$

Avec :

$$t_{tro,d}^z = 77.64 * 10^{-6} \frac{P_0 H_d}{T_0 5} \quad (3.73)$$

$$t_{tro,w}^z = 10^{-6} (-12.96 T_0 + 3.71810^5) \frac{e_0}{5T_0^2} H_w \quad (3.74)$$

Où : P_0 est la pression totale (mbar),

T_0 est la température (Kelvin),

e_0 est la pression partielle de la vapeur d'eau (mbar),

H_d est la hauteur de la composante sèche, $H_d = 40136 + 148.72 (T_0 - 273.16)$ (m)

H_w est la hauteur de la composante humidité, $H_w = 11000$ (m).

Ensuite, un facteur d'obliquité est inclus pour mettre à l'échelle le retard zénithal en fonction de l'angle d'élévation (El), ce qui donne le retard troposphérique *Tropo* :

$$Tropo = t_{tro,d}^z OF_d(El) + t_{tro,w}^z OF_w(El) \quad (3.75)$$

Avec

$$OF_d(El) = \frac{1}{\sin(\sqrt{El^2 + 6.25})} \quad (3.76)$$

$$OF_w(El) = \frac{1}{\sin(\sqrt{El^2 + 2.25})} \quad (3.77)$$

Alors,

$$\begin{aligned}
 Tro &= 77.64 * 10^{-6} \frac{P_0}{T_0} \frac{40136 + 148.72 (T_0 - 273.16)}{5} \frac{1}{\sin(\sqrt{El^2 + 6.25})} \\
 &+ 10^{-6} (-12.96 T_0 + 3.71810^5) \frac{e_0}{5T_0^2} 11000 \frac{1}{\sin(\sqrt{El^2 + 2.25})} (m)
 \end{aligned} \tag{3.78}$$

Modèle Saastamoinen :

Le modèle de Saastamoinen permet de calculer le délai troposphérique total. Il est exprimé en mètres en fonction de z , p_0, T_0 et e_0 , comme :

$$Tro = \frac{0.002277}{\cos z} \left[p_0 + \left(\frac{1255}{T_0} + 0.05 \right) e_0 - \tan^2 z \right] \tag{3.79}$$

Où : z désigne l'angle zénithal du satellite, p_0 est la pression atmosphérique en millibar, T_0 est la température en Kelvin, et e_0 est la pression partielle de la vapeur d'eau en millibar.

Ce modèle est affiné en prenant en compte deux termes de correction, l'un dépendant de la hauteur du site d'observation et l'autre de la hauteur (B) et de l'angle zénithal (δR). La formule affinée est la suivante :

$$Tro_r = \frac{0.002277}{\cos z} \left[p_0 + \left(\frac{1255}{T_0} + 0.05 \right) e_0 - B \tan^2 z \right] + \delta R \tag{3.80}$$

Où : les termes de correction B et δR sont présentés dans deux tableaux comme suit :

Tableau 3.18 : Terme de correction B[16]

Hauteur [km]	B [mb]
0.0	1.156
0.5	1.079
1.0	1.006
1.5	0.938
2.0	0.874
2.5	0.813
3.0	0.757
4.0	0.654
5.0	0.563

Tableau 3.19 : Terme de correction δR [16]

Angle zénithal	Hauteur de la station au-dessus du niveau de la mer [km]							
	0	0.5	1.0	1.5	2.0	3.0	4.0	5.0
60°00'	0.003	0.003	0.002	0.002	0.002	0.002	0.001	0.001
66°00'	0.006	0.006	0.005	0.005	0.004	0.003	0.003	0.002
70°00'	0.012	0.011	0.010	0.009	0.008	0.006	0.005	0.004
73°00'	0.020	0.018	0.017	0.015	0.013	0.011	0.009	0.007
75°00'	0.031	0.028	0.025	0.023	0.021	0.017	0.014	0.011

76°00'	0.039	0.035	0.032	0.029	0.026	0.021	0.017	0.014
77°00'	0.050	0.045	0.041	0.037	0.033	0.027	0.022	0.018
78°00'	0.065	0.059	0.054	0.049	0.044	0.036	0.030	0.024
78°30'	0.075	0.068	0.062	0.056	0.051	0.042	0.034	0.028
79°00'	0.087	0.079	0.072	0.065	0.059	0.049	0.040	0.033
79°30'	0.102	0.093	0.085	0.077	0.070	0.058	0.047	0.039
79°45'	0.111	0.101	0.092	0.083	0.076	0.063	0.052	0.043
80°00'	0.121	0.110	0.100	0.091	0.083	0.068	0.056	0.047

3.4.3. Modèle des multi-trajets

On parle de multi-trajets lorsqu'un signal émis par un satellite suit plusieurs chemins de propagation depuis l'antenne jusqu'au point de réception. L'antenne reçoit la plupart des signaux directement du satellite, mais elle peut recevoir les signaux réfléchis par les surfaces. En pratique, les mutli-trajets dépendent de l'environnement entre le récepteur et des satellites et alors, ils sont difficiles à modéliser. Mais, dans ce mémoire, nous allons présenter un modèle pour déterminer les multi-trajets grâce à la combinaison des observations en code et en phase.

Les observations en code observées sur les fréquences L1 et L2 peuvent être exprimées [26] :

$$P_1 = \rho + Io_1 + Mul_1 \quad (3.81)$$

$$P_2 = \rho + Io_2 + Mul_2 \quad (3.82)$$

Avec Io est le retard de l'ionosphérique et Mul est le bruit des multi-trajets.

De même pour les observations de phase :

$$\Phi_1 = \rho - Io_1 + \lambda_1 N_1 + mul_1 \quad (3.83)$$

$$\Phi_2 = \rho - Io_2 + \lambda_2 N_2 + mul_2 \quad (3.84)$$

Les erreurs de multi-trajets sur la phase sont très petites alors on met $mul_1 = mul_2 = 0$. On souhaite trouver une expression pour Mul_1 . D'abord, on va soustraire l'équation (3.81) de l'équation (3.83):

$$P_1 - \Phi_1 = 2Io_1 + Mul_1 - \lambda_1 N_1 \quad (3.85)$$

Ou

$$Mul_1 - \lambda_1 N_1 = P_1 - \Phi_1 - 2Io_1 \quad (3.86)$$

Ensuite, on effectue la soustraction entre l'équation (3.83) et l'équation (3.84):

$$\Phi_1 - \Phi_2 = Io_2 - Io_1 + \lambda_1 N_1 - \lambda_2 N_2 = (\alpha - 1)Io_1 + \lambda_1 N_1 - \lambda_2 N_2 \quad (3.87)$$

Ou

$$Io_1 = \frac{1}{\alpha - 1}(\Phi_1 - \Phi_2) + \frac{1}{\alpha - 1}(\lambda_2 N_2 - \lambda_1 N_1) \quad (3.88)$$

On insère l'équation (3.88) dans l'équation (3.86) et obtient :

$$Mul_1 - \lambda_1 N_1 = P_1 - \Phi_1 - \frac{2}{\alpha - 1}(\Phi_1 - \Phi_2) - \frac{2}{\alpha - 1}(\lambda_2 N_2 - \lambda_1 N_1) \quad (3.89)$$

Ou

$$\begin{aligned}
 Mul_1 = P_1 - \left(\frac{2}{\alpha - 1} + 1 \right) \phi_1 + \frac{2}{\alpha - 1} \phi_2 + \\
 (\lambda_1 N_1 - \frac{2}{\alpha - 1} (\lambda_2 N_2 - \lambda_1 N_1))
 \end{aligned} \tag{3.90}$$

3.5. Résultats de simulation des erreurs sources

Dans cette partie, on présente des résultats de simulation sur la correction des erreurs : l'horloge du satellite, l'ionosphérique, le troposphérique et les multi-trajets. De plus, on va évaluer quelle source d'erreur a plus d'impact sur le calcul de la position. Afin d'illustrer les algorithmes décrits précédemment, nous présentons dans cette partie des résultats de simulation obtenus à partir de deux fichiers RINEX : les messages de navigation de GPS « abmf0010.18n » et d'observations « abmf0010.18o » de la station « abmf » au 01/01/2018 à Guadeloupe.

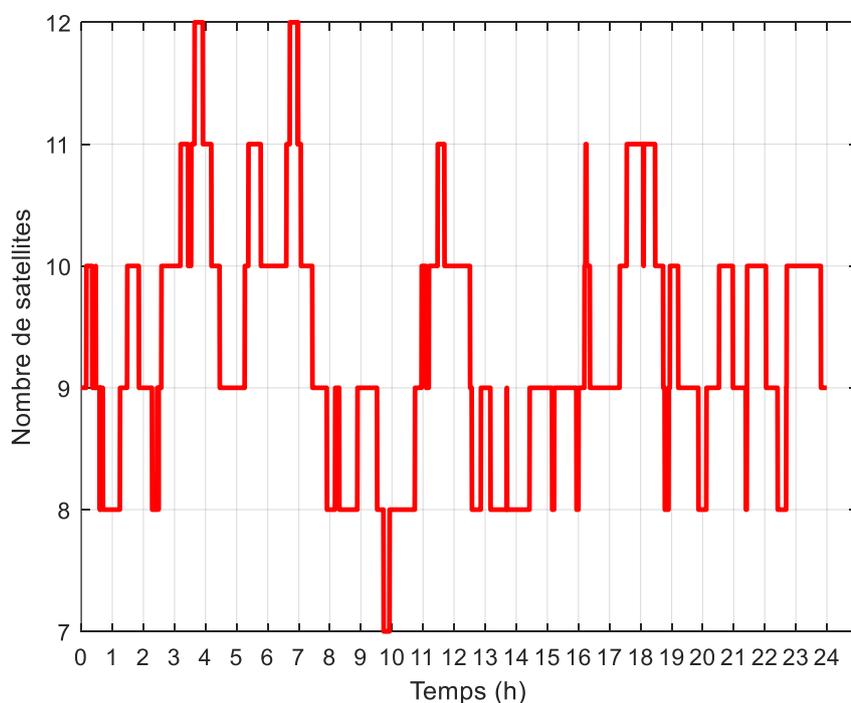


Figure 3.6 : Nombre de satellites GPS

La Figure 3.6 présente le nombre de satellites GPS. Le nombre de satellites visibles minimum est 7 et le maximum est 12 satellites visibles. Dans les figures suivantes, on va présenter les illustrations des « corrections moyennes » suivantes : horloge des satellites, ionosphériques, troposphériques et multi-trajets.

La Figure 3.7 présente la « correction moyenne » d'horloge des satellites GPS. Le modèle de correction est présenté par l'équation (3.50). Les corrections sont élevées d'environ 90000 (m).

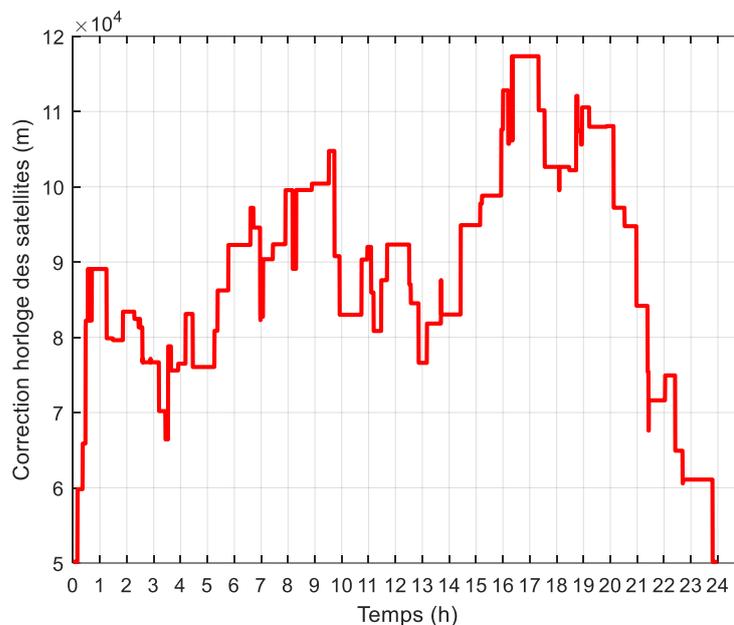


Figure 3.7 : Correction moyenne d'horloge des satellites GPS

La Figure 3.8 présente la « correction moyenne » des erreurs ionosphériques. Le modèle des corrections est en bi-fréquences, il est présenté par l'équation (3.71). La correction moyenne est de 9 (m).

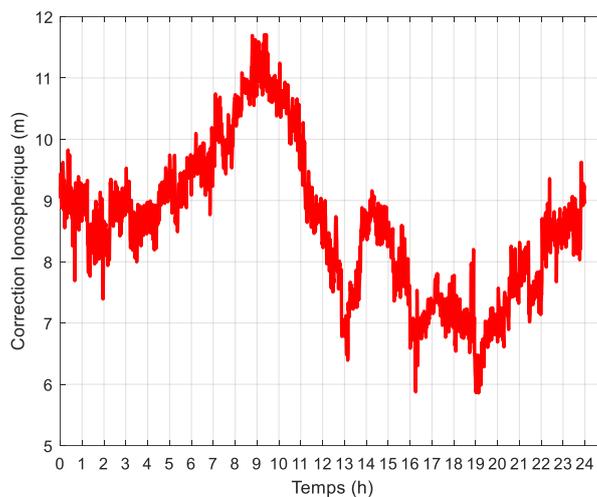


Figure 3.8 : « Correction moyenne » des erreurs ionosphériques

La Figure 3.9 présente la correction moyenne des erreurs troposphériques. On utilise le modèle Hopfield pour déterminer ces corrections (Cf. l'équation (3.78)). Ces corrections sont en fluctuation car elles sont fonction de l'angle élévation.

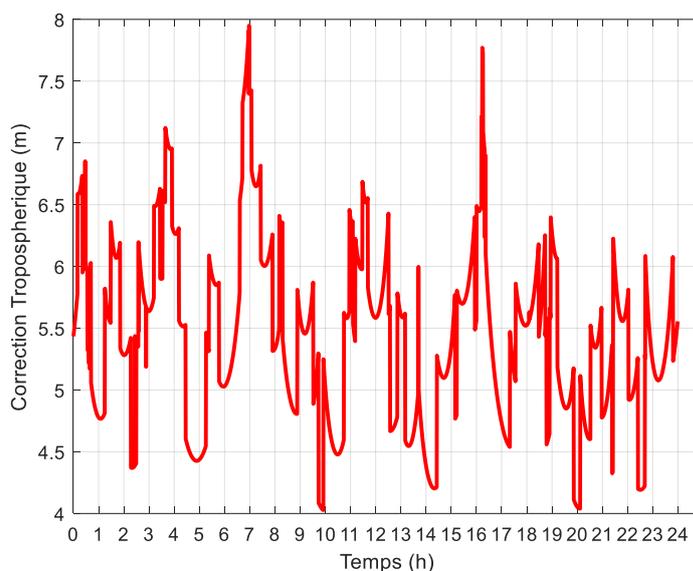


Figure 3.9 : « Correction moyenne » des erreurs troposphériques

La Figure 3.10 présente la correction moyenne des multi-trajets. Le modèle utilisé est donné par l'équation (3.90). Les multi-trajets dans ce cas sont faibles car nous disposons des données estimées pour la station de base.

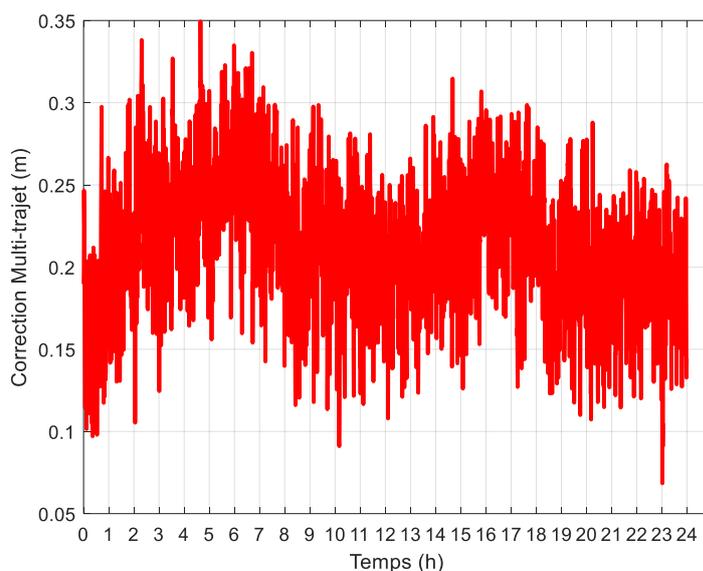


Figure 3.10 : Correction moyenne des multi-trajets

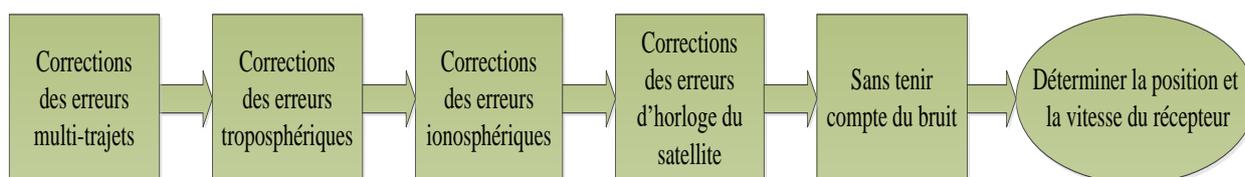


Figure 3.11 : Corrections successives des erreurs pour évaluation de leur impact sur le calcul de position

La Figure 3.11 représente les corrections successives des erreurs pour l'évaluation de leur impact sur le calcul de la position. Dans un premier temps, nous avons calculé la position sans

tenir compte du bruit. Ensuite, on compense des corrections d'horloge du satellite. Après, on ajoute des corrections ionosphériques. Et puis, on ajoute des corrections troposphériques. Enfin, on compense les corrections des multi-trajets.

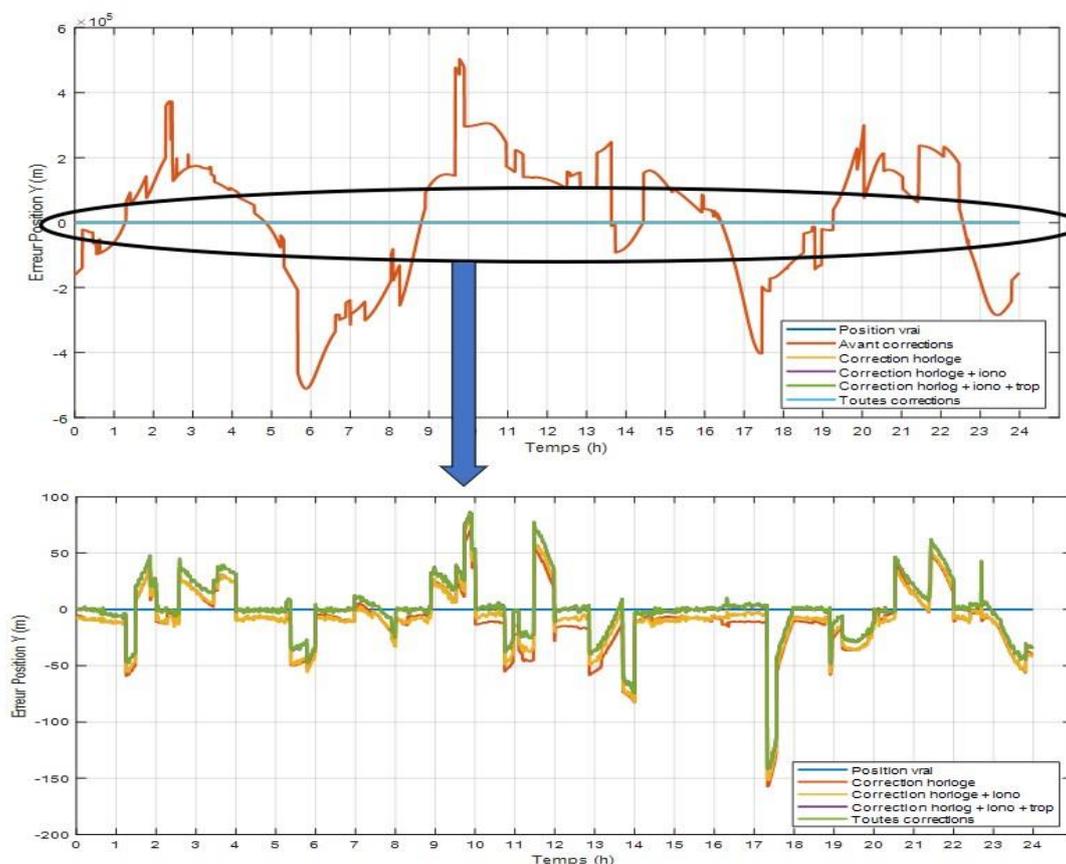


Figure 3.12 : Comparaison des erreurs de position du récepteur avec correction des différents erreurs sur la position Y.

La Figure 3.12 présente la comparaison des erreurs de position en considérant six situations : position vraie (premier cas), avant correction (deuxième cas), correction horloge de satellite (troisième cas), corrections horloge de satellite + corrections ionosphériques (quatrième cas), corrections horloge de satellite + corrections ionosphériques + correction troposphériques (cinquième cas) et prise en compte de toutes les corrections (sixième cas). Sur la Figure 3.12(a), les erreurs de position sont plus grandes que dans le cas avant corrections des erreurs. Toutes les courbes des autres cas sont superposées. La Figure 3.12(b) permet de mieux observer les impacts des corrections sur la précision de position. En observant les résultats obtenus, on peut voir que les corrections d'horloge du satellite ont plus d'impacts sur le calcul de position.

3.6. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté quatre types des fichiers de données GNSS : observations GNSS, messages de navigation GPS, messages de navigation GLONASS et messages de navigation Galileo. Dans les fichiers des messages de navigation, on récupère les paramètres d'éphéméride et présentons aussi les algorithmes pour déterminer la position et la vitesse des satellites (GPS, Galileo et GLONASS). Dans le fichier d'observations, on récupère les pseudo-distances entre les satellites et le récepteur, l'effet Doppler, les signaux avec bruit, ... On combine des données des deux fichiers et utilisons les différents modèles présentés pour estimer les erreurs liées aux : horloges des satellites, à la troposphère, à l'ionosphère et aux multi-trajets.

Dans le chapitre 4 suivant, on présentera quelques méthodes permettant de corriger les pseudo-distances entre les satellites et le récepteur à partir des erreurs décrites dans ce chapitre 3. Ces corrections seront réalisées en code PRN et en phase. Puis, des algorithmes de positionnement seront développés : les moindres carrés et le filtre de Kalman étendu.